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

Takım Yapısı

Yakup UZUN
Takım Danışmanı
Atatürk Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Doktor Öğretim Üyesi

Halil ALAN
Takım Kaptanı
Atatürk Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Mezunu

Yücel BAŞER
Aviyonik Lideri
Atatürk Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği 4. Sınıf Öğrencisi

Murat PEKİN
Tasarım Sorumlusu
Atatürk Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü 4. Sınıf Öğrencisi

Burak GÖÇER
Donanım Sorumlusu
Atatürk Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü 4. Sınıf Öğrencisi

Taha Buğra GÖL
Aviyonik Sorumlusu
Atatürk Üniversitesi Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü 4. Sınıf Öğrencisi

Zehra CİFCİBAŞI
Analiz Sorumlusu
İstanbul Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü 4. Sınıf Öğrencisi

Enes GÜLER
Yazılım Sorumlusu
Atatürk Üniversitesi Bilgisayar Mühendisliği Bölümü 4. Sınıf Öğrencisi

Ahmet Serhat COŞKUN Analiz Sorumlusu Atatürk Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü 1. Sınıf Öğrencisi

Mehmet Akif AYAZ
Tasarım Sorumlusu
Atatürk Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Mezunu

Mehmet UZUN
Malzeme Sorumlusu
Atatürk Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü 1. Sınıf Öğrencisi

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	23800
Çap (mm):	140
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	25520
Yakıt Kütlesi (g):	2683
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	4349
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4100
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	28203

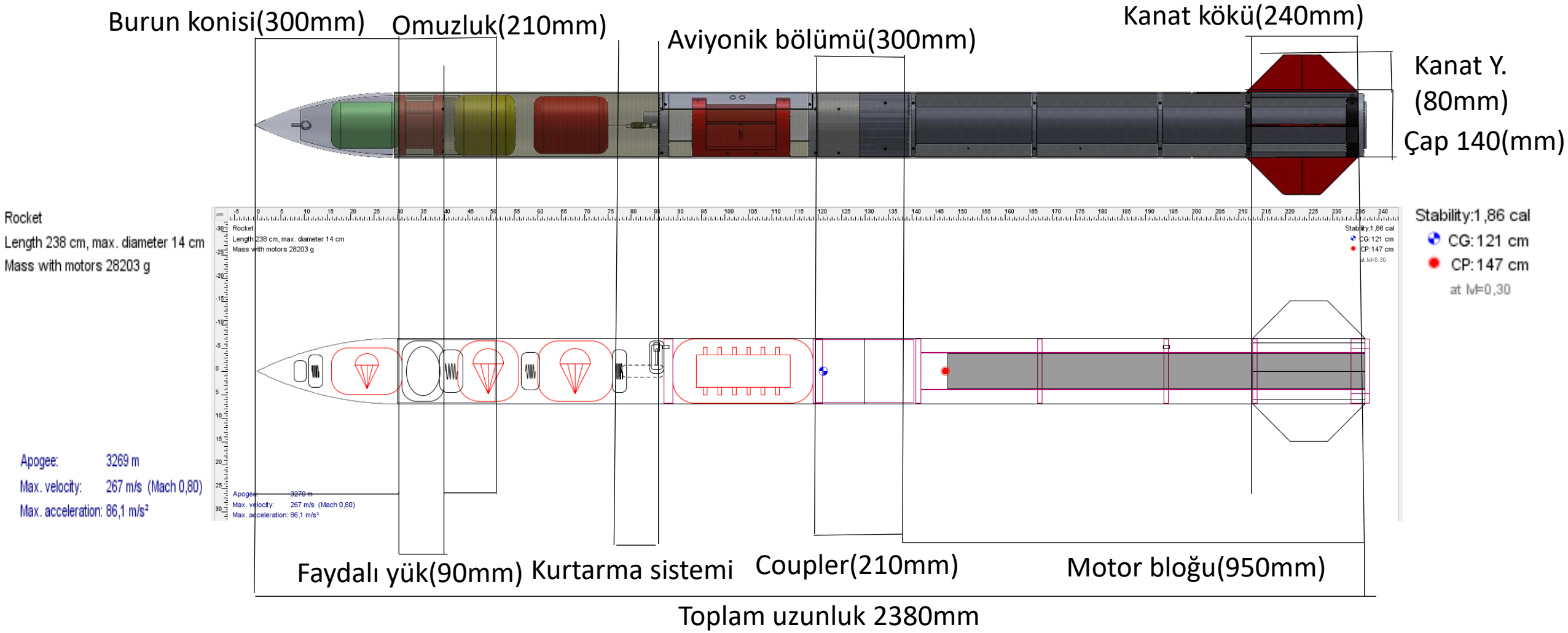
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	5.14
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32,1
Stabilite (0.3 Mach için):	1,86
En büyük ivme (g):	8,77
En Yüksek Hız (m/s):	268
En Yüksek Mach Sayısı:	0,8
Tepe Noktası İrtifası (m):	3308

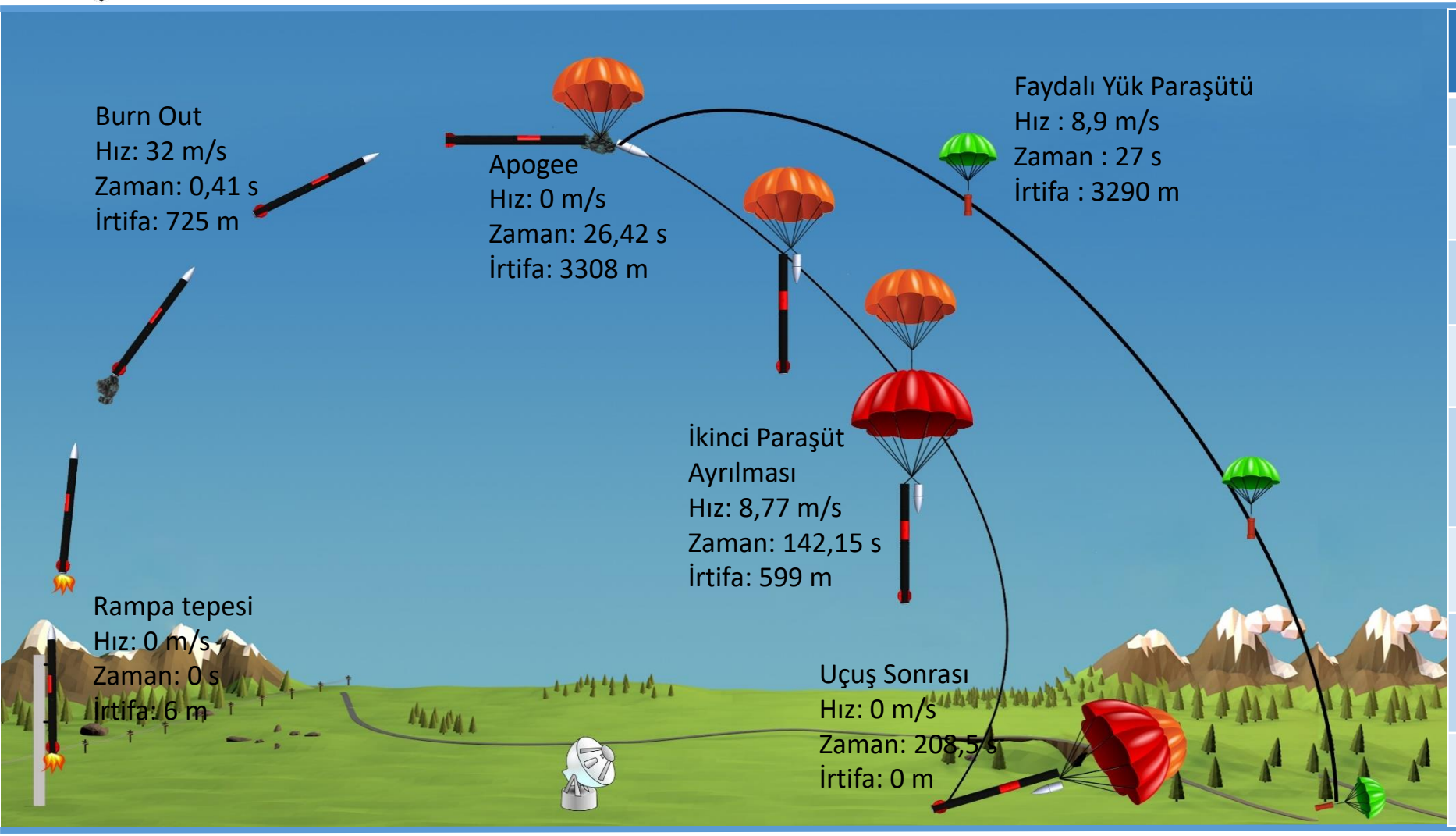
Motor

Motor Adı
CESERONİ M2020

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



	Hız (m/s)	Zaman (s)	İrtifa (m)
Fırlatma	0	0	0
Rampa tepesi	32	0,41	6
Burn out	262,15	4,32	719,5
Apogee	0	26,42	3308
Faydalı Yük Paraşütü	8,9	27	3290
Ana Paraşüt	8,77	142,15	599
Sürüklenme Paraşütü	22,2	26,75	3300
Paraşüt sonrası	0	208,5	0

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'deki Sayfası	ÖTR'deki İçerik	KTR'deki İçerik	KTR'deki Sayfası
Ticari Uçuş Kartı	37,43	Telemetrum v3.0	TeleMega v5.0	48,49,58,59
Üye Değişimi	2	Muhammet Furkan Ekri Takımdan Ayrılmıştır.	Takım Yapısı	2

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu	KTR'deki İçerik Detayı	KTR'deki Sayfası
Ticari Uçuş Kartı	ÖTR'de seçtiğimiz uçuş kartı stokta kalmadığından yeni bir ticari uçuş kartı tercih edildi.	TeleMega v5.0 ticari uçuş kartına geçiş yapıldı.	48,49,58,59
Üye değişimi	Mehmet Uzun Takıma Katılmıştır.	Takım Yapısı	2

Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

Uçuş benzetim raporu sayfası ayrı yüklenecektir

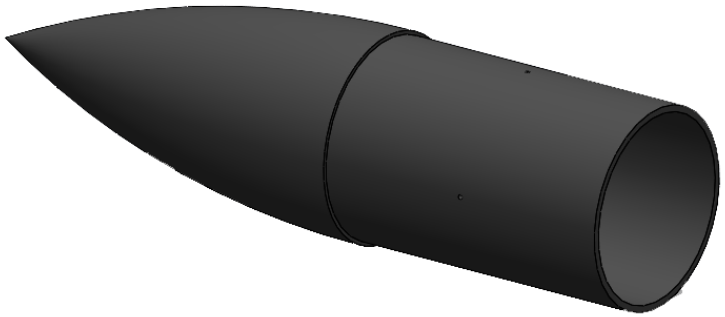
Kütle Bütçesi

! Kütle bütçemiz excel formatında sisteme yüklenecektir.

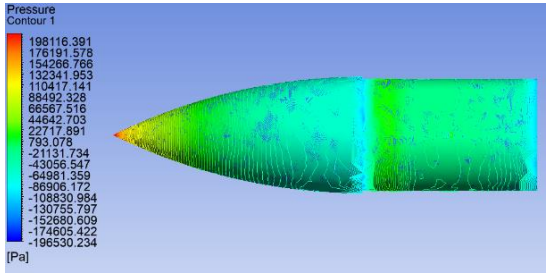
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

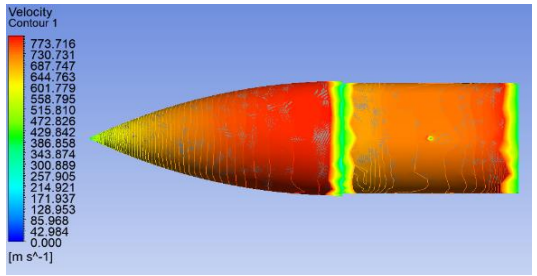
Burun konisi CAD



Burun konisi Analiz sonuçları

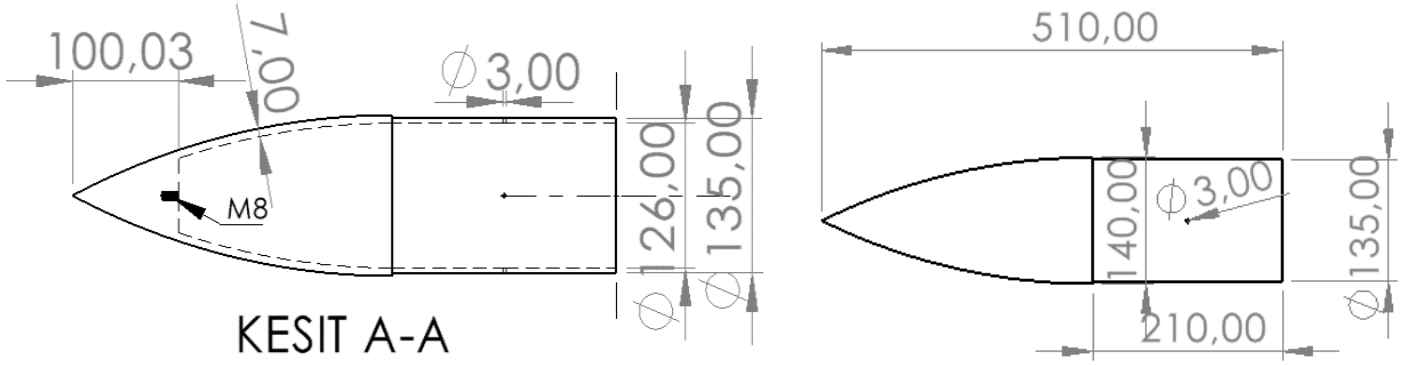


Basınç Verileri



Hız Verileri

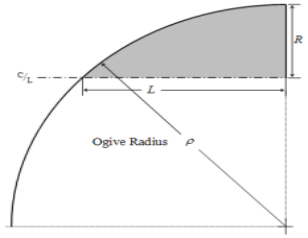
Teknik Resim



Parametre	Çap(mm)	Boy (mm)	Cidar (mm)	Malzeme(mm)
Burun konisi	140	300	7	Alüminyum
Omuzluk	135	210	4,5	Alüminyum
Fonksiyon	Ogive fonksiyonu			

Burun Konisi – Detay

Malzeme	Yoğunluk(g/cm^3)	Mukavemet (Mpa)	Elastisite	Ani yük direnci	Isıl direnç	Tokluk	Maliyet	Üretim Y.
Fiberglass	2,55	2000	Düşük	Düşük	Yüksek	Orta	Yüksek	Elle sarım
Carbon fiber	1,78	3000	Yüksek	Yüksek	Yüksek	Yüksek	Yüksek	Elle sarım
Çelik	7,85	620	Orta	Yüksek	Yüksek	Yüksek	Orta	Talaşlı imalat
Alüminyum	2,7	530	Orta	Yüksek	Yüksek	Yüksek	Düşük	Talaşlı imalat



Malzeme seçimi

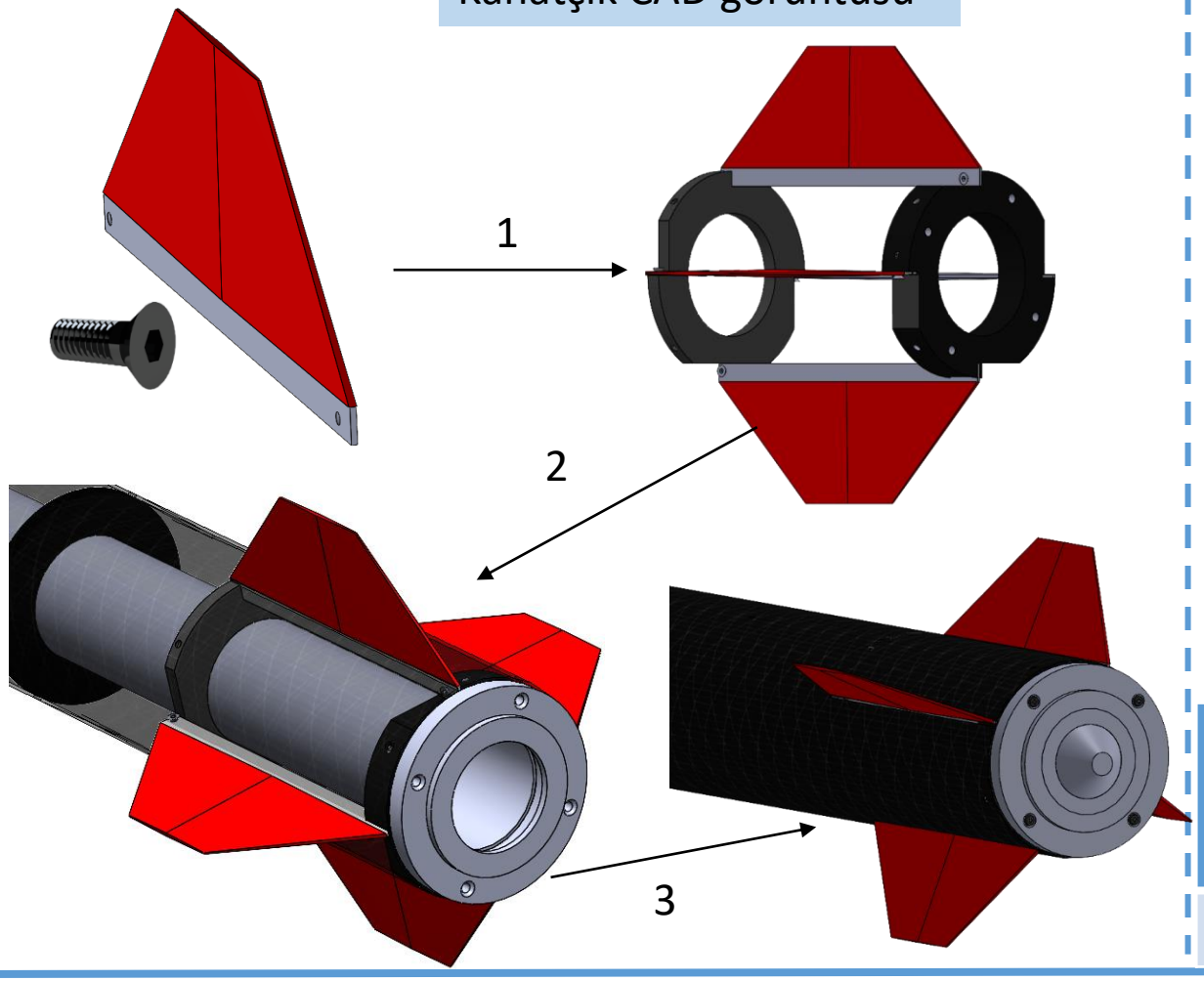
Alüminyum 7075 T6 malzemesi, orta düzeyli maliyete sahip olması ve düşük yoğunluk, yüksek elastisite ve yüksek mukavemet değerlerine sahip olmasından dolayı aynı zamanda Kolay işlene bilirlik hassas üretim yapıldığı için tercih edilmiştir.

Üretim yöntemi

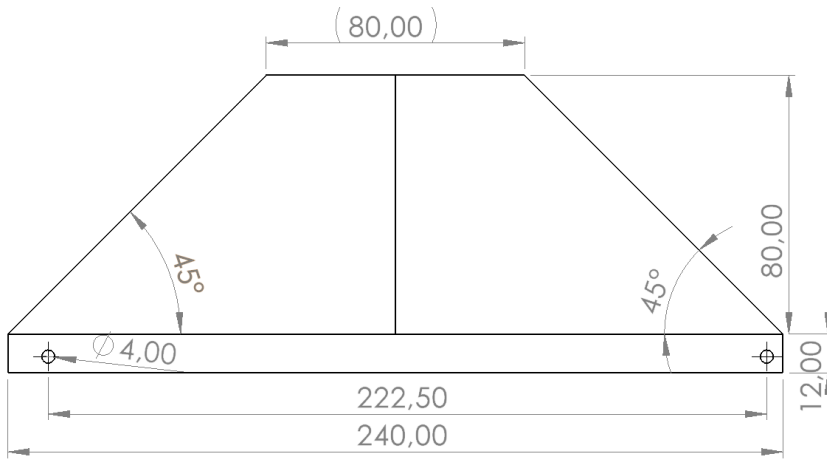
$\rho = (\frac{R^2+L^2}{2*R})$ fonksiyonu ile elde edilen tanjant ogive fonksiyonuna bağlı olarak ogive burun geometrisi seçilmiştir. Tarafımızca çıkarılan G kodları yardımı ile üretilecek ve OpenRocket hesaplarımıza uyumluluğu test edilmiştir. Bilgisayar destekli sonlu elemanlar metodu ile analizleri gerçekleştirilmiş olan burun konisi en uygun olanı olduğu kabul edilmiştir ulaşılabilirlik ve maliyet konusunu ele aldığımızda Cnc frezee ile talaşlı üretim yöntemi tercih edilmiştir.

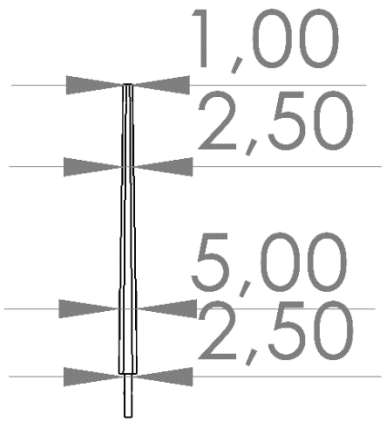
Kanatçık Mekanik Görünüm

Kanatçık CAD görüntüsü



Kanatçık Teknik Resim görüntüsü

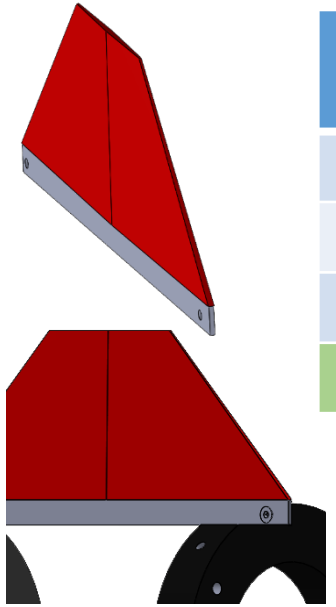




Merkezleme halkalarına M4 vida ile sabitlenecektir.

	Root chord (mm)	Boy (mm)	Tip chord (mm)	Cidar (mm)	malzeme	Adet
Kanatçık	240	80	80	4	Alüminyum	4

Kanatçık – Detay



Malzeme	stabilite	Süneklik	Young modülü	mukavemet	üretim	Ü. yöntemi	F. dayanımı
Karbonfiber	İyi	Gevrek	9,4 Gpa	Yüksek	Zor	Vakum	475 Gpa
Fiberglass	İyi	Gevrek	228 Gpa	Orta	Zor	Vakum	500 Gpa
Çelik	Çok iyi	Sünek	210 Gpa	Çok yüksek	Zor	Cnc	420 Gpa
Alüminyum	Çok iyi	Sünek	70 Gpa	Yüksek	Kolay	Cnc	180 Gpa

Üretim Metodu

Kanat parametreli belirlenmesinin ardından üretim yöntemi tezgah operasyonları yüksek hassasiyete sahip olması imalatta operatörden kaynaklanacak her türlü hataların minumuma düşürülmesi üretim cihazlarına ulaşılabilirlik ve eş kanatların üretilmesinden dolayı 5 eksenli CNC tezgah ile üretilmesi tercih edilmiştir.

Montaj Stratejisi

Alüminyum 7075 T6 Serisinden üretilecek olan kanatlarımız 2 adet centerringe sabitlenecektir. Centerringilerimize fintabs uzunluğu kadar düzlemsel yüzeyler açılacak ve düzlemlere M4 cıvata deliği açılacak ve yandaki şeklindeki gibi centteringe sabitlenecek ve sonra centerringler gövdeye sabitlenecektir.

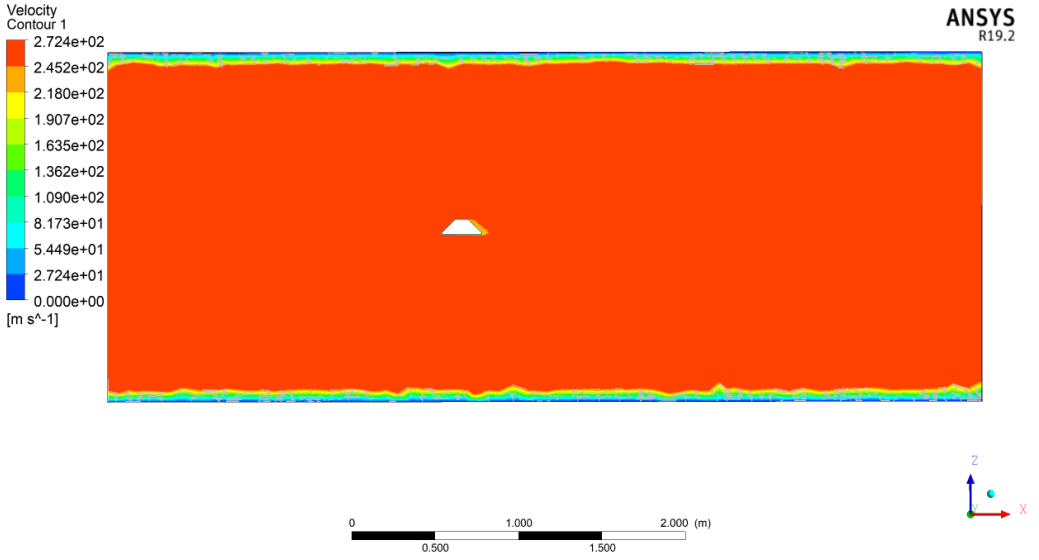
Not: M4 12.9 kalite cıvata için çekme dayanımı 1200 Mpa Akma dayanımı 1080 Mpa

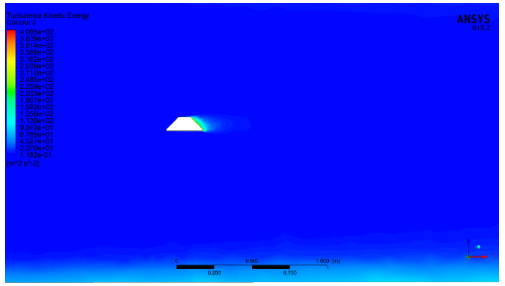
Kanatçık – Detay

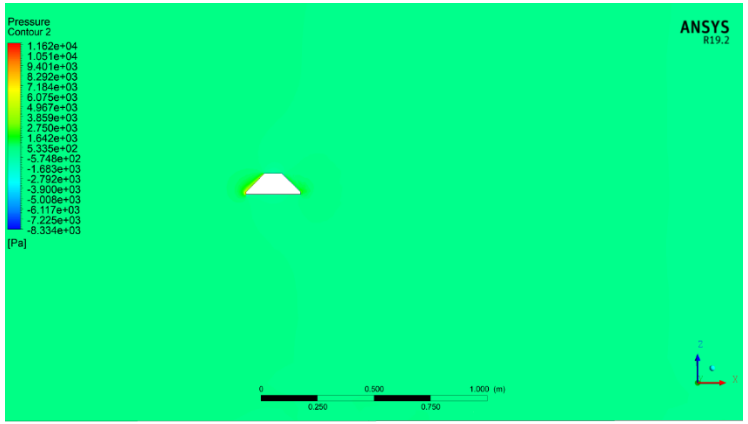
Malzeme Seçimi ve Kesit Profili

Roketin kararlılığını sağlamak için 4 adet kanat kullanılacaktır. Uçuşunu ses altı hız rejimlerinde geçirecektir. Kanatçık modeli tercih edilirken irtifa, parazit ve indüklenmiş " kuvvetlerinin hücum açısına göre tepkisi, kayma gerilmesi dışında şok dalgaları da dikkate alınarak çift taraflı kama (airfol) kanat profili kullanılacaktır. Böylece istediğimiz aerodinamik performansı gösterecektir. Kanat et kalınlığı belirlenirken uçuş esnasındaki maruz kalacağı kuvvetler göz önünde bulundurulmuştur.

Kanat Aerodinamik Analiz Sonuçları





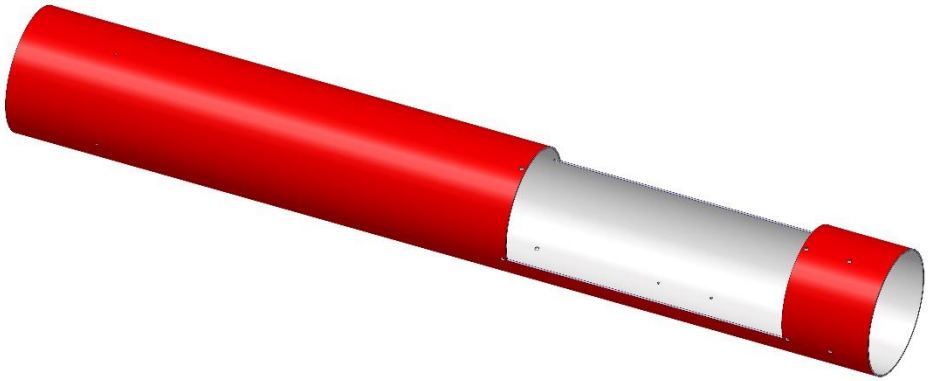



```
kanat                    (4.3521519 0.8667186 -0.29804766)          (4.1893612 0.0016351232 0.18254392)
------------------------ ------------------------------------------ ------------------------------------------
Net                      (4.3521519 0.8667186 -0.29804766)          (4.1893612 0.0016351232 0.18254392)

Forces - Direction Vector (1 0 0)
                         Forces (n)                                  Coefficients
Zone                     Pressure      Viscous       Total          Pressure      Viscous       Total
kanat                    4.3521519     4.1893612     8.5415131      7.1055541     6.8397734     13.945328
------------------------ ------------- ------------- -------------- ------------- ------------- ------------
Net                      4.3521519     4.1893612     8.5415131      7.1055541     6.8397734     13.945328
```

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Üst gövde CAD görüntüsü



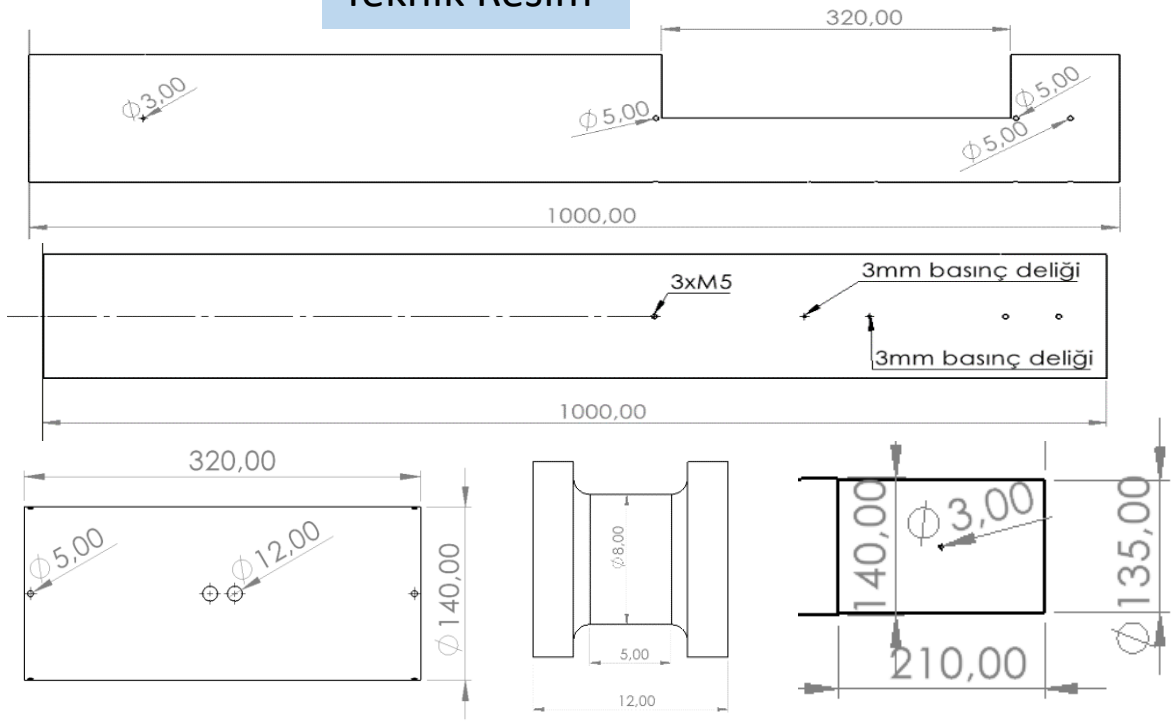
Aviyonik kapağı

Aviyonik butonu

Ray butonu

Burun Omuzluğu

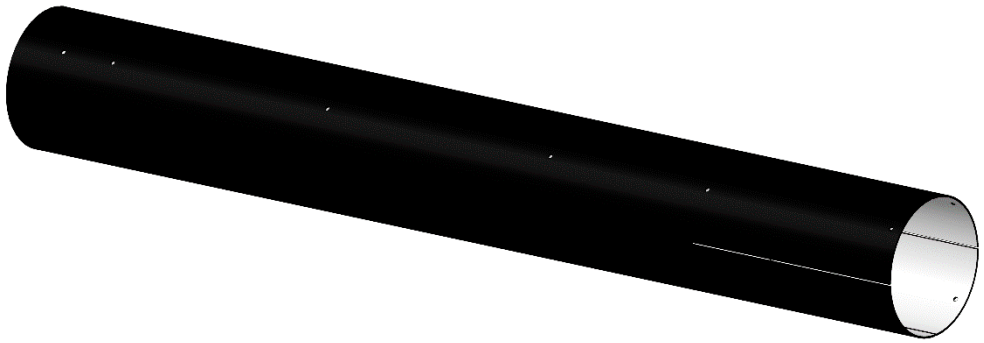
Teknik Resim



Eleman	Malzeme	Boy (mm)	İç çap (mm)	Dış çap (mm)
Üst Gövde	F.Glass	1000	136	140
Aviyonik Kapağı	F.Glass	270	136	140
Alt Gövde	Karbonfiber	1070	136	140

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Alt gövde CAD görüntüsü

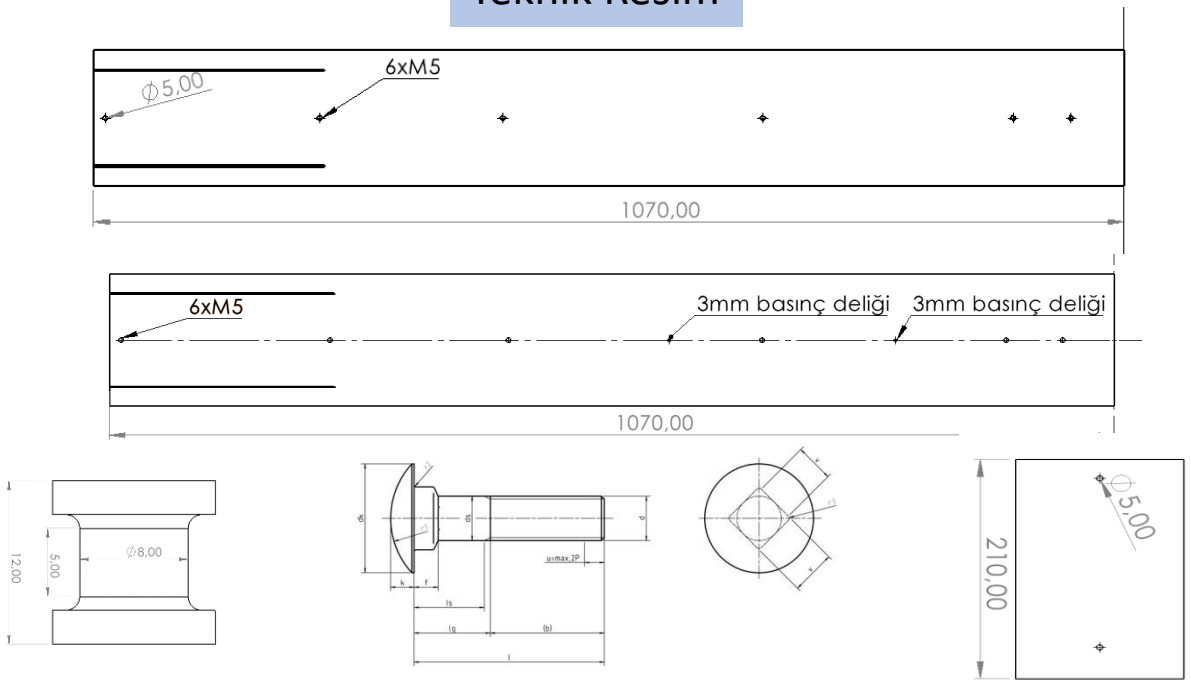


Ray butonu

M5 vida

Coupler

Teknik Resim



Eleman	Malzeme	Boy (mm)	İç çap (mm)	Dış çap (mm)
Ray Butonu	Alüminyum	7	-	14
Coupler	Alüminyum	210	136	138
Burun Omuzluğu	Alüminyum	210	126	135

Yapısal – Gövde Parçaları

Eleman	Malzeme	Seçim Sebebi	Boy(mm)	İç çap	Dış çap(mm)
Üst Gövde	Cam Elyafı	Yüksek Dayanım	1000	136	140
Aviyonik Kapağı	Cam Elyafı	Yüksek Dayanım	270	136	140
Alt Gövde	Karbon fiber	Yüksek Dayanım	1070	136	140
Coupler	Alüminyum 7075 T6	Kolay işlenebilirlik ve erişebilirlik	210	136	138
Burun Omuzluğu	Alüminyum 7075 T6	Kolay işlenebilirlik ve erişebilirlik	210	126	135
M5 vida	Çelik	Yüksek dayanım	15	-	8
Pim	PLA	Gevrek Malzeme	3	0	6
Ray Butonu	Çelik		7	-	14

Malzeme	Süneklik	Young modülü	mukavemet	F. dayanımı
Alüminyum 7075 T6	Sünek	70 Gpa	Yüksek	180 Gpa
Cam Elyafı	Gevrek	228 Gpa	Orta	500 Gpa
Karbon Fiber	Gevrek	9,4 Gpa	Yüksek	475 Gpa
Çelik cıvata (12.9 kalite)	Çekme Dayanımı (σk)=12x 100 = 1200 N/mm²		Akma Dayanımı (σAk) = 12x 9 x 10 = 1080N/mm²	

Sistemde ölçüm verilerinin rahat alınabilmesi ve güvene alınması için belirtilen (3mm) çapında basınç delikleri açılmıştır. Her gövde elemanında (alt ile üst gövde) 3 adet basınç deliği mevcuttur.

Yapısal – Gövde Parçaları

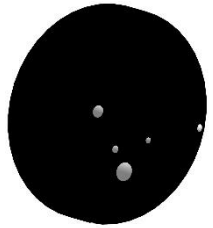
Eleman	Malzeme	Üretim Yöntemi	Seçim Sebebi	İşlevi
Üst Gövde	Cam Elyafı	Sarım	Elle yatırmaya göre daha hassastır	İç entegrasyon parçalarını korumak
Aviyonik Kapağı	Cam Elyafı	Sarım	Elle yatırmaya göre daha hassastır	Altimetre TWO rokete montajını kolaylaştırmaktır.
Alt Gövde	Karbonfiber	Sarım	Elle yatırmaya göre daha hassastır	Motor ve kanatın roket ile bütünlüğünü sağlamak.
Ray Butonu	-	Hazır malzeme	Dayanım Şartlarının karşılanıyor olması	Roketin rampaya takılmasını sağla
Coupler	Alüminyum 7075 T6	Talaşlı İmalat	Üniversitemiz atölyesinde üretim yapılabilir olmasından dolayı tercih edilmiştir.	Üst gövde ile alt gövdenin bağlantısını sağlamak
Burun Omuzluğu	Alüminyum 7075 T6	Talaşlı İmalat	Üniversitemiz atölyesinde üretim yapılabilir olmasından dolayı tercih edilmiştir.	Burun konisi ile üst gövdenin montajlanmasını sağlamak
M5 vida (12.9 kalite)	Çelik	Hazır malzeme	Dayanım Şartlarının karşılanıyor olması	Roket gövdesi ve iç entegrasyon bağlantılarını sağlamak.
Pim	PLA	3D Printer	Gevrek kırılma sağlaması	Burun omuzluğu ile üst gövdenin bağlantısını sağlamak

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

CAD Görüntüleri

Motor bloğu

Coupler



Kurtarma Bulkhead

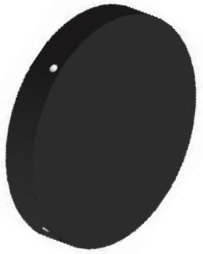
Merkezleme Halkası

Mapa

Burun Omuzluğu

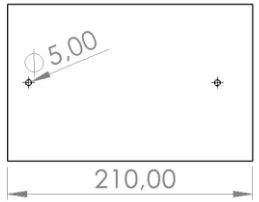
Kanatçık Merkezleme Halkası

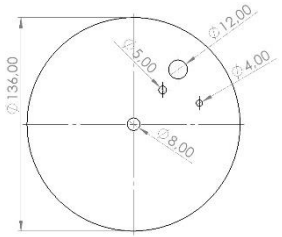
Motor Kapağı

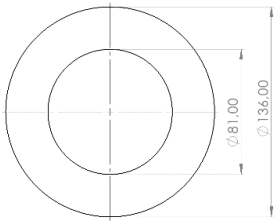


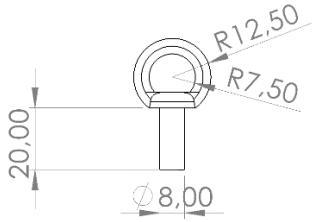
Bulkhead

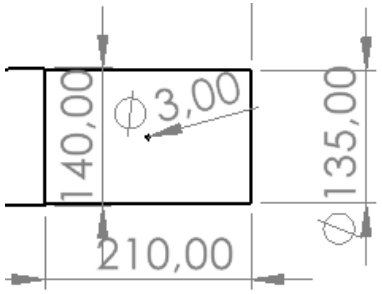
Teknik Resim Görüntüleri

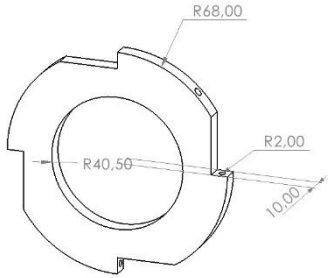


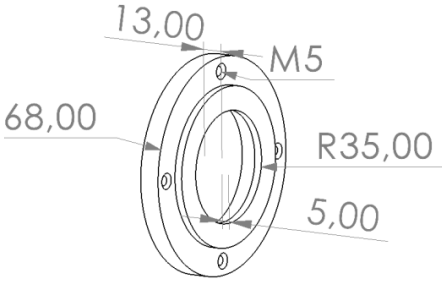


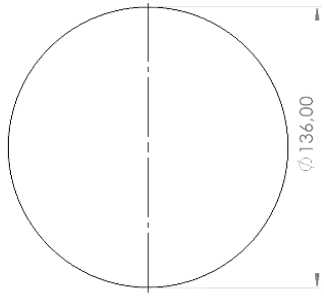












Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Eleman	Malzeme	Seçim Sebebi	Boy(mm)	İç çap	Dış çap(mm)
Motor bloğu	Alüminyum 7075 T6	Kolay işlenebilirlik ve erişilebilirlik.	950	76	80
Coupler			210	132	134
Kurtarma Bulkhead			20	-	136
Merkezleme Halkası			10	81	136
Burun Omuzluğu			210	126	135
Kanatçık Merkezleme Halkası			10	81	136
Motor kapağı			40	96	136
Bulkhead			20	-	136
Mapa	Tek parça dövülmüş çelik	Ani Şok kuvvetlerine karşı yüksek dayanım			
Şok kordonu	Elastik Kort	Ani Şok kuvvetlerine karşı yüksek dayanım	3000	-	-

Malzeme	Akma Mukavemeti (Mpa) Min- Max	Çekme Mukavemeti (Mpa) min-max	Uzama (%50) min-max	Sertlik(Brinel) min-max
Alüminyum 7075 T6	460 -505	530 -570	10	150 -150

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

Eleman	Bağlantı sağladığı yapısal eleman	Bağlantı elemanı
Motor bloğu	Alt gövde Merkezleme halkaları	Sıkı geçme
Coupler	Alt gövde üst gövde arası	M5 cıvata
Kurtarma Bulkhead	Üst gövde Aviyonik ayırma odası	M5 cıvata
Merkezleme Halkası	Alt gövde	M5 cıvata
Burun Omuzluğu	Üst gövde	pim
Kanatçık Merkezleme Halkası	Alt gövde ve kanatçıklar	Gövde için M5 kanatçıklar için M4
Motor kapağı	Arka kanatçık merkezlenme halkası	M5
Bulkhead	Alt gövde ve motor boluğu	M5
Mapa	Burun konisi ve kurtarma bulkhead	Kendi cıvata sistemi
Şok kordonu	Gövdeler arası mapalar	Alpine butterfly bağlama yöntemi

NOT:Roketimiz ana gövdeler olarak 2 gövde parçası ve 1 burundan oluşmaktadır. Gövde montaj kolaylığı için 2 parça üretilecek montaj sonrasında coupler 2 gövdeye de ayrılmayacak şekilde montajlanacaktır. Ayrılma burun omuzluğu ile üst gövde birleşim noktasında kara barut yardımı ile gerçekleşecektir.

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

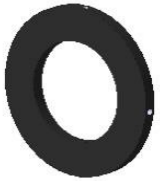
Eleman	Malzeme	Üretim Yöntemi	Seçim Sebebi	İşlevi
Motor bloğu	Alüminyum	Talaşlı İmalat	Üniversitemiz atölyesinde üretim yapılabilir olmasından dolayı tercih edilmiştir.	Motorun sisteme montajını sağlamak
Coupler	Alüminyum	Talaşlı İmalat		Gövdelerin bağlantısını sağlamak.
Kurtarma Bulkhead	Alüminyum	Talaşlı İmalat		Kurtarma sistemi elemanlarını taşımak
Merkezleme Halkası	Alüminyum	Talaşlı İmalat		Motor bloğunun gövde ile bağlantısını sağlamak
Bulkhead	Alüminyum	Talaşlı İmalat		Kurtarma sisteminin ortaya çıkardığı basınçtan sistemi korumak
Burun Omuzluğu	Alüminyum	Talaşlı İmalat		Burun konisi ve üst gövdenin bağlantısını sağlamak
Kanatçık Merkezleme Halkası	Alüminyum	Talaşlı İmalat		Kanatçıkların montajını ve gövdeye sabitlenmesini sağlamak
Motor kapağı	Alüminyum	Talaşlı İmalat		Motorun sistemden ayrılmasını önlemek
Mapa	Tek parça dövülmüş çelik	Hazır	Gerekli dayanımların sağlanıyor olması	Şok kordonu yardımı ile paraşütlerin sisteme bağlantısını sağlamak
Şok kordonu	Elastik cord	Hazır	Gerekli dayanımların sağlanıyor olması	Paraşütlerin sisteme bağlanmasını sağlamak

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

CAD Görüntüleri

Motor bloğu

Kanatçık Merkezleme Halkası

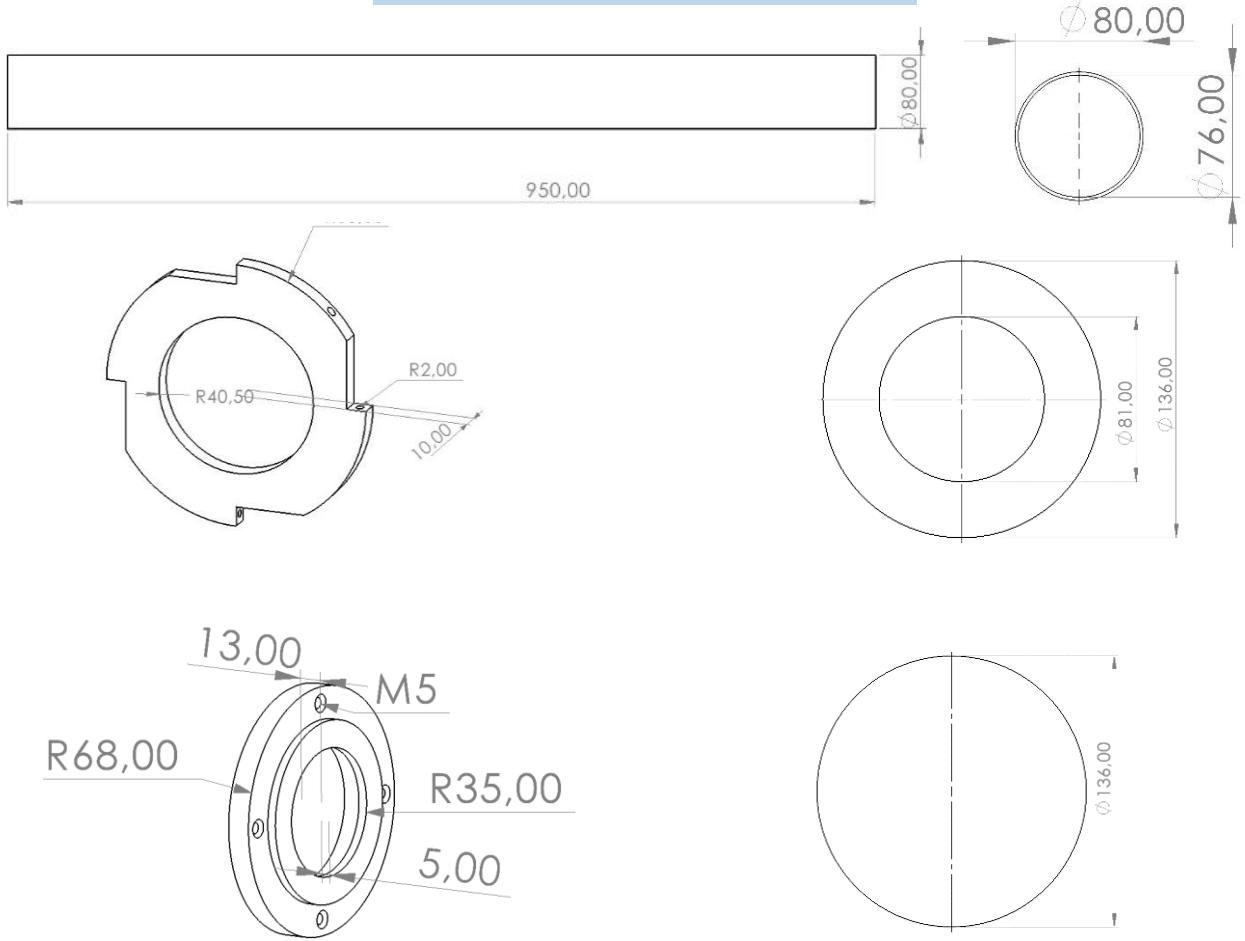


Merkezleme Halkası

Motor Kapağı

Bulkhead

Teknik Resim Görüntüleri

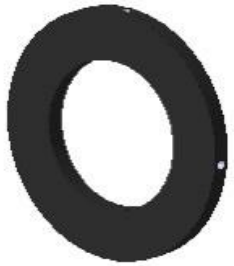


Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Motor Malzemeleri ve seçim sebepleri

Eleman	Malzeme	Üretim Yöntemi	Seçim Sebebi	İşlevi
Motor bloğu	Alüminyum 7075 T6	Talaşlı İmalat	Üniversitemiz atölyesinde üretim yapılabilir olmasından dolayı tercih edilmiştir.	Motorun sisteme montajını sağlamak
Merkezleme Halkası	Alüminyum 7075 T6	Talaşlı İmalat		Motor bloğunun gövde ile bağlantısını sağlamak
Motor kapağı	Alüminyum 7075 T6	Talaşlı İmalat		Motorun sistemden ayrılmasını önlemek
Kanatçık Merkezleme Halkası	Alüminyum 7075 T6	Talaşlı İmalat		Kanatçıkların montajını ve gövdeye sabitlenmesini sağlamak

Kanatçık Merkezleme Halkası



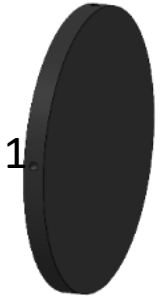
Merkezleme Halkası

Motor kapağı

Motor bloğu

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Motor bulkhead

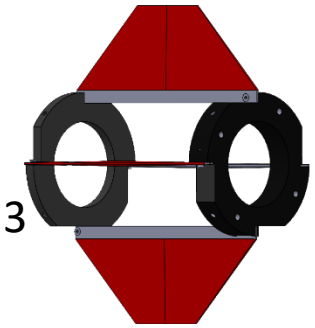


1

Centerring

2

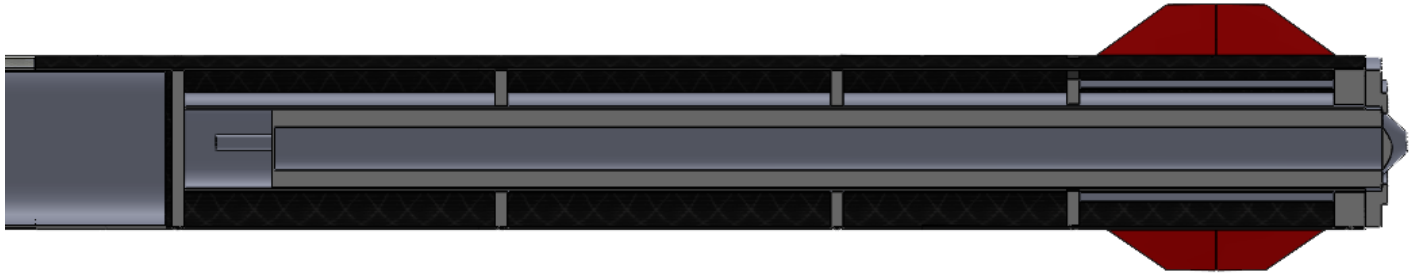
Kanatçıklar



3

Motor kapağı

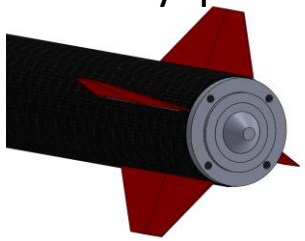
6



4 Motor bloğu

5 M2020 motor

1.Motor bulkhead gövdeye sabitlenir.
2. Merkezleme halkaları gövdeye sabitlenir.
3.Kanatçıklar daha önceden sabitlendiği halkalarıyla birlikte gövdeye sabitlenir.
4.Motor bloğu merkezleme halkalarının içine sokulur.
5.Motorumuz motor bloğuna montajlanır.
6. Motor kapağı motorun nozule dışarı kalacak şekilde arka halkaya sabitlenir ve motor montajı son bulur.
7.Son kontroller yapılır.



Son hali

Roket Montaj Stratejisi

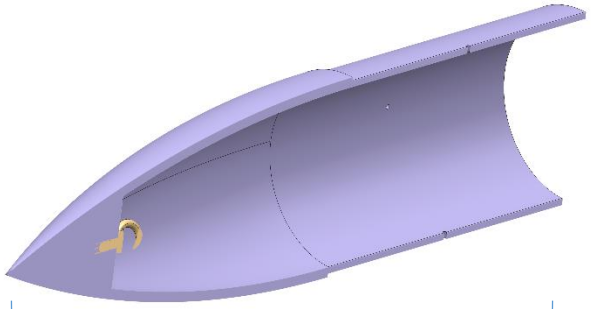
1. Adım : Burun konisi montaj seti
2. Adım : Üst gövde montaj seti
3. Adım : Alt gövde montaj seti
4. Adım : Roket bütünleştirilmesi
5. Adım : Altimetre montajı

Not: M5 12.9 kalite cıvata için
çekme dayanımı 1200 Mpa
Akma dayanımı 1080 Mpa

Roket Montaj Adımları

Burun konisi seti montajlandıktan sonra gövde montaj setlerine geçilir üst gövde seti montajlanır hemen ardından alt gövde montaj seti montajlanır bu montajlar tamamlandıktan sonra motor seti montajlanır. Montajlanan setler aynı adımlar takip edilerek bütün roket montajı tamamlanır. Tamamlanan montaj da bulunan Aviyonik kapakçığı vasıtası ile roket rampaya yerleştirilmeden hemen önce altimetre montajı gerçekleştirilecektir.

Burun Konisi Montaj Seti



Burun Konisi Ve Mapa

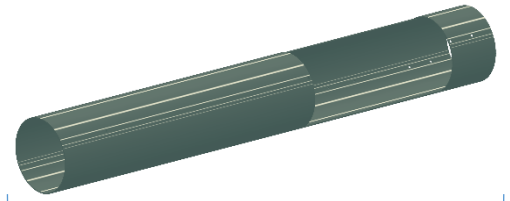
Sürüklenme Paraşütü

Shock Cord

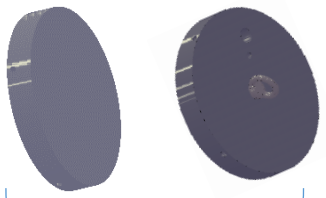
Burun konisinin iç kısmında bulunan dişli yuvasına M8 tek parça dövülmüş çelik mapa montaylanır. Montajlanan mapa ile shock cord bağlantısı yapılır shock cord'un diğer ucuna rengi turuncu olan drag paraşütü yerleştirilir. Burun konisi montaj seti tamamlanmış olur.

Cad patlatma video linki
https://www.youtube.com/watch?v=P3mkuLDqeLI

Roket Montaj Stratejisi



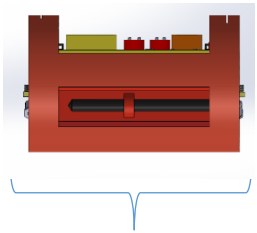
Üst Gövde



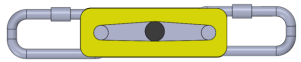
Bulkheadler

Coupler

Kovan

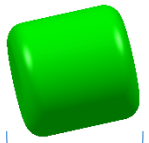


Aviyonik



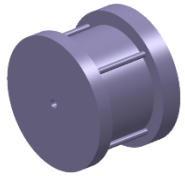
Tender Descander

M5 Cıvata



Faydalı Yük Paraşütü

Main Paraşütü



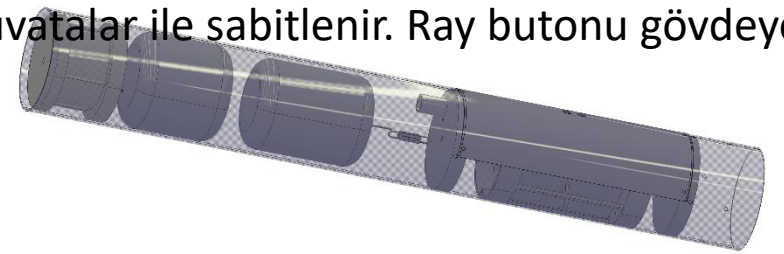
Payload

Aviyonik Kapak ve butonu

Üst Gövde Montaj Seti

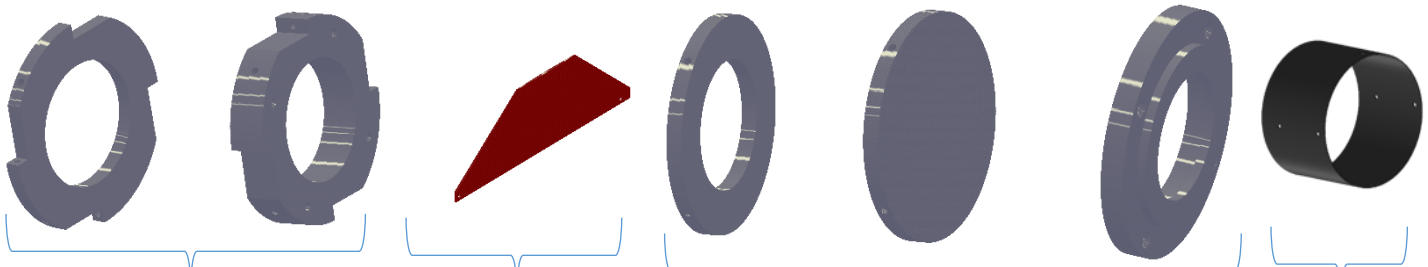
Üst gövde ile bulkhead ve mapalı bulkhead bağlantısı M5 cıvatalar gerçekleştirilir. Mapalı bulkhead ’in üzerinde bulunan yuvaya içerisinde 5g barut bulunan kovan yerleştirilir. Ateşleme teli bağlantıları yarışma hakem heyetinin istediği herhangi bir zamanda yapılabilir bu durum sistem güvenliği için tercih edilmiştir. Gövde üzerinde bulunan Aviyonik kapağı açıklığından yararlanılarak aviyonik devre kartları yerleştirilir. Gövdenin burun konisi bağlantısının yapılacağı yere tender descander ile paraşütlerin bağlantısı gövdeye yapılır. Hemen ardından paraşüt bağlantısı yapılan payload gövdeye yerleştirilir. Üst gövde iç parçaların montajı bittikten hemen sonra Aviyonik anahtarların bulunduğu aviyonik kapağı M5 cıvatalar ile gövdeye sabitlenir. Gövdenin alt kısmına coupler M5 cıvatalar ile sabitlenir. Ray butonu gövdeye M4 cıvata ile montajlanır.

Ray butonu



Roket Montaj Stratejisi

Alt Gövde Montaj Seti



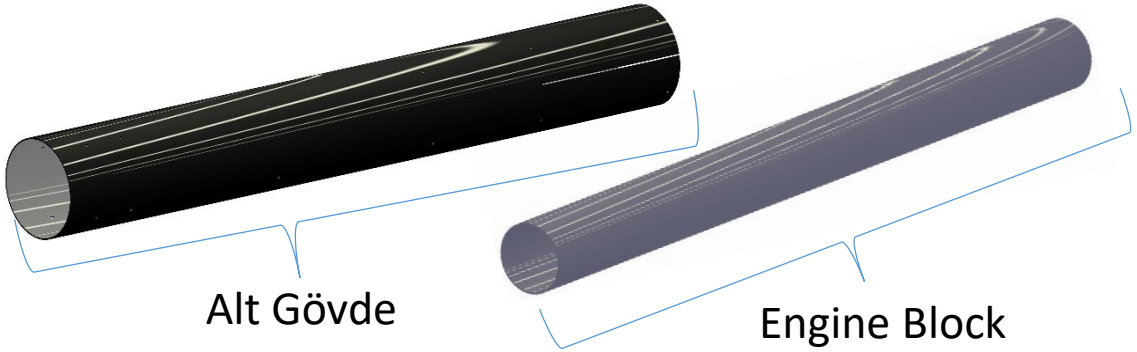
Kanatçık Center ringleri

Kanatçık

Center ring, Bulkhead ve Motor Kapağı

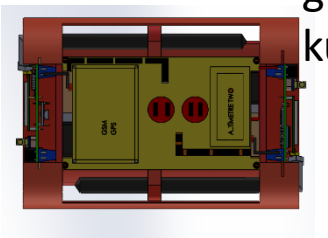
Coupler

Ray butonu



Alt Gövde

Engine Block



Altimetre two montaj yuvası

Kanatçık center ringlerine kanatçıklar montajlanır. Center ring ve bulkheadler gövdeye M5 cıvatalarla montajlanır. Kanatçıklar ve kanatçık center ringleri gövdeye M5 cıvatalarla montajlanır. Engine block montajlanmış olan center ringlerin içerisinden geçirilerek gövdeye sabitlenir. Ray butonu gövdeye M4 cıvata ile montajlanır. Alt gövdenin montajı tamamlanır.

Roket Bütünleştirilmesi

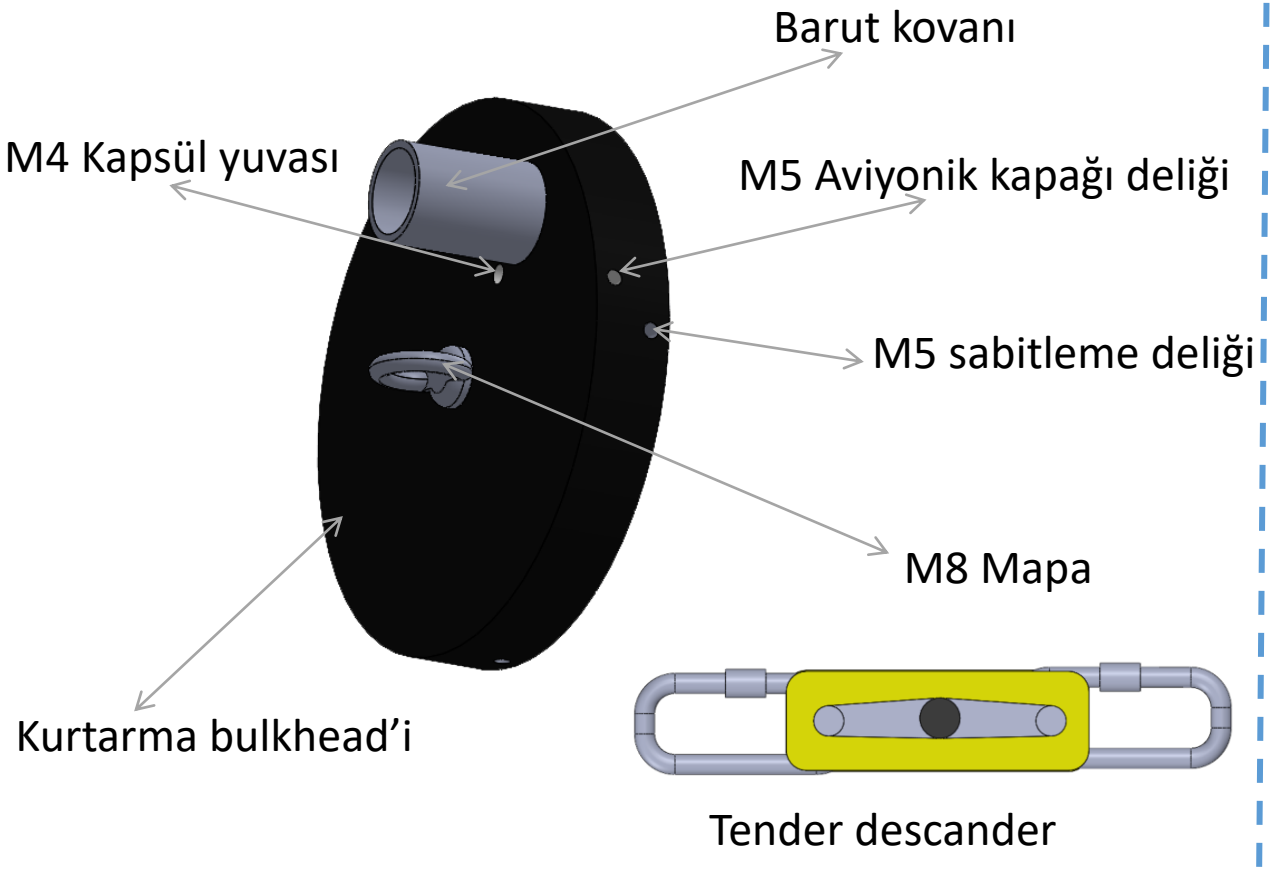
Ayrı ayrı montajlanan setler sırasıyla birleştirilir. Üst gövdede bulunan coupler ile alt gövde bağlantısı kurulur.

Altimetre Two Montajı

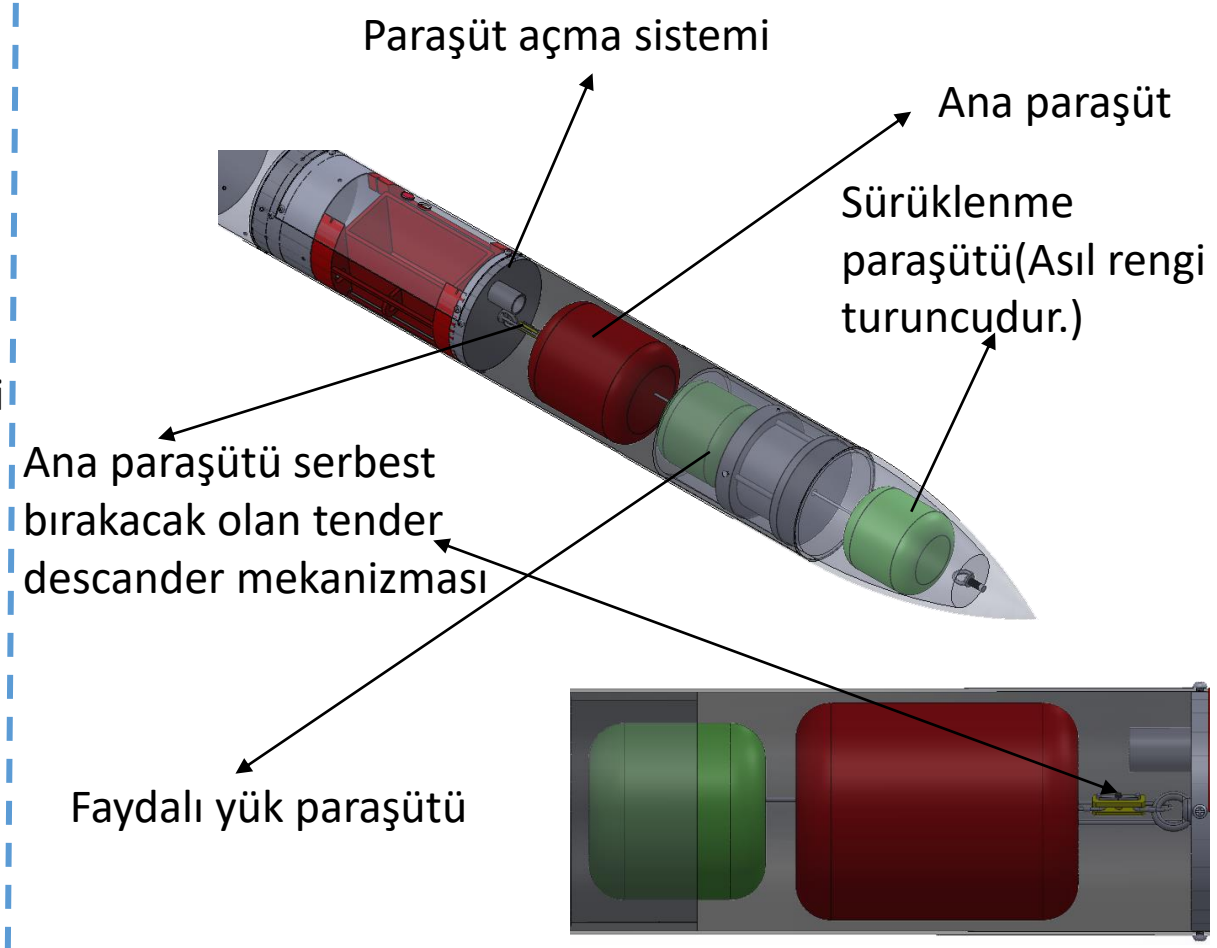
Bütün roketin montajı bittikten sonra istenilen herhangi bir zamanda aviyonik kapağının açılması sayesinde altimetre two montajı gerçekleşecektir.

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Paraşüt Açma Sistemi CAD Görünümü



Paraşüt Açma Sistemi Roket iç Görünümü

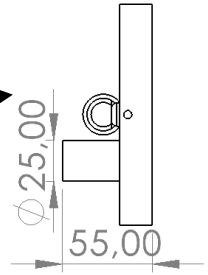


Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

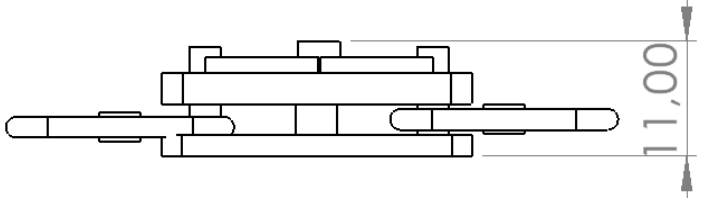
Kurtarma alt sisteminin parçalarının teknik resimleri

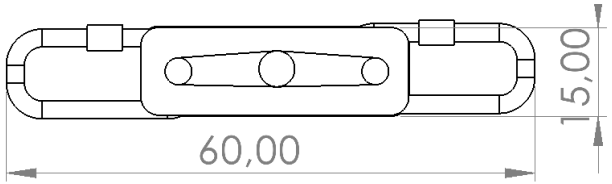
Kurtarma sistemi kapladığı hacim ölçüleri yan tarafta verilmiştir.

Kovan sistemi ölçüleri



Tender descander ölçüleri



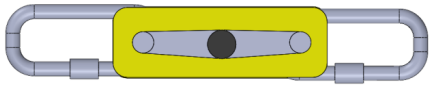


Not: Patlatma sistemimiz hem komite tarafından verilecek kapsüle hemde kendi ürettiğimiz kovanlara uygun olarak tasarlanmış ve teknik resimleri yapısal sayfasında paylaşılmıştır.

Kurtarma alt sisteminin parçalarının roketteki işlevi

Tende descander mekanizması: Sürüklenme paraşütüne bağlı olan ana paraşütümüzü gövde içinden çıkmasını engellemek ve son 600 m ise ana paraşütü serbest bırakacak ve ana paraşüt devreye girecektir.
Barut kovanı: kara barutu içinde bulunduran ve ateşleme telini içinde tutan elemandır.
Ateşleme teli: Aviyonikten patlatma sinyalini aldıktan sonra karaburutu patlatacak elemandır.

Barut kovanı



Tender descander

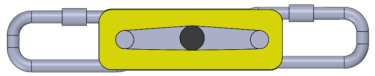
Ateşleme teli

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma stratejisi ve aşamaları

Kurtarma sistemi olarak kara barut (pyro) seçilmiştir. Sistem Bulkhead üzerine sabitlenmiş kapsül içerisinde yer alacaktır. Kapsül için hesaplanan barut miktarı pimlerin kırılması için gerekli basıncı oluşturacak şekilde hesaplanmış olup 5 gr'dır. Burun konisi ve gövde arası açılmayı sağlayacak olan kara barut ilk olarak apogee noktasında Aviyoniğimiz'in içinde bulunan mpu9255 gyro sensörü ve sen0252 basınç sensörü verileri algılayacak ve patlatmayı sağlayacaktır. Burun konisinin gövdeden ayrılmasını sağlayarak önce sürüklenme paraşütünü (22,2 m/s) sonra faydalı yük paraşütünü(8.9 m/s) ikinci aşama olarak Sürüklenme paraşütü ile 600m'ye inen roketimiz sen0252 basınç sensörü , tender descander mekanizmasını patlatacak ve ana paraşütü(8,78 m/s)dışarıya çıkaracaktır. Ana paraşütümüzün de açılmasıyla roketin yere düşüşü gerçekleştirecektir. Yer istasyonuna iletilecek veriler ile birlikte roketimiz kurtarılacaktır.

Kurtarma elemanı	Üretim yöntemi	Malzeme
Tender descander	Hazır sistem	Hazır
Barut kovanı	Cnc frezee	Alüminyum 7075 T6
Ateşleme teli	Hazır malzeme	Hazır
Kapsül	Hazır malzeme	Hazır



Tender descander

Barut kovanı

Ateşleme teli

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	140	0,0047712938426395 m^3	6.503 (5 gram barut için hesaplanmıştır.)

Roket çapı:140mm

Hacim:$\pi \times r^2 \times h$

Roket gövdesi silindir olarak kabul edilmiştir.

NOT: Tender descander mekanizması için standart olarak 1 gr barut daha temin talep edilmektedir. Patlatma sistemimiz hem komite tarafından verilecek kapsüle hemde kendi ürettiğimiz kovanlara uygun olarak tasarlanmış ve teknik resimleri yapısal sayfasında paylaşılmıştır.

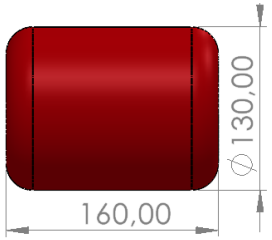
Basınçlandırılması gereken alan

Tender descander mekanizmasında kullanılacak olan 1gr barut.

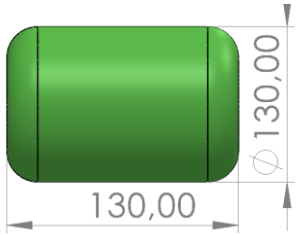
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşüt adı	Renk	Paket çapı (mm)	Paket uzunluğu (mm)	Açık çapı (mm)	Düşüş hızı	Ağırlık (gr)	Şartname maddesi	Sağlama durumu
Sürüklenme paraşütü	Turuncu	100	150	1500	22,2m/s	400	3.2.2.3. (azami 20 m/s olmalıdır.)	Karşılıyor
Faydalı yük paraşütü	Yeşil	130	130	1200	8.9 m/s	400	Hasarsız yere inebilmesi gereklidir	karşılıyor
Ana paraşüt	Kırmızı	130	160	2700	8.81 m/s	500	3.2.2.2 (9-5 m/s aralığında olmalıdır)	karşılıyor

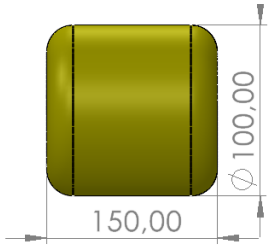
Ana paraşüt



Faydalı yük paraşütü



Sürüklenme paraşütü



Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşüt düşüş hızı hesaplamaları

$$V=\sqrt{\frac{8mg}{\pi\rho C_d D^2}}$$

Formülü ile paraşüt düşüş hızları hesaplanmıştır. Faydalı yükümüzün düşüş hızı hesaplaması yapılmış olup düşüş hızı 8,9 m/s, ana paraşütümüz 8,81 m/s ve sürüklenme paraşütümüz ise 22,2 m/s olacak şekilde ayarlanmıştır.

Paraşüt çapı hesaplamaları

$$D=\sqrt{\frac{8mg}{\pi\rho C_d V^2}}$$

Formülü ile roketimizin sürüklenme paraşütü, ana paraşütü ve faydalı yük paraşütümüzün çap hesaplamaları yapılmıştır. Roketimizin sürüklenme paraşütü çapı D=1200 mm'dir. Ana paraşütümüzün çapı D=270 mm'dir. Faydalı yük paraşütümüzün çapı D= 120mm'dir.

Paraşüt tasarımı ve malzeme seçimi

Bütün paraşütlerimiz dairesel tip seçilmiştir. Dairesel paraşütlerin seçilme sebebi daha konforlu ve düşük hızlarda kurtarma sağlaması ve dikdörtgen paraşüte göre malzemenin çarpma anında ki deformasyonunu daha az olmasından dolayı tercih edilmiştir. İkinci sebep ise daha hızlı açılması ve havada sürüklenmenin hızının daha düşük olmasıdır. Ayrıca merkez noktasında bulunan dairesel boşluk (çapın %10 u kadar) sayesinde sürüklenme daha da aza indirgenmektedir. Paraşüt malzemesi olarak mylar kumaşa göre daha hafif, dayanıklı ve erişilebilirliği daha yüksek olduğu için Ripstop nylon malzemesi tercih edilmiştir

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

→ Burun konisi ve gövde arasındaki ayrılma sonucunda roketimiz tek ayrılmayla iniş yapacaktır. Ayrılma sonrasında ilk olarak faydalı yük ve faydalı yük paraşütü roket gövdesinden ayrılacaktır. Faydalı yükümüzün üzerinde birer adet GPS, RF modülü, basınç sensörü, CO2 hava kalite sensörü ve devrenin işlemcisi bulunmaktadır.

→ Main paraşütümüz ise «tender descender» sistemi ile sürüklenme paraşütüne bağlı olduğundan son 600-500 metre arasında açılacaktır. Gövdemizin üzerinde toplam 1 adet ticari uçuş kartı, 1 adet özgün GPS, 1 adet RF modülü, 1 adette ticari GPRS/GSM modülümüz bulunmaktadır ve bunlara ek olarak birer adet MPU9255 gyro ve eğim sensörü, SEN0252 basınç ve gyro sensörü, 2 adet 3.7V 5000mAh Li-Ion batarya, aviyonik sistemi açma kapama işlemi için anahtar bulunmaktadır.

Ana Aviyonik İşlemcisi

NEO7M Mini GPS Sensörü

MPU 9255 Gyro ve Eğim Sensörü

SEN0252 10DOf Sensörü

Telemega v5.0 Ticari Uçuş Kartı

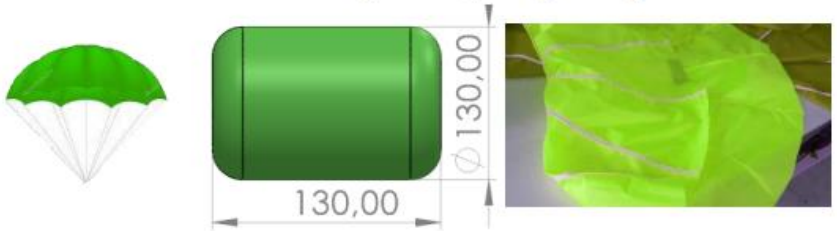
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil paraşüt	1.7671	24.103	0.8	22.2
İkincil paraşüt	5.7255	24.103	0.8	8.77
Görev yükü paraşütü	1.1309	4.1	0.8	8.9

NOT: İkincil paraşüt hızı hesaplamasında birincil paraşüt dikkate alınmıştır.

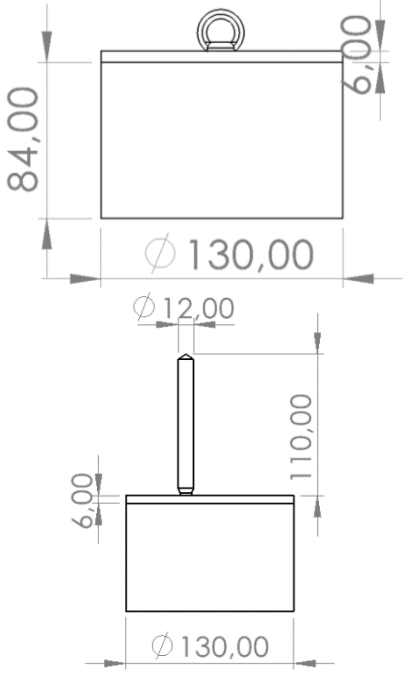
Birincil paraşüt

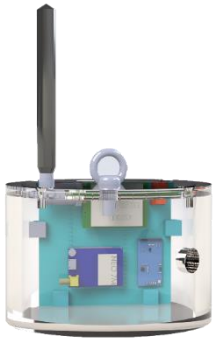
Faydalı yük paraşütü



İkincil paraşüt

Görev Yükü





Faydalı Yük Genel bilgileri

Faydalı yükümüz çelik ve yaklaşık olarak 4100 gramdır. Teknik resimlerden de görüleceği üzere 65mm yarıçapında ve 90mm boyundadır.

Roket içerisindeki Faydalı Yük Bölümü

Burun konisini montajlamadan önce faydalı yük kabı burun omuzluğunun hemen bitimine koyulacak ve şok kordonu faydalı yüke montajlanmış olan M8 mapaya bağlanacaktır. Şok kordonu diğer tarafı ise faydalı yük paraşütüne bağlanacak. Faydalı yük paraşütü faydalı yük kabının önünde konumlandırılacaktır, sürüklenme paraşütü montajlanacaktır. Son olaraksa burun konimiz gövdeye pimler sayesinde montajlanacaktır.

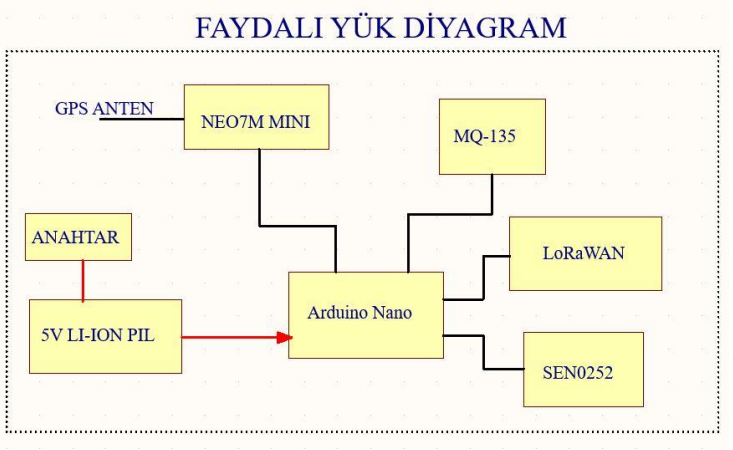
Faydalı Yük Nerede Nasıl Ayrılacak?

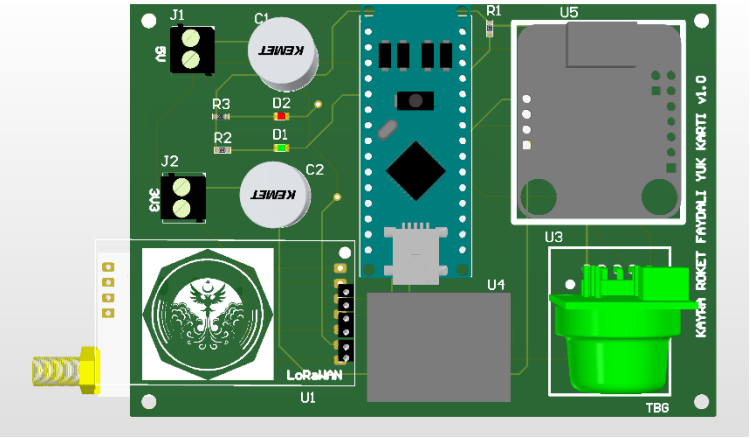
Roket atılıp apogee noktasına ulaştığında roketin düşey hızı sıfırlanarak yatay pozisyona geçecektir. Bu aşamada basınç sensöründen alınan verilere göre roketin açılma ve kurtarma mekanizmaları devreye girecektir. Devreye giren kurtarma mekanizması ilk ayrılmayı gerçekleştirecek ve daha önceden paraşüt hesabı yapılmış, roket içerisine entegre edilmiş sürüklenme paraşütünün açılmasından sonra faydalı yük paraşütüyle birlikte bilimsel görevini yapmak için roketten ayrılmasını gerçekleştirecektir.

Görev Yükü

Faydalı Yükümüzün Görevi Nedir ve Nasıl Bulunacak?

Üzerinde bulunan SEN0252 ve MQ-135 sensörleri sayesinde havanın saniyede 5 defa olmak üzere basınç, nem, sıcaklık ve CO2 değerlerinin ölçümünü yaparak ivme ve konum verileri ile birlikte Lorawan E32-433T30D haberleşme sensörü üzerinden yer istasyonuna anlık olarak aktaracaktır. Bu veriler ışığında irtifaya göre sıcaklık ve CO2 miktarındaki değişimleri kayıt altına alıp olması gereken değerler ile doğruluğu veya sapma miktarlarını analiz edeceğiz. Sistem atış rampasındayken anahtar yardımıyla aktif edildiği anda görev yükü bilgisayarındaki GY-NEO 7M gps sensörü konum bilgisini bulacak ve yine görev yükü bilgisayarındaki haberleşme sensörü LoraWan E32-433T30D üzerinden yer istasyonuna anlık konum bilgilerini aktaracaktır. Yer istasyonuna gelen ve kaydedilen bu konum verileri kurtarma ekibine teslim edilerek görev yükünün bulunması sağlanacaktır.





Görev Yükü Kartının 3B Görüntüsü

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Faydalı yük yerleştirilirken

Sürüklenme paraşütü yerleştirilirken

Prototip kurtarma sistemi montaj sonrası

Testin amacı: Ana paraşüt ,faydalı yük ,faydalı yük paraşütü ve sürüklenme paraşütü ayrılma testi için prototip tasarım ile eşit ölçülere sahip üst gövdeye sırasıyla yerleştirilmiş olup sığdırabilir olduğu fotoğraflarla kanıtlanmıştır. Tender descender mekanizması satın alınmış olup elimize ulaşmadığından prototipi takımımızca üretilip test videosu çekilmiştir. AHR'de tüm testleri yapılıp yarışma komitesine sunulacaktır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Ana Paraşüt ve Prototip Tender Descender Mekanizması

Faydalı yük paraşütü

Faydalı yük

Sürüklenme paraşütü

Testin amacı: Prototip düzeydeki kurtarma sisteminin aktifleşip paraşüt ve faydalı yükü roket dışına çıkardığını kanıtlamaktır. İlk patlamanın gerçekleştiği an.

Prototip düzeydeki kurtarma sisteminin patlatma sonrasında kurtarma elamanlarını gövde dışına attığı gözlemlenmiştir.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Ana paraşütü açılma fonksiyonellik testi ilimizde bulunan AFAD merkezine ait 28 metre boyundaki kuleden serbest düşme yaptırılarak yapılmıştır. Paraşütlerimizin açılmasında herhangi bir sorun bulunmamaktadır .videolarda testlerimizin başarılı bir şekilde gerçekleştiği gösterilmiştir.

Bırakılma Anı

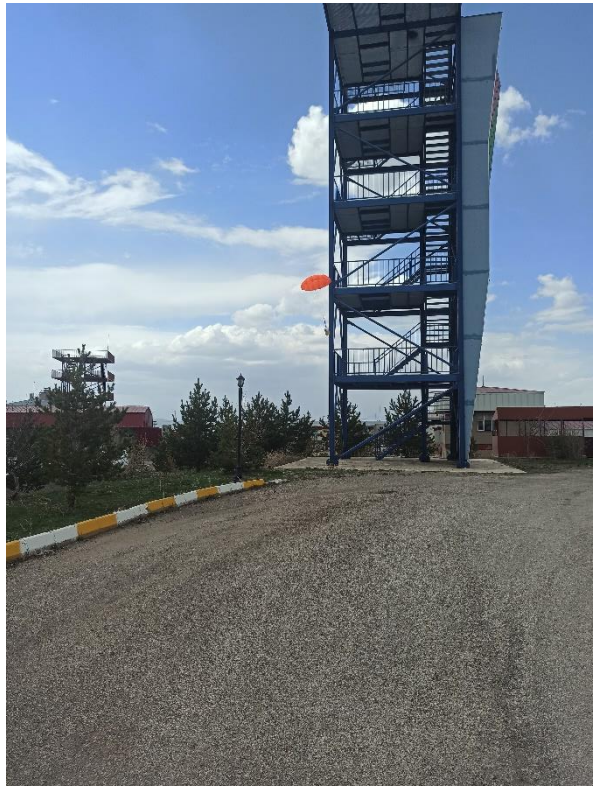
Açılma Anı

Ana paraşüt Yere çarpma anı

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Sürüklenme paraşütü açılma fonksiyonellik testi ilimizde bulunan AFAD merkezine ait 28 metre boyundaki kuleden serbest düşme yaptırılarak yapılmıştır. Paraşütlerimizin açılmasında herhangi bir sorun bulunmamaktadır .videolarda testlerimizin başarılı bir şekilde gerçekleştiği gösterilmiştir.

Bırakılma Anı



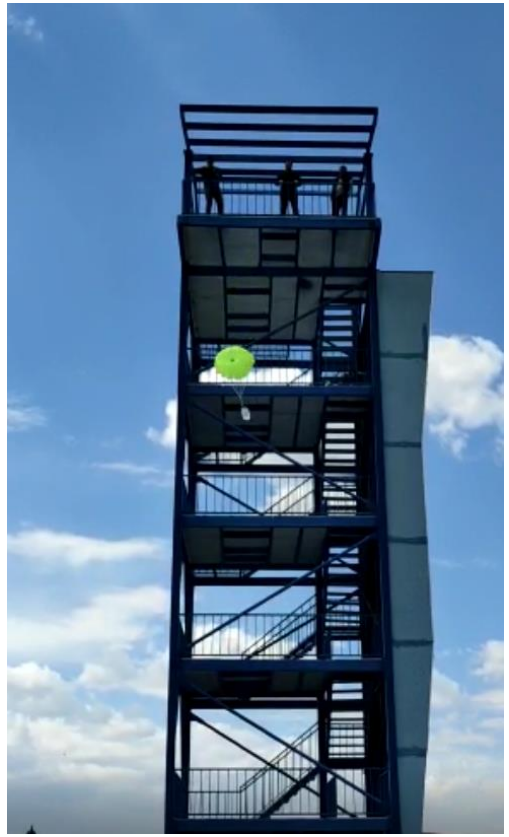
Açılma Anı

Sürüklenme Yere çarpma anı

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Faydalı yük paraşütü açılma fonksiyonellik testi ilimizde bulunan AFAD merkezine ait 28 metre boyundaki kuleden serbest düşme yaptırılarak yapılmıştır. Paraşütlerimizin açılmasında herhangi bir sorun bulunmamaktadır .videolarda testlerimizin başarılı bir şekilde gerçekleştiği gösterilmiştir.

Bırakılma Anı

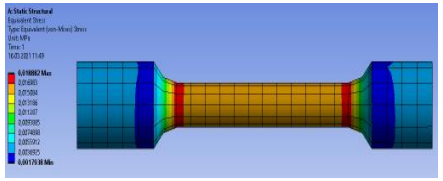


Açılma Anı

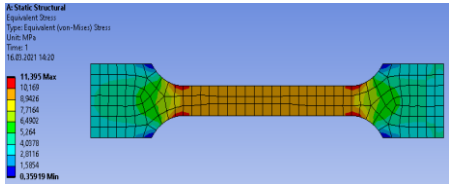
Faydalı yük paraşütü Yere çarpma anı

Analizler

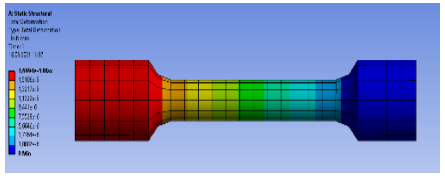
Alüminyum 7075 T6



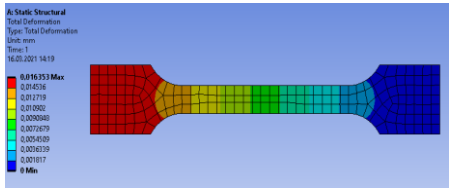
Basma Eşdeğer Gerilme



Basma Eşdeğer Gerilme

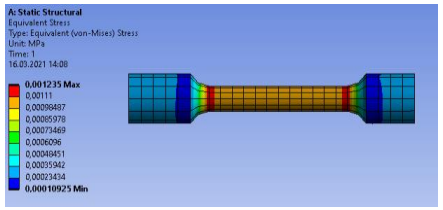


Basma Toplam Deformasyon

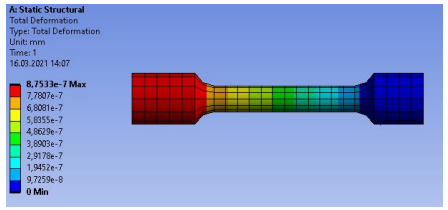


Basma Toplam Deformasyon

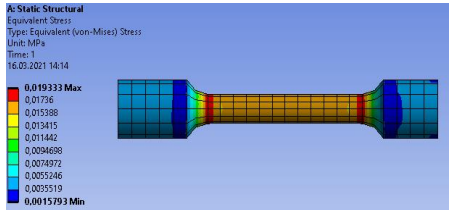
Fiberglass ve Karbon fiber Kompozit malzemeler



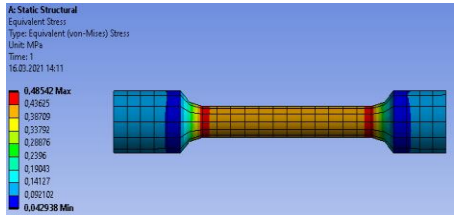
Basma Eşdeğer Gerilme



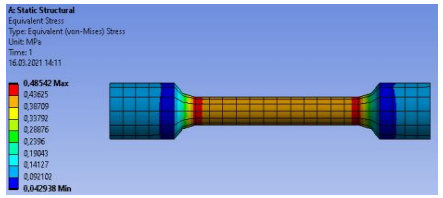
Basma T. Deformasyon



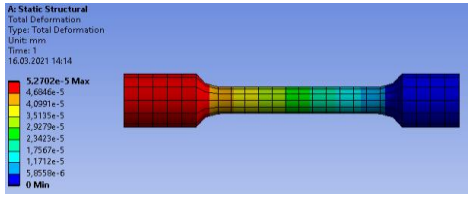
Basma Eşdeğer Gerilme



Çekme Eşdeğer Gerilme



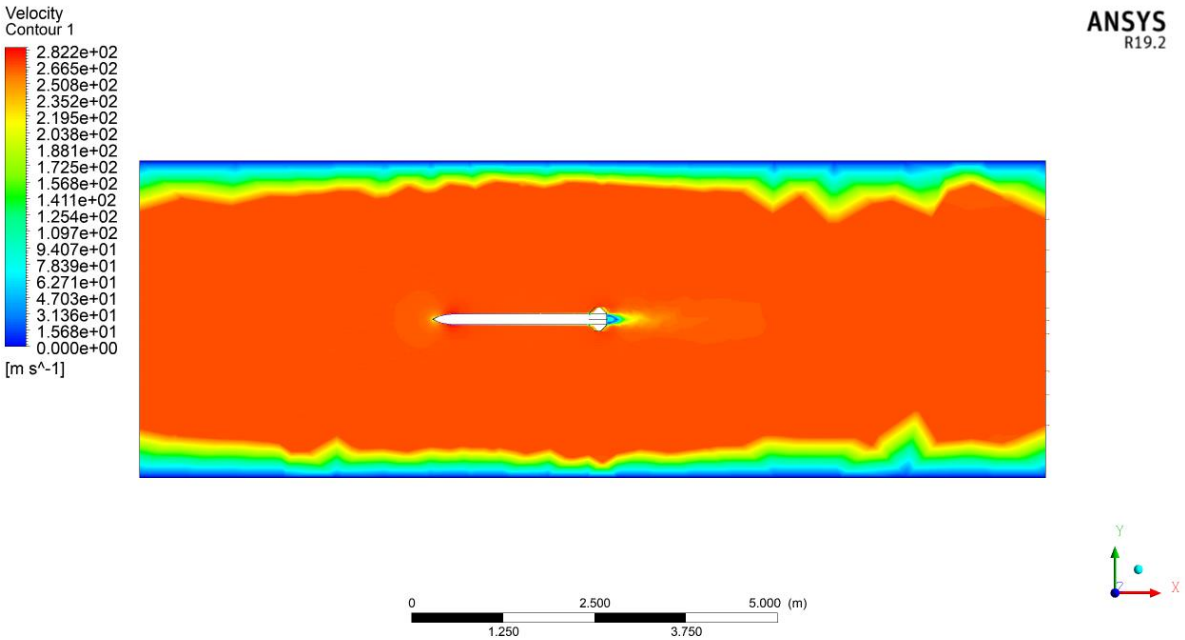
Çekme T.Deformasyon

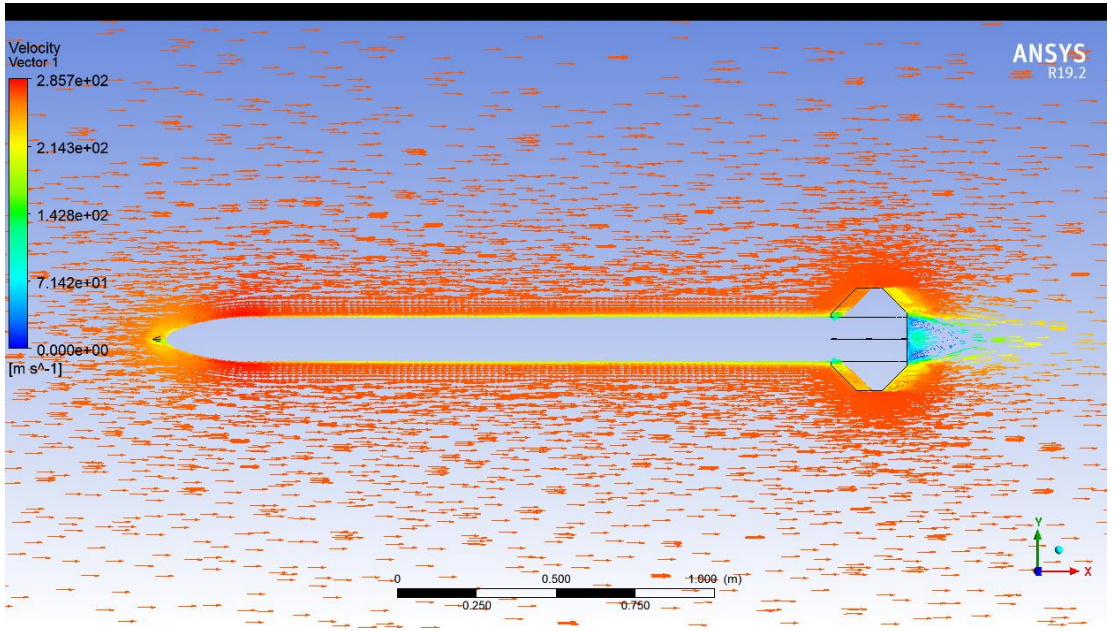


Basma T. Deformasyon

Görsellerde belirtilen analizlerimiz Ansys Workbench' in static structural analizi ile yapılmıştır. sanal ortamda bu testlerimizi gerçekleştirmiş olup tüm numunelerimiz uçuş esnasında maruz kalınabilecek basınç ve kuvvetlerin 3 katı baz alınarak hesaplanmış ve tüm testlere dayanım sergilediği toplam deformasyon ve gerilme değerleri göz önüme alındığında malzemelerin akma ve çekme mukavemet değerlerinin altında kaldığı gözlemlenmiştir. (Yüksek germe-çekme dayanımı, Germe Modülü; 220-240 GPa Germe Dayanımı; 3450-4850 Mpa.)

Analizler

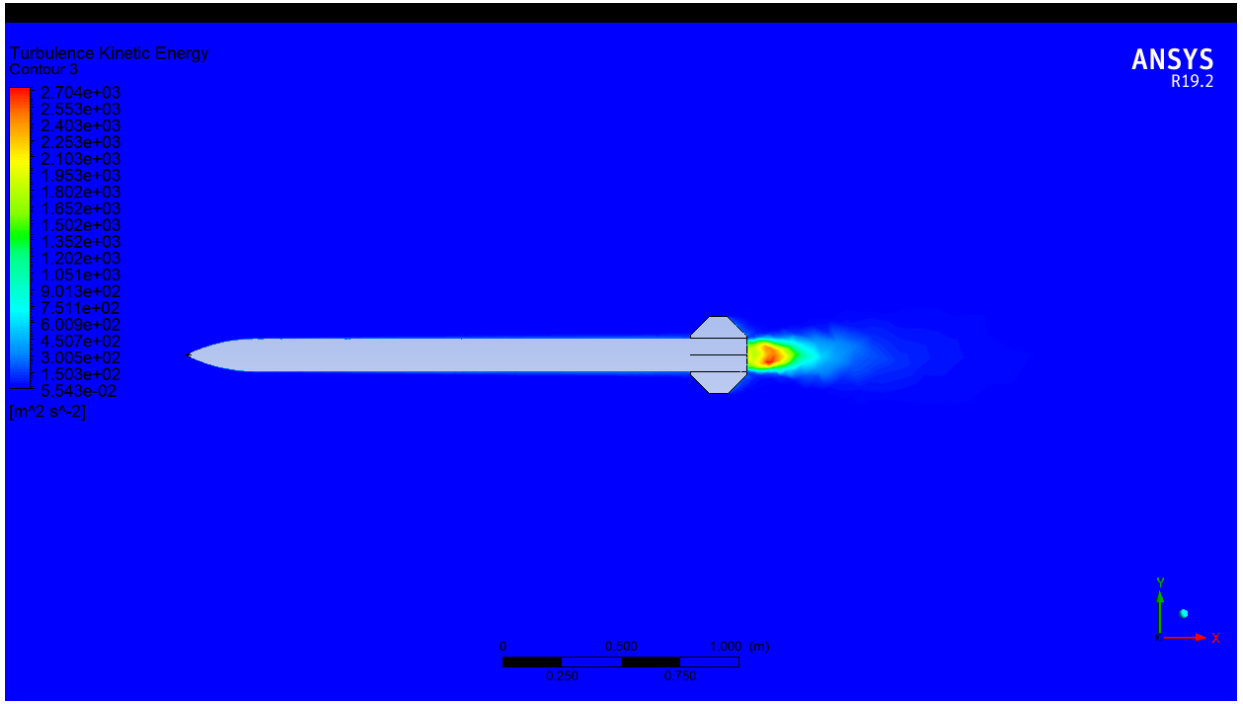


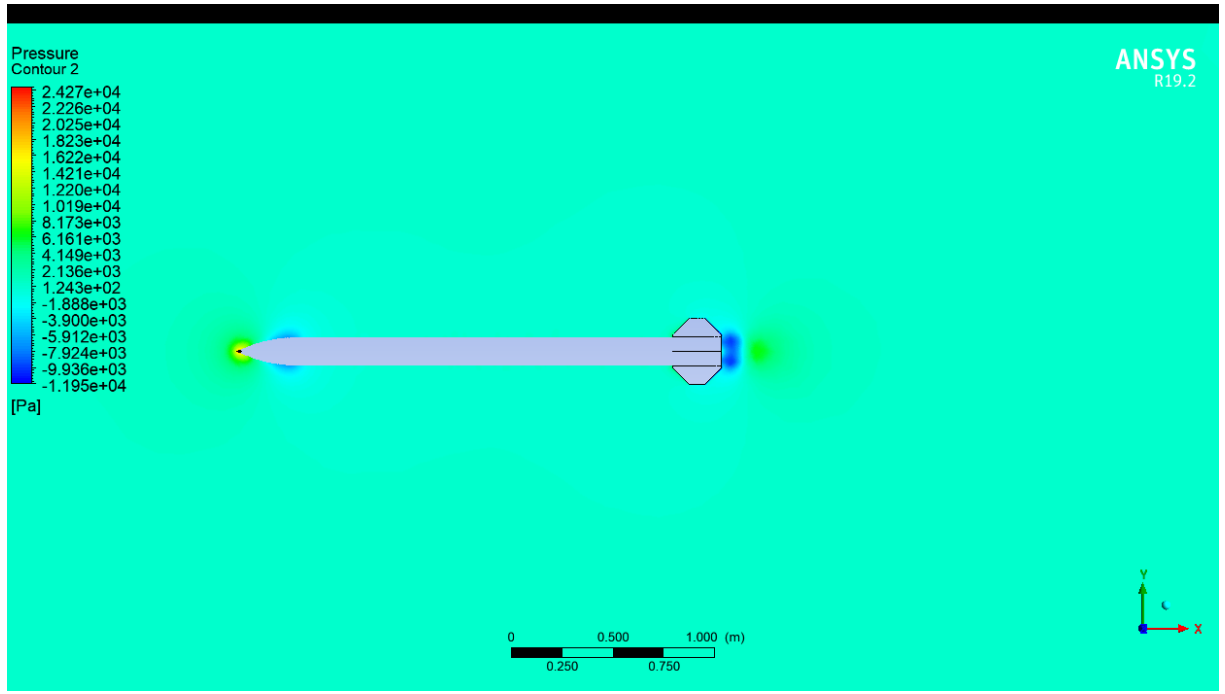



```
rocket                    (129.09429 -1.9434636 2.5132532)              (118.1004 0.0059848558 0.03336416)
------------------------- --------------------------------------------- ---------------------------------------------
Net                       (129.09429 -1.9434636 2.5132532)              (118.1004 0.0059848558 0.03336416)

Forces - Direction Vector (1 0 0)
                          Forces (n)                                       Coefficients
Zone                      Pressure        Viscous         Total            Pressure        Viscous         Total
rocket                    129.09429       118.1004        247.19469        210.76619       192.81698       403.58317
------------------------- --------------- --------------- --------------- --------------- --------------- -----------
Net                       129.09429       118.1004        247.19469        210.76619       192.81698       403.58317
```

Analizler



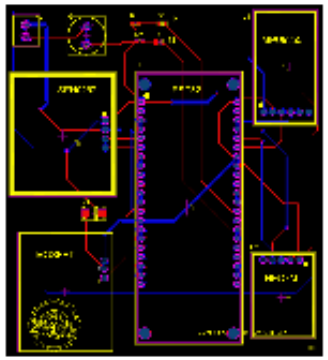


Yukarıdaki slaytlarda roketimizin hız basınç ve akış verileri verilmiştir. Roketimizin aerodinamik ve kanat yapısının uygun şekilde hesaplandığı ve uçuş verilerinin satabil olduğu kanıtlanmıştır.

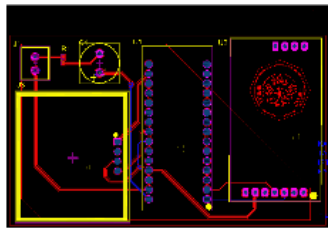
Aviyonik – Özet

Özgün Sistemler

İki adet aviyonik sistemimiz ve bir adet haberleşme kartımız bulunmaktadır. Bunlardan ilki olan ve ana aviyonik sistem olarak adlandırdığımız «Kayra Roket Uçuş Kartı v1.0» kartını Altium Designer programı üzerinde tasarladık. Bu kartımız özgün bir kart olup elimizde bulunan komponentler baz alınarak tasarlanmıştır. Ana aviyonik sistemimiz basınç ve IMU verilerini baz alarak tetikleme yapacaktır yani apogee noktasına geldiği zaman roketin kurtarma sistemini tetikleyecektir. Ayrıca bu kart kendi özgün haberleşme kartımız olan «Kayra Roket Haberleşme Kartı» ile sadece uçuş verilerini eş zamanlı paylaşacak ve özgün haberleşme kartımız gelen verileri yer istasyonuna iletecektir.



Kayra Roket Uçuş Kartı v1.1



Kayra Roket Haberleşme Kartı

Ticari Sistemler

Yedek aviyonik sistemimizde ise bir adet ticari uçuş kartı kullanacağız. Bu kart ÖTR zamanı «Telemetrum v3.0» iken stok olmamasından dolayı «TeleMega v5.0» olarak güncellenmiştir. «TeleMega v5.0» kartı belirttiğimiz üzere ticari bir kart olup « https://altusmetrum.org/TeleMega/ » sitesinden kaynak dosyalarına ve çizimlerine kadar erişilebilen bir karttır. Bu kartta ise ana aviyonikten farklı olarak sadece kurtarma sistemini imu verisine dayanarak tetikleyecektir.

Uçuş kartına ek olarak tedbir amaçlı ticari bir gps sistemi de eklenmiştir. Özgün uçuş kartından gps verisi alınamadığı takdirde ticari gps verilerine bakılacaktır.

Telemega v5.0

Teknotakip Ticari GPS

Aviyonik – Özet

Benzerlikleri / Farklılıkları

Kayra Roket Uçuş Kartı v1.0	Telemega v5.0
Kendi tasarımımız olan karttır.	Ticari üretim olan bir karttır.
GPS, basınç, IMU, gyro verilerini elde eder.	GPS, basınç, IMU verilerini elde eder.
Through Hole bir PCB'dir. Tamiratı ve montajı kolaydır.	SMD bir sistemdir arıza durumunda tespiti zor olabilir.
Tetiklemeyi «basınç » ve «IMU» verilerine göre yapacaktır.	Tetiklemeyi «IMU» verisine göre yapacaktır.

IMU verileri 3 eksende ivme, 3 eksende jiroskop ve 3 eksende de manyetik alan verilerinden oluşmaktadır.

Geçiş Durumu

Sadece Kayra Roket Uçuş Kartı v1.0 ile Kayra Roket Haberleşme Kartı arasında iletişim vardır. Bu iletişim, uçuş kartındaki verilerin haberleşme kartı sayesinde yer istasyonuna aktarımı için gereklidir. Ana aviyonik sistem ve yedek aviyonik sistem birbirinden bağımsız olarak çalışmaktadır. Bu iki sistem eş zamanlı olarak ve birbirinden farklı kıstaslarla kurtarma sistemini tetiklemeye çalışacaktır. Uçuş bilgisayarları arasında herhangi bir geçiş söz konusu değildir. Sistemler arasında elektriksel ve kablosuz bağlantıda bulunmamakta olup ayrılma sistemlerini bağımsız hatlar üzerinden tetikleyeceklerdir.

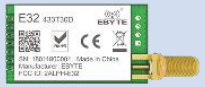
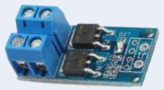
Benzerlikleri / Farklılıkları

Kayra Roket Haberleşme Kartı	Teknotakip Ticari GPS
Kendi tasarımımız olan karttır.	Ticari üretim olan bir karttır.
Konum, basınç ve IMU verileri elde eder.	Konum ve hız verisi elde eder.
Kayra roket uçuş kartından verileri alıp yer istasyonuna iletir.	Kendi web uygulaması üzerinden haberleşir.

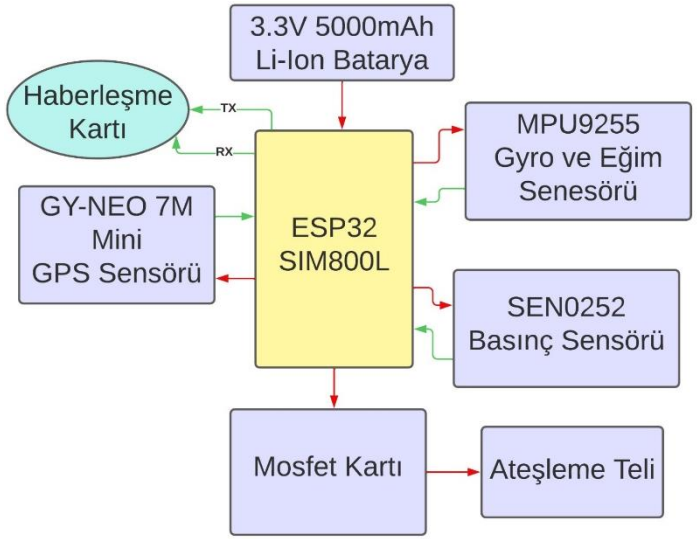
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Komponent Adı	Kodu	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Ana Bilgisayar İşlemcisi	ESP32-SIM800L		Ana bilgisayar işlemcisi olarak kullanılacaktır.
GPS Sensörü	GY-NEO 7M	Evet	Aviyonik sistem aktif edildiği an itibariyle roketin anlık konumunu vererek kurtarma işlevinde görev alacaktır.
Gyro ve Eğim Sensörü	MPU9255	Evet	Ana bilgisayarda gyro eğim ve irtifa verilerinin okunması için kullanılacaktır.
Basınç Sensörü	SEN0252	Evet	Geçen seneki verimi yeterli bulunmuştur. Ana bilgisayardan irtifa, gyro ve eğim verilerini almak için kullanılacaktır.

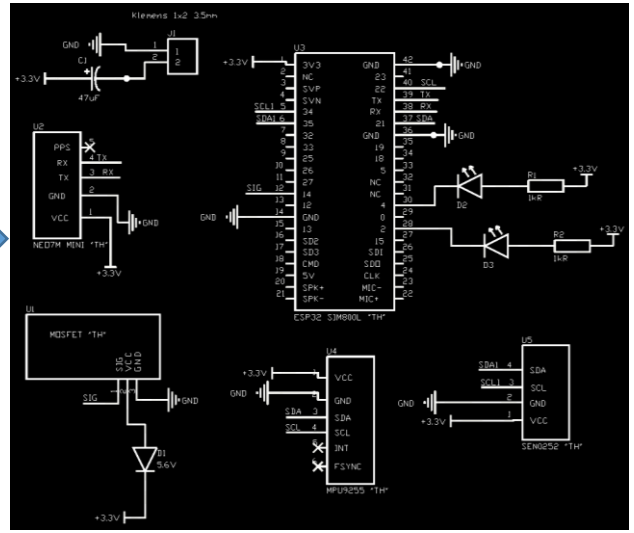
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Komponent Adı	Kodu	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Haberleşme Modülü 	LoraWan E32-433T30D	Evet	Ana bilgisayardan gelen verileri anlık olarak yer istasyonuna aktarmakta kullanılacaktır.
Mosfet Anahtarlama Kartı 	15A 400W Anahtarlama Kartı	Evet	Kurtarma sisteminin tetiklenmesi için kullanılacaktır.
Aviyonik Sistem Anahtarı	İkili Anahtar	Hayır	Aviyonik sistemin güç girişini kontrol etmek için kullanılacaktır.
PİL	3.7V 5000mAh Li-Ion Pil	Hayır	Aviyonik sistemin güç kaynağı olarak kullanılacaktır.

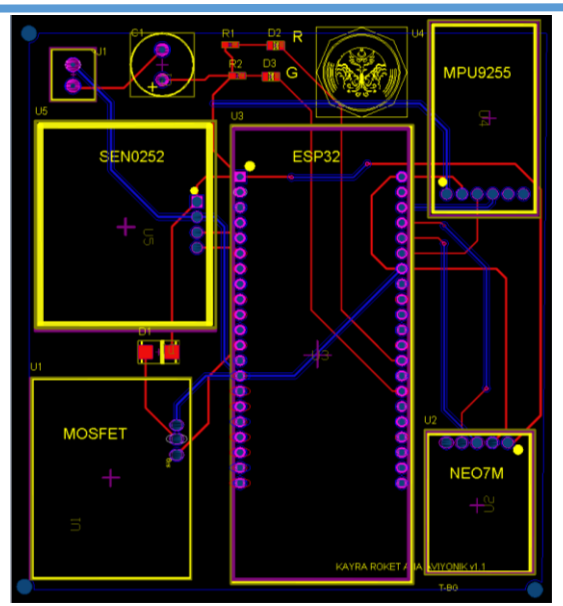
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



Aviyonik 1. Sistem Yapısını Gösteren Blok Diyagram



Aviyonik 1. Sistem Bağlantılarını Gösteren Şematik



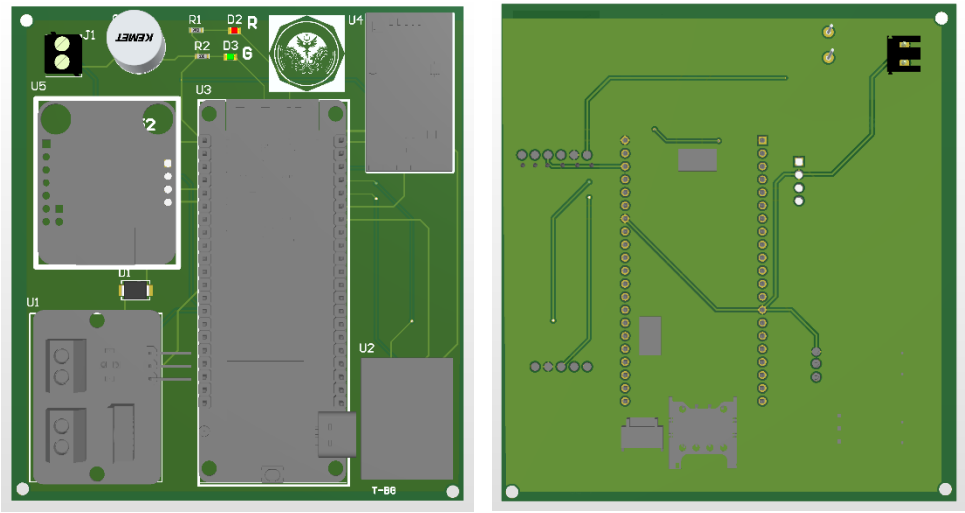
Aviyonik 1. Sistem PCB 2B Görüntüsü

Yukarıdaki resimlerde aviyonik sistemin seçilen sensörlerden PCB 2B görüntüsüne kadar olan aşamalar bulunmaktadır.

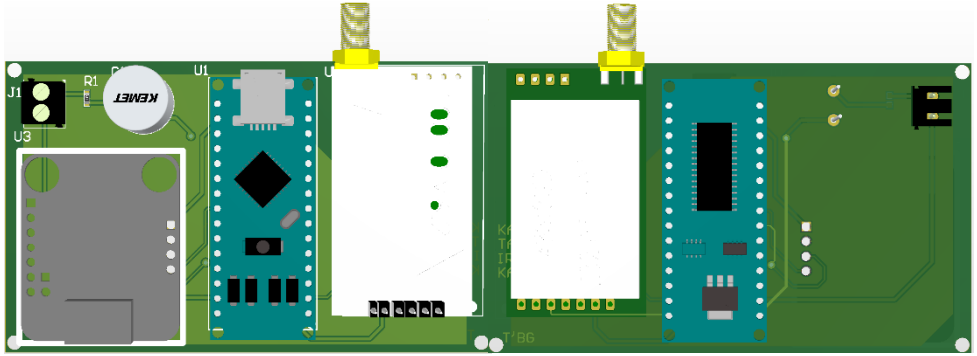
Kartımız özgün bir kart olup tasarımı tamamlanmıştır. Bu kartımız «Through Hole» bir karttır. Filtreleme amaçlı bir adet kondansatör ve güvenlik amaçlı diyot bulunmaktadır. Ayrıca çalışma veya sorun durumlarında bilgi alabilmek için 2 adet LED bulunmaktadır. Güç girişi bir adet olup bu kartı 3.3V ile beslemeyi planlıyoruz. Özgün haberleşme kartımıza veri aktarabilmek için 2 adet kablo çıkışı bulunacaktır.

Bu kartın üretimi PCB üretimi yapan firmalar üzerinden sipariş üzerine yapılacaktır.

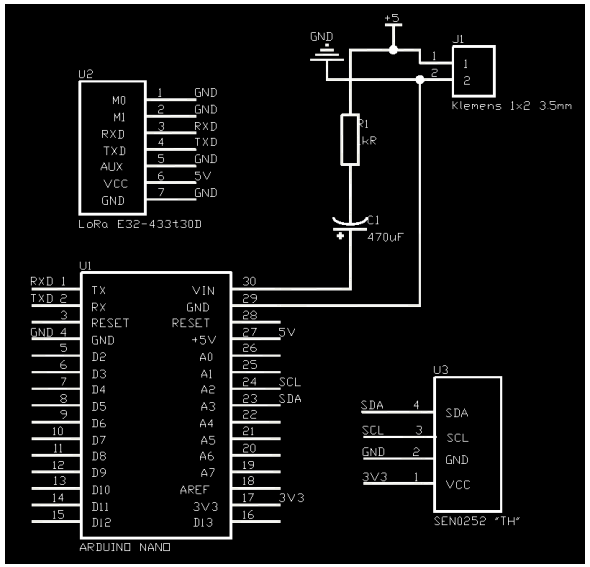
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

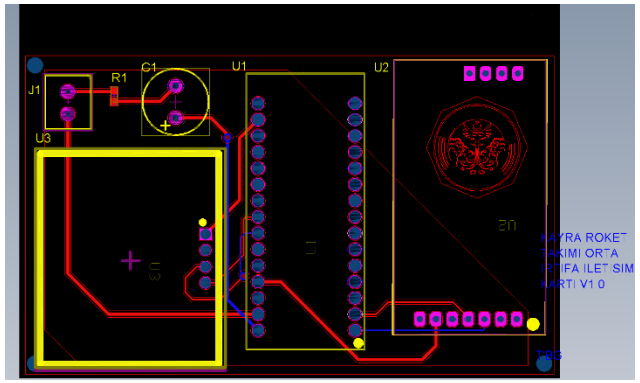


Kayra Roket Uçuş Kartı v1.1 3B görüntüleri



Kayra Roket Haberleşme Kartının 3B görüntüleri





Kayra Roket Haberleşme Kartının 2B görüntüsü

Bu resimde Haberleşme kartının bağlantı şematiği bulunmaktadır. Bu kartımızda Lora E32-433T30D, SEN0252, Arduino Nano bulunmaktadır. Filtreleme amacıyla bir adet kapasitör ve güvenlik amaçlı girişten sonra direnç bulunmaktadır.
Bu kart ayrıca bir önceki sayfada bahsettiğimiz üzere uçuş kartımızla TX ve RX bağlantılarına sahiptir.

Bu kart haberleşme kartı olduğu için bu bağlantı sadece haberleşme bağlantısıdır. Bu özgün haberleşme sistemimiz uçuş bilgisayarımızdan gelen verileri anlık olarak yer istasyonuna iletecektir.

Kartın tasarımı tamamlanmış olup PCB firmaları üzerinden sipariş üzerine üretim yapılacaktır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

Algoritma :

- Roket Ana Aviyonik Sistemde kullandığımız MPU9255 ve SEN02522 modüllerinden elde edebildiğimiz ve kullanacağımız veriler açı, ivme ve basınç verileridir. Basınç verisi analiz edilerek irtifa bulunur. Roketin Ana Aviyonik Sistemine güç verildiği anda roketin 10 saniyelik bir kalibrasyon süresi olur. Bu süre zarfında roketin uçuşa geçmeden önceki başlangıç irtifası bulunur. Roket uçuşa başladığında ivme verisinin yükselmesi bize uçuşun başladığı bilgisini verir ve ivme verisinin 0 yaklaşıp tekrar artmaya başladığı nokta bizim apogee noktamızdır burada ilk mosfet anahtarlama kartımızı tetikler. İvme verisinin doğru gelmemesi ihtimaline karşı irtifa ve açı verisi sürekli kontrol edilir. İrtifa verisi ulaştığı en yüksek noktadan düşüşe geçmişse veya 1000 metre irtifadan sonra roketin eğimi 90 dereceye ulaştıysa sistem ilk mosfet anahtarlama kartını tetikler. İkinci tetik için ilk tetik tetiklendikten sonra irtifa verisi kontrol edilir başlangıç irtifasından 600 metre yükseklikte ikinci tetik tetiklenir.(Kullandığımız iki modülde 10 DOF (Degrees of freedom) yani 10 eksen olan bu sensörlerin 3 eksende ivme 3 eksende jiroskop 3 eksende de manyetik alan ölçmesi ile toplamda 9 eksende (IMU Sensörü) ölçüm yapmak mümkündür ayrıca bu modüllerde sıcaklık ve barometre ölçümü yapmamız mümkündür.)(SEN0252 modülü BMX160 ve BMP388 sensörlerini içermektedir. Sıcaklık ve Barometrik basınç verisi hariç diğer veriler BMX160 Sensöründen alınmaktadır.)

Kullanılacak Parametreler:

1. İvme Verisi: MPU9255 ve SEN0252 modüllerinden aldığımız ivme verisini kullanarak roketin uçuşa geçtiğini ve roketin apogee noktasından inişe geçtiğini anlayabiliriz roket inişteyse kurtarma sistemini tetikleyebiliriz. Bu nedenlerden dolayı ivme verisini kullandık.
2. Basınç Verisi: MPU9255 ve SEN0252 modüllerinden aldığımız basınç verisini analiz ederek irtifayı bulabiliriz elde ettiğimiz irtifa verisi ile apogee noktasını ve başlangıç irtifasından 600 metre yükseklikteki noktayı bulabilir bu noktada kurtarma sistemini tetikleyebiliriz. Bu nedenlerden dolayı ivme verisini kullandık.
3. Eğim Verisi: MPU9255 ve SEN0252 modüllerinden aldığımız eğim(açı) verisini kullanarak roketin 90 derecelik açıya ulaştığı zaman roketin apogee noktasında olduğu tahmin edebilir ve bu noktada kurtarma sistemini tetikleyebiliriz. Bu nedenlerden dolayı eğim(açı) verisini kullandık.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

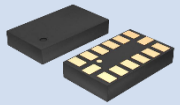
Veri Filtreleme Algoritmasını Adım Adım İnceleyecek Olursak :

- Veriler MPU9255 ve SEN0252 modülünden I2C iletişim yolu kullanılarak alınır.
- Alınan veriler birbiriyle kıyaslanır veriler birbiri ile örtüşüyorsa veri sonraki adıma geçer uyuşma yoksa veriler sensörlerden tekrar okunur.
- Veriler parazitleri azaltmak için kalman filtresinden geçirilir kalman filtresinin kodu sağdaki resimde paylaşılmıştır.
- Daha sonra ise özel bir tahmin algoritması bu algoritma roketin ivme ve 1 saniyelik irtifa değişimi ile yani saniyelik ortalama dikey hızın toplamını alıp bir ‘estimate’ adlı parametreye atar.
- Kalman filtresinden çıkan sonuç bir önceki sonuç artı estimate parametremizden küçükse ve bir önceki sonuç eksi estimate parametremizden büyükse gelen veriyi doğru kabul ederiz.
- İrtifa harici veriler için yalnızca kalman filtresini kullanıyoruz ancak irtifa verisine bağlı olmayan tetikleme için ivme ve açı eğim sensörleri 5 kez doğrulama yapmak zorundalar.
- Sağdaki tabloda bir önceki yıl kullanılan sensörün bozulması sebebi ile roketimizin yerde paraşüt açtığı veriler yani filtrelenmemiş bozuk olan veriler turuncu renk ile bu verilerin filtrelenmiş hali mavi renk ile gösterilmiştir. Bu verilere göre yeni filtreleme sistemimiz yeterlidir.

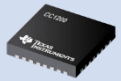
```
double _err_measure = 10;
double _err_estimate = 10;
double _q = 0.01;
Double _kalman_gain = _err_estimate / (_err_estimate + _err_measure);
Double _current_estimate = _last_estimate + _kalman_gain * (irtifa - _last_estimate);
_err_estimate = (1.0 - _kalman_gain) * _err_estimate + Math.Abs(_last_estimate - _current_estimate) * _q;
if (_current_estimate < _last_estimate- minestimate || _current_estimate > _last_estimate+ maxestimate)
{

}
else
{
    _last_estimate = _current_estimate;
}
```

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent Adı	Kodu	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Yedek Bilgisayar İşlemcisi	STM32L151 Telemega V5.0 işlemcisi		Yedek aviyonik sistemin işlemcisidir.
Basınç Sensörü	MS5607	Evet	Yedek aviyonik sistemde basınç verilerinin elde edilmesi için kullanılacaktır.
Gyro ve Eğim Sensörü 	ADXL375	Evet	Yedek aviyonik sistemden gyro verilerinin okunmasıyla kurtarma sistemini tetikleyecektir.
PİL	3.7V 5000mAh Li-Ion Pil	Hayır	Yedek aviyonik sistemin güç kaynağı olarak kullanılacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

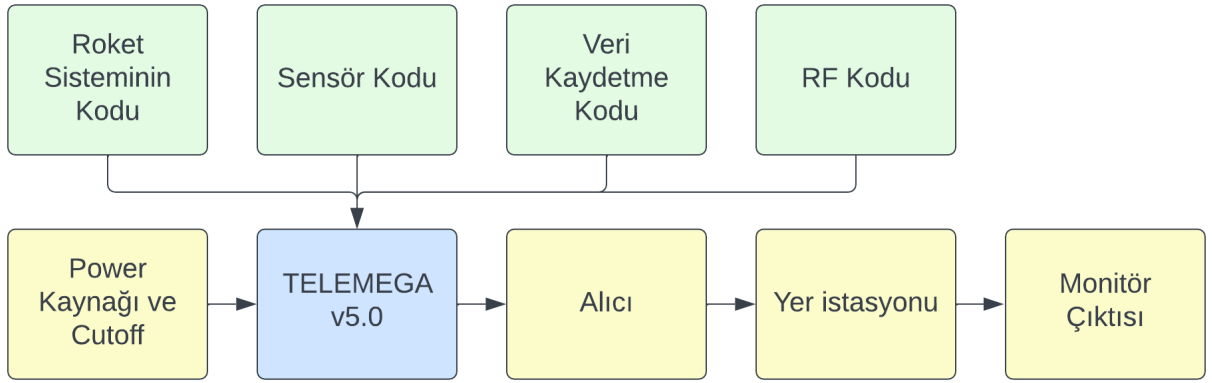
Komponent Adı	Kodu	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
GPS Sensörü	U-blox MAX 8Q	Evet	Roket aviyonik sistemi aktif edildiği anda konum verilerinin tespiti için kullanılacaktır.
Basınç Sensörü	BMX160	Evet	Yedek bilgisayardan basınç verisi alınması için kullanılacaktır.
RF Alıcı Verici Modülü 	CC1200	Evet	Yedek bilgisayardaki verileri yer istasyonuna anlık olarak iletebilmek için kullanılacaktır.

NOT

Yedek aviyonik bilgisayar bir ticari uçuş kartıdır. Kart üzerindeki devre elemanları ve komponentlerin önemli olanları 2.sistem detay 1 sayfalarında belirtilmiştir.

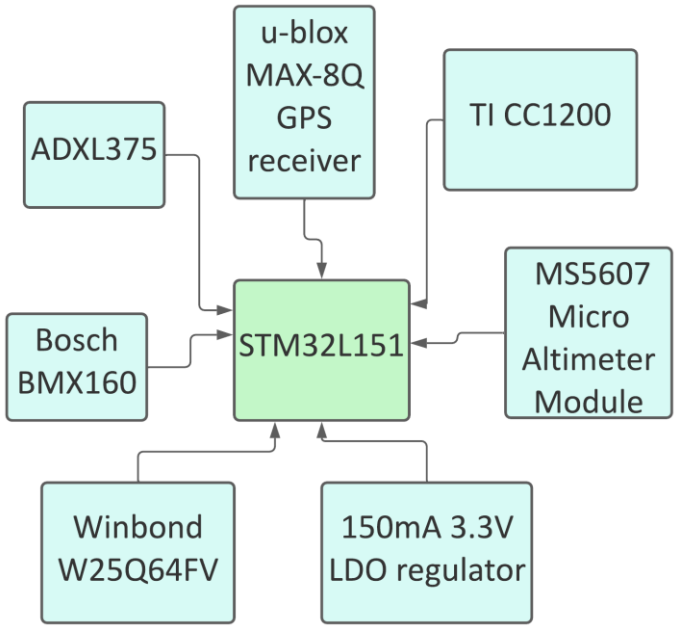
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

TELEMEGA v5.0 işleyiş diyagramı



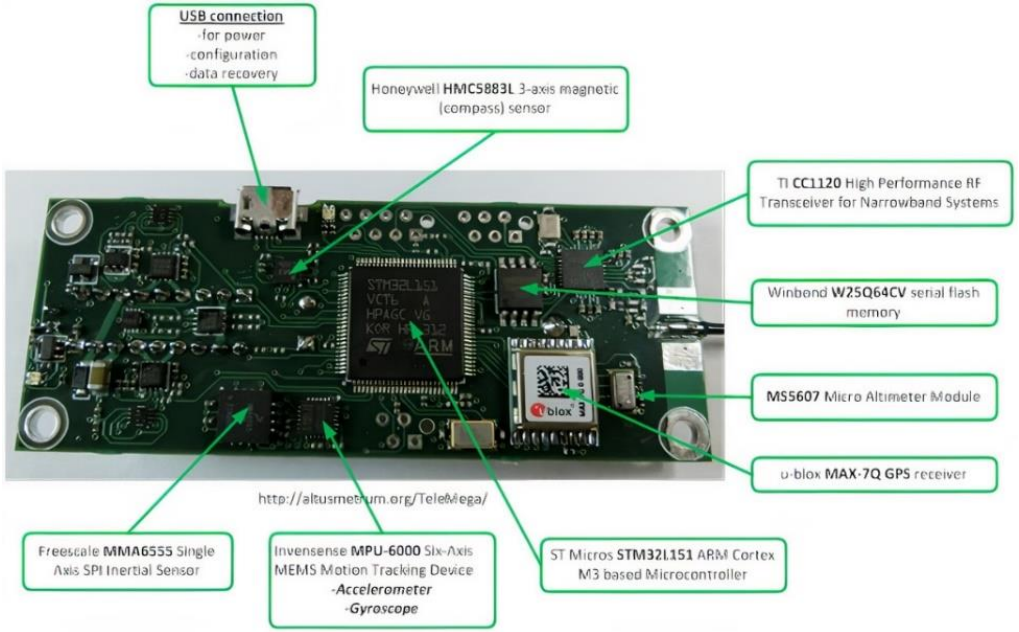
TeleMega Kartının ön ve arka yüzeylerinin 3D görüntüleri

TeleMega Kartındaki Sensörlerin Blok Diyagramı



Kartın şematiği ve bilgileri şu sitelerden alınmıştır: https://www.apogeerockets.com/Electronics-Payloads/Altimeters/TeleMega , https://altusmetrum.org/TeleMega/

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



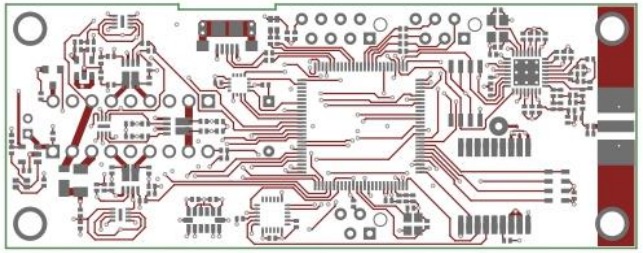
→Yandaki resimde Telemega'nın resmi sitesinden alınan ve kartın komponent tanımları bulunan görsel yer almaktadır.
https://altusmetrum.org/TeleMega/

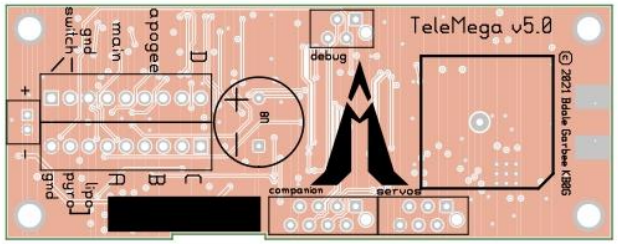
→Telemega v5.0'ın konnektör olarak anten girişi , debugger girişi , USB girişi ve batarya girişi bulunmaktadır.

→Arkada tarafında ise klemens girişleri bulunmaktadır. Klemens girişleri apooge pyro,main pyro, Pyro A-D, switch ve pyro battery'dir. Gerekli klemens bağlantıları yapıldığında ve güç girişi verildiğinde kart çalışmaya hazır olacaktır.

→Yazılımında gerekli güncellemeler yapıldığı zaman uçuş için hazır olacaktır.

→Bu ticari kartın boyutları ise 31,8mm x 82,6mm'dir.





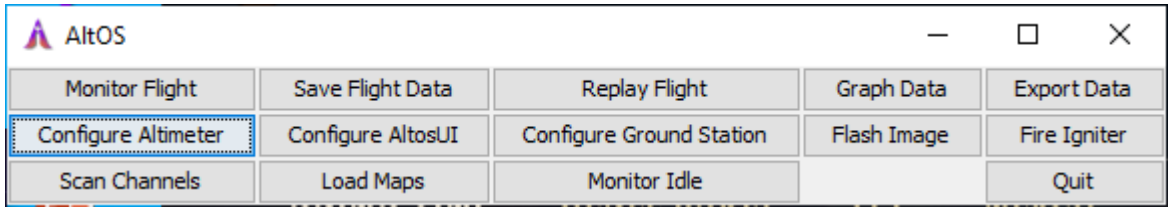
TeleMega v5.0 PCB Layout görselleri

Kartın üretimi nasıl olacak?

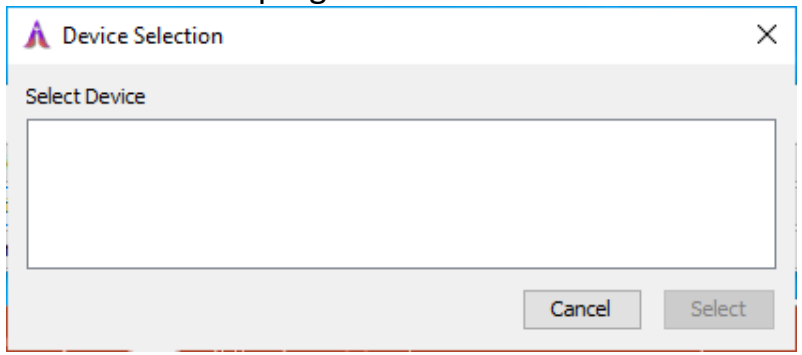
→TeleMega v5.0 kartı ticari bir kart olup user manuel'i kendi resmi sitesinde bulunmaktadır. Ayrıca bu kart sipariş üzerine hazır olarak gelecektir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

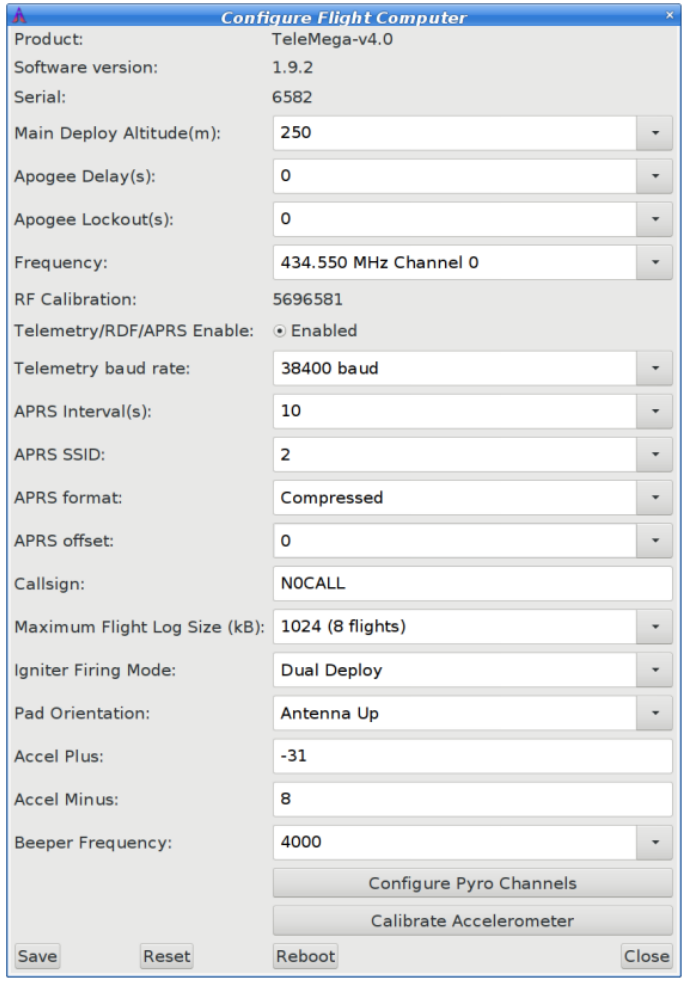
- 2. Aviyonik Sistem olarak TELEMEGA v5.0 sistemini kullanmayı planlamaktayız. Sistemi kullanmaya başlamadan önce AltOS programını indirip TELEMEGA v5.0 kartımızı programlamamız gerekiyor programı indirdikten sonra usb yolu ile bağladığımız uçuş kartına Configure Altimeter kısmından gerekli ayarlamalar yapılmalıdır main deploy altitude yi 600m olarak apogee delay ı 0 Igniter Firing Mode u ise Dual Deploy olarak ayarlamamız gerekiyor. Resimlerde AltOS programının örnek görüntüleri paylaşılmıştır. Değerler kendi uçuşumuza göre düzenlenecektir.



AltOS programının ana menüsü



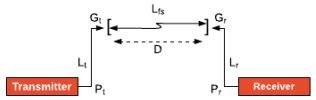
Cihaz seçme bölümü



Uçuş kartını programlama bölümü

Aviyonik – İletişim

- Yer istasyonu ve rokette iletişim için 433 MHz Lora Modülü(E32 433T30D) kullanmayı planlamaktayız. Yer istasyonunda lora modülünden arduino mega yardımıyla aldığımız verileri serial iletişim yoluyla laptoplara aktarım yapacağız. Laptopa gelen veriler Kayra Roket Takip Sistemi Windows yazılımı ile ayrıştırılır anlık olarak grafik datalarına çevrilir ve gelen veriler canlı olarak kaydedilir.
- Yer istasyonuna gelecek bilgiler şunlardır: İrtifa Verisi, İvme Veriler(X,Y,Z), Dikey Hız Verisi, Yatay Hız Verisi, Jiroskop Verileri(X,Y,Z),Konum verileri(Enlem ve Boylam), Sıcaklık, Zaman Verisi ve bu verilere ek olarak tetikleme durumlarında tetik bilgisi yer istasyonuna gönderilecek verilerdir.
- Veriler 433MHz bandında 9600baudrate de toplam boyutu 30 bayt olan veriler küçük bir hash algoritmasından geçirilerek 4 baytlık bir hash bulunur bu hash verilerin sonuna eklenerek yer istasyonuna gönderilir bu hash kodu verinin doğru alındığına dair bir doğrulama olarak görev yapacaktır.(Veriler 30 bayt + hash 4 bayt).
- Yandaki tabloda link bütçesini hesaplarken kullandığımız parametreler ve link bütçesi verilmiştir. Kablo iletim kaybı 500MHz de 0.17dB/m. 5 metre kablo için ortalama 1dB/m dir bu yüzden verici kaybına maksimum olarak 0.17dB/m alıcı kaybına maksimum olarak 1dB/m girilmiştir. 433MHz de Atmosferik Kayıp çok düşüktür ancak en kötü durum düşünülerek atmosferik ve polarizasyon kaybına 6dB/m girilmiştir. Serbest Uzay Kaybı ise formülü «20*log(MHz)+20*log(Mesafe Metre Cinsinden)-27.55» bu formülü kullanarak mesafeyi 7000 metre ve MHz yi de 433 alırsak sonucu 103.24 olarak buluruz. Bunlara ek olarak anten kazançlarını(12dbi,4dbi) ve Lora Modülünün çıkış gücünü(30.5dB/m) link bütçesine eklersek link bütçemizi -63.91dB/m olarak buluruz.



Verici Modülün Çıkış Gücü (P_t):	30.5	dBm
Verici Anten Kazancı (dBi) (G_t):	4	
Verici Kaybı (dB) (L_t):	0.17	
Serbest Uzay Kaybı (dB) (Lfs):	103.24	
Atmosferik ve Polarizasyon Kaybı (dB) (L_m):	6	
Alıcı Anten Kazancı (dBi) (G_r):	12	
Alıcı Kaybı (dB) (L_r):	1	

LINK BÜTÇESI:
-63.91 dBm

Not: Veriler duruma göre farklı bir kanalda yani 420 ile 435 MHz arası bir kanalda yer istasyonuna şifreli bir biçimde aktarılacaktır.

Aviyonik Prototip Testi

Algoritma Testleri Testler	Test yöntemi ve yeri	Test düzenekleri	Testten elde edilen veriler neler olacak , ve bu veriler nasıl yorumlanacak?
Ana uçuş bilgisayarı SEN0252 ve MPU9255 sensörleri kurtarma sistemi tetikleme algoritmasının ve faydalı yük MQ-135 sensörünün çalışma algoritması testi :	SEN0252 sensörünü tasarladığımız vakum kabının içine yerleştirdikten sonra sensörü vakuma tabi tutarak uygun irtifa ve basınç değerlerinin kontrolü sağlanacaktır. MPU9255 sensörünün yunuslama hareketini algılaması ve kurtarma sisteminin tetiklenmesi beklenmektedir. MQ-135 hava kalite sensöründen havadaki CO2 miktarı ölçümlenecektir. Bu testleri ofis ortamında yapacağız. (Ataşehir-İstanbul).	1-) SEN0252, MPU9255 ve MQ-135 sensörleri 2-) Elektrik süpürgesi 3-) Vakum kabı 4-) Bilgisayar 5-)ESP32 işlemci	Bu test sonucunda sistemimizin basınca dayanıklı olduğunu ve basıncı doğru, hassas ölçtüğünü görmeyi planlıyoruz. Elde edilen verileri filtrelenmesi ve bu verilerin kurtarma sistemini tetiklemesi test edilecektir. Bu test sonucunda sensörümüzün bize eksen verilerini iletmesi ve filtreleme algoritmamıza uygun şekilde apogee ayrılmasını tetiklemesi beklenmektedir. Bu verilerin doğruluğuna ve zamanlamasına göre uygunluğu yorumlanacaktır.
Yer İstasyonu Algoritmasının Çalışmasının testi:	Yer istasyonu yazılımımıza ana , yedek ve faydalı yük bilgisayarlarından gelen sensör ve iletişim verilerinin anlık olarak aktarım testine tabi tutulacaktır. Bu test ofisimizde yapılacaktır. (Erzurum - Palandöken).	1-) Ana , yedek ve faydalı yük uçuş bilgisayarı 2-) Bilgisayar	Bu test sonucunda tüm uçuş bilgisayarlarımızdan sensör verilerin anlık olarak elde edilmesi beklenmektedir. Gelen anlık veri ve bu verilerin depolanması koşullarına bağlı olarak yorumlanacaktır.
Kart Fonksiyonellik Testleri			
Güç Kaynakları 3.7V 5000mAh Batarya	Uçuş bilgisayarlarını besleyecek bataryalarımızı aviyonik sistemlerimize bağlayarak yeterli düzeyde enerji aktarımı sağlayıp sağlayamadıkları test edilecektir. Ofis ortamında yapılacaktır.	1-)Bilgisayar 2-)Ana Bilg. 3-)Batarya	Bu test sonucunda sistemde kullanacağımız li-po bataryaların sistem için yeterlilikleri test edilecektir. Bu veriler doğrultusunda yeterlilik düzeyleri yorumlanacaktır.

Aviyonik Prototip Testi

Testler	Test yöntemi ve yeri	Test Düzenekleri	Testten elde edilen veriler neler olacak , ve bu veriler nasıl yorumlanacak?
Ana bilgisayarın kendi sensörleriyle uyumlu çalışma testi	Bu test ofis ortamında yapılacaktır. Bilgisayara bağlı ana aviyonik sistem işlemcisinin kendi komponentleriyle bir bütün halinde çalışabilirliğini, pinlerimizin sorunsuz çalışıp çalışmadığı ve veri alışverişini port ekranından test edeceğiz.	1-)Bilgisayar 2-)Uçuş bilgisayarı	Bu test sonucunda işlemcilerin sensör ve sistemle uyumunu , gelen verileri işleyip aktarabildiğini ve tüm pinlerinin çalışabildiği bilgisi elde edilecektir. Alınan bu verilerin yeterliliği doğrultusunda yorumlanacaktır.
İletişim Testleri			
Haberleşme modülü E32-433T30D veri iletim ve range testi	Dış ortamda kuracağımız yer istasyonuna arabaya konulacak uçuş bilgisayarından gelen veriler takip edilecek. Verilerin aktarılmasının kesildiği nokta veri iletimi range mesafesini belirleyecektir. Bu test dış ortamda Erzurum havalimanı yolu yakınlarında yapılacaktır.	1-)Bilgisayar 2-)Uçuş bilgisayarı 3-)Yer İst. Devresi	Bu test sonucunda haberleşme modülümüzün veri iletim hızını ve range mesafesini ölçümleyeceğiz. Ölçümlenen veri hızına ve alınan range mesafesinin uygunluğuna göre yorumlanacaktır.
GPS Sensörü (GY-NEO7M) ve Ticari GPS (Teknotakip) konum doğrulama testleri	Uçuş bilgisayarına bağlı olan GPS sensörü üzerinden alınan konum bilgisinin doğruluğu ve uydulara bağlantı süresi test edilecektir. Ticari GPS sistemini ise kendi web arayüzü üzerinden anlık olarak takip edeceğiz. Testleri dış ortamda yapacağız.	1-)Bilgisayar 2-)Uçuş bilgisayarı 3-)Ticari GPS sistemi	Bu test sonucunda gps konum verileri ve uyduya bağlanma süreleri elde edilecektir. Ticari gps sistemimizin de anlık konum verilerine ulaşmayı planlıyoruz. Bu verileri bağlanma süresi ve konumdaki hata paylarına göre yorumlayacağız.

Aviyonik Test Takvimi → Algoritma Testleri (06.05.2022) → Kart Fonksiyonellik Testleri (07.05.2022) → İletişim Testleri (08.05.2022)

Not: Yedek sistem ticari uçuş bilgisayarı satın alınmış olup henüz elimize ulaşmadığından test sayfasına eklenememiştir. AHR'de tüm testleri yapılıp komiteye sunulacaktır.

Bütçe

Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi	Adet	Maliyet (Toplam)
Burun konisi	Alüminyum	CNC Freze	1	0₺
Üst gövde	Cam fiber	Elle yatırma	1	5000₺
Alt gövde	Karbon fiber	Elle yatırma	1	5000₺
Coupler	Alüminyum	CNC Freze	1	250₺
Arka kanatçık	Alüminyum	Lazer kesim	8	2000₺
Merkez halkası	Alüminyum	CNC Freze	5	1250₺
Bulkhead	Alüminyum	CNC Freze	3	750₺
Motor Kapağı	Alüminyum	CNC Freze	2	1000₺
Mapa	Dövülmüş Çelik	Hazır malzeme	4	60₺
M3, M4, M6 Cıvata	Alüminyum	Hazır malzeme	40	100₺
Karabarut kovanı	Alüminyum	CNC Freze	4	100₺
Karabarut	Barut	Hazır	12(gr)	150₺
Ateşleme teli	Bakır	Hazır	5	250₺
Ana Paraşüt	Ripstop Naylon	Hazır	2	800₺
Sürüklenme Paraşütü	Ripstop Naylon	Hazır	2	700₺
Faydalı yük paraşütü	Ripstop Naylon	Hazır	2	600₺

Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi	Adet	Maliyet (TL)
Şok kordonu	Elastik kordon	Hazır	3390 (mm)	1000₺
Motor Bloğu	Alüminyum	CNC Freze	2	3000₺
Pim	PLA	3D Printer	18	100₺
Arduino Nano	Elektronik	Hazır	6	600₺
GY-NEO 7M Mini	Elektronik	Hazır	5	725₺
Telemega v5.0	Elektronik	Hazır	4	7800₺
Teknotakip GPS	Elektronik	Hazır	1	1600₺
ESP32 SİM800L	Elektronik	Hazır	4	3820₺
BMP388	Elektronik	Hazır	5	705₺
MPU9250	Elektronik	Hazır	6	978₺
Mosfet Anahtarlama Kartı	Elektronik	Hazır	8	120₺
LoraWan 433T30D	Elektronik	Hazır	4	1000₺
433Mhz 5Dbi Manyetik Anten	Elektronik	Hazır	5	125₺
3.7V Li-İon 5000 Mah Pil	Elektronik	Hazır	4	192₺

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
1	3.1.2	Yarışmaya katılan yarışmacılardan Yarışma Şartnamesi'nde belirtilmiş olan gereksinimleri karşılayacak bir roket tasarımı yapması, roketi üretmesi ve Yarışma Komitesi tarafından finalist takımlara sağlanacak roket motoru kullanılarak başarılı bir şekilde roketin ateşlenip görevini yerine getirecek şekilde uçurulması beklenmektedir.	Karşılıyor	3	Open Rocket dosyasında yarışma komitesi tarafından belirlenen motor kullanılmıştır.
2	3.1.4	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.	Karşılıyor	2	İster karşılanmaktadır.
3	3.1.6	Farklı öğrenim/öğretim kurumlarından kurulan karma takımlar yarışmaya kabul edilir.	Karşılıyor	2	İster karşılanmaktadır.
4	3.1.8	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.	Karşılıyor	2	İster karşılanmaktadır.
5	3.1.9	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.	Karşılıyor	2	İster karşılanmaktadır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
6	3.1.11	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.	Karşılıyor	2	İster karşılanmaktadır.
7	3.1.13	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.	Karşılıyor	-	İster karşılanmaktadır.
8	3.1.15	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.	Karşılıyor	-	İster karşılanmaktadır.
9	3.1.16	Takımlar, başvuru bitiş tarihinden sonra sırasıyla Ön Tasarım Raporu (ÖTR),Kritik Tasarım Raporu (KTR), Atış Hazırlık Raporu (AHR) ve Atış Sonrası Değerlendirme Raporu (ASDR) hazırlayacaklardır.	Karşılıyor	-	İster karşılanmaktadır.
10	3.1.17	Uçuş benzetim raporu hem ÖTR hem de KTR aşamalarında hazırlanacak ve teslim edilecektir.	Karşılamıyor	-	Orta İrtifa kategorisi için zorunlu değildir.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
11	3.1.20	Takımlar; Proje Planı,Proje Bütçesi , Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dahil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.	Karşılıyor	-	Hepsi hazırlanmış ve raporda sunulmuştur.
12	3.1.22	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR,AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.	Karşılıyor	2	
13	4.3.12	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.	Karşılıyor	-	Open Rocket dosyası .ork olarak sisteme yüklenmiştir.
14	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.	Karşılıyor	2	İster karşılanmaktadır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
15	3.2.1.2	Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri Orta- Yüksek İrtifa Katagorisinde iki paraşütle (Şekil 1 ’ de gösterilen Sarı renkli “Birincil Paraşüt”, yeşil renkli “İkincil Paraşüt”), Lise Kategorisinde ise tek paraşütle (Şekil 2’de gösterilen Yeşil renkli paraşüt) kurtarılırken Görev Yükü tüm kategorilerde roket bileşenlerinden farklı bir paraşütle kurtarılacaktır.	Karşılıyor	5	İster karşılanmaktadır.
16	3.2.1.3	Orta İrtifa ve Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketler Şekil 1’ de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.	Karşılıyor	5	İster karşılanmaktadır.
17	3.2.1.4	Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü (Şekil-1’deki sarı renkli sürüklenme paraşütü) açmakla yükümlüdürler.	Karşılıyor	5	İster karşılanmaktadır.
18	3.2.1.5	İkincil (Ana paraşüt) paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılacaktır.	Karşılıyor	5	İster karşılanmaktadır.
19	3.2.1.11.2	Orta İrtifa Kategorisi için M2020 model motor kullanılacaktır	Karşılıyor	3	İster karşılanmaktadır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
20	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.	Karşılıyor	5,30,32	İster karşılanmaktadır.
21	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.	Karşılıyor	36,38,39,53	İster karşılanmaktadır.
22	3.2.1.21	Takımların "Open Rocket Simulation" menüsüne (Şekil 3) uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur. Open Rocket dosyasına Şekil 3'te belirtilen simülasyonu eklemeyen takımlar değerlendirmeye alınmayacaktır.	Karşılıyor	-	Open Rocket dosyasında belirtilmiştir.
23	3.2.1.23	Takımlar Görev Yüklerini "Unsp ecified Mass"ismiyle girmeyecektir. Görev Yükü "PAYLOAD" ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram (4 kg) ve tek bir parça olarak girilecektir. Şekil 3ile verilen "Fırlatma Simülasyonu- Launch Simulation" ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir.	Karşılıyor	-	Open Rocket dosyasında belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
24	3.2.2.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.	karşılıyor	5,30-37	İster karşılanmaktır.
25	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.	karşılıyor	5,32,34	İster karşılanmaktır.
26	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.	karşılıyor	5,32,34	İster karşılanmaktır.
27	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.	karşılıyor	32,33	İster karşılanmaktır.
28	3.2.2.12	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.	karşılıyor	48,52,53,61	İster karşılanmaktır.
29	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).	karşılıyor	34,37	İster karşılanmaktır.
30	3.2.3.1	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.	karşılıyor	38	İster karşılanmaktır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
31	3.2.3.2	Entegrasyon alanında Görev Yükü kütle ölçümü hakem heyeti tarafından yapılacak olup, ölçümün rahat bir şekilde yapılabilmesi için Görev Yükünün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.	karşılıyor	38,39	İster karşılanmaktadır.
32	4.3.17	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR'de belirtilecektir	karşılıyor	39,52.53, 58,59	İster karşılanmaktadır.
33	3.2.4.1	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.	karşılıyor	4	İster karşılanmaktadır.
34	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 kısıtlarıdahilinde Boat-Tail kullanımına izin verilmektedir.)	karşılıyor	3,4	İster karşılanmaktadır.
35	3.2.4.5	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.	karşılıyor	3,4	İster karşılanmaktadır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
36	3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta oluptakımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.	karşılıyor	4	İster karşılanmaktadır.
37	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.	karşılıyor	3	İster karşılanmaktadır.
38	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.	karşılıyor	16,17,18	İster karşılanmaktadır.
39	3.2.5.2	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır. Orta irtifa , Yüksek İrtifave Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.	karşılıyor	45-47	İster karşılanmaktadır.
40	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.	karşılıyor	21	İster karşılanmaktadır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
41	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.	karşılıyor	28,29	İster karşılanmaktadır.
42	3.2.5.9	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçaların (bu kapsamda sadece sensör, anten ve kamera gibi zarurî elemanlara izin verilecektir) roketin yanması bittikten sonra kütle merkezinin ilerisinde yer alması sağlanacak şekilde önceden sabitlenmiş olmalıdır.	karşılamıyor	-	Roketten çıkıntı yapan herhangi bir yapısal parça yoktur.
43	3.2.5.10	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır	karşılıyor	16	İster karşılanmaktadır.
44	3.2.6.1	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.	karşılıyor	48,49,52,53,58,59	İster karşılanmaktadır.
45	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.	karşılıyor	49,53	İster karşılanmaktadır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
46	3.2.6.6	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.	karşılıyor	53	İster karşılanmaktadır.
47	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.	karşılıyor	48,49,52, 53	İster karşılanmaktadır.
48	3.2.6.10	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.	karşılıyor	48,49	İster karşılanmaktadır.
49	3.2.6.11	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.	karşılıyor	48,49	İster karşılanmaktadır.
50	3.2.6.13	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.	karşılıyor	48,49,52, 53,58,59	İster karşılanmaktadır.
51	3.2.6.14	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.	karşılıyor	48,49,52, 53,58,59	İster karşılanmaktadır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
52	3.2.2.15	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).	karşılıyor	48,49,52,53	İster karşılanmaktadır.
53	3.2.6.20	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.	karşılıyor	38,39,49,53	İster karşılanmaktadır.
54	3.2.6.21.1	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.	karşılıyor	38,49,52 53	İster karşılanmaktadır.
55	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.	karşılıyor	16	İster karşılanmaktadır.
56	3.2.6.28	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.	karşılıyor	27-29	İster karşılanmaktadır.
57	3.2.6.30	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag”kullanmaları gerekmektedir.	karşılıyor	-	Lipo taşıma çantası tedarik edilmiştir.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
58	3.2.6.33	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.	karşılıyor	48,49,54,55, 60	İster karşılanmaktadır.
59	3.2.6.34	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.	karşılıyor	48,49,54,55, 60	İster karşılanmaktadır.
60	3.2.7.3	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.	karşılıyor	78-83	İster karşılanmaktadır.
61	3.2.7.5	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.	karşılıyor	78-83	İster karşılanmaktadır.
62	4.3.1	Takımlar, Kritik Tasarım Raporunda (KTR) tasarımlarının nihaî üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli gerekli analiz ile testleri yapmaktan ve sunmaktan sorumludurlar.	karşılıyor	-	Testler yapılmıştır.
63	4.3.2	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır.	karşılıyor	65-76	Kontrol listesi yapılmıştır.

Kontrol Listesi

NO	Gereksinim madde no	Gereksinim	Karşılama durumu	KTR slayt no	Açıklama
64	4.3.3	ÖTR'de ilk versiyonu sunulacak Hata Modları ve Etkileri Analizine yönelik olarak takımlar tasarım süreci sonunda bu analizi son haline getirmiş olmaları gerekmektedir (Tasarlanmış olan roketle ilgili tüm yapısal, akışkanlar dinamiği, uçuş algoritması yeterlilik vb. analizleri tamamlanmış olmalıdır. Böylece, seçimi yapılmış olan malzemeler, üretim yöntemleri, roket ve bileşenlerinin uçuş koşullarına dayanıklılığı ve uçuş algoritmasının uygunluğu kanıtlanmış olmalıdır).	karşılıyor	-	Raporda gerekli yerlerde verilmiştir.
65	4.3.4	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.	karşılıyor	-	Gerekli hesaplar yapılmıştır.
66	4.3.5	Detaylı Bilgisayar Destekli Tasarımların (İng. CAD), kullanılan CAD programı üzerinden entegrasyon videolarının hazırlanması gerekmektedir. Raporda yazan ya da yazmayan her detay CAD tasarımında gösterilmeli ve anlatılmalıdır.	karşılıyor	27	Video youtube kanalına yüklenmiş, link konulmuştur.
67	4.3.7	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.	karşılıyor	-	Raporda ilgili malzeme yerlerinde verilmiştir.
68	4.3.10	KTR'de belirtilen her kriter ve tasarım detayının yarışmada kullanılacak sistem/alt sistem/bileşen için kullanılacağı değerlendirilecek ve Yarışma Komitesi bu doğrultuda geri bildirimlerde bulunacaktır.	karşılıyor	-	Raporda ilgili malzeme yerlerinde verilmiştir.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Yerel Etki	Son Etki	Hata Tespit Yöntemi	Önleyici(P)	Tespit Edici (D)	Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Ht 1	Mapa	Shock cordlarının bağlanmasını sağlayacak bağlantı elemanı	Montajlı mapanın yerinden çıkması	Vibrasyona bağlı yapısal bozukluk	Uçuş	Mapanın mukavemetinin azalması	Parçaların bağımsız hale gelmesi	Görsel muayene	Mapa montaj bölgelerinin hassas işçilik ile üretilmesi	Mapaların montajından hemen sonrasında el ile çeki testi yapılması	Testlerin sonrasında montajlanacak bölgeye sökülmez sabitleyici sürülmesi	7
Ht 2	Merkezleme Halkası	Kanatçıkların ve motor bloğunu sabitlemek	Cıvara deliklerinin eksenden kayması	Alüminyumun diş tutmakta yetersiz olması	Taşıma	Merkezleme halkasının yerinden kayması	Motor bloğu ve kanatçıkların sabitlenememesi	Görsel Muayene	Cıvatalar yardımı ile parçaların sabitlenip kontrol edilmesi	Montaj sonrasında bağlantı bölgelerine sabitleyici sıvı sürülerek eksen kaymasının önlenmesi	Atış alanına diş açıcı kılavuz seti getirmek.	7
Ht 3	Şok kordonları	Gövdeler ve burun konisinin bağlanması	Şok kordonlarının kopması	Aşırı sıcakta kalması ya da yük binmesi	Taşıma	Bağlantı sorunu	Gövde parçalarının tümünün kurtarılaması	Çeki testi yapılması	Şok kordonlarının optimum basınç ve sıcaklıkta çalıştırılması	Ani kuvvet testleri	Yedek şok kordonunun atış alanında hazır bulundurulması	5

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Yerel Etki	Son Etki	Hata Tespit Yöntemi	Önleyici(P)	Tespit Edici (D)	Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Ht 4	Kanatçık	Roketin stabilite yükünün istenilen değerde tutulması	İstenmeyen yapısal açı bozukluğu	Üretim ve taşınma esnasında alınabilecek darbeler	Taşıma	Akış profilinin bozulması	Roketin uçuş profilinin bozulması	Görsel muayene	Kanatçıkların profillerine uygun taşıma kutusunun hazırlanması	Bası çeki testi	Yedek kanatçık üretimi yapılması ve atış alanında hazır bulundurulması	6
Ht 5	Paraşütler	Roketin tüm parçalarının kurtarılması	Paraşütün yanması veya zarar görmesi	Paraşüt kumaşının yanmaya karşı dayanıksız olması	Uçuş	Paraşütün açılmaması	Roketin hızının iniş süresince istenilen hıza düşürülememesi ve kurtarılamaması	Görsel muayene	Paraşütün yanmaz bir kumaş türünden üretilmesi	Paraşütlerin kullanılmadan önce patlatma testi yapılması	Yedek paraşüt tedarik edilip atış alanında hazır bulundurulması	7
Ht 6	Bulkhead	Basınç ve sıcaklık bağlantısının kesilmesi	Cıvata deliklerinin i eksenden kayması	Alüminyumun diş tutmakta yetersiz olması	Uçuş	Basınç ve sıcaklığın roketin içine dağılması	Aviyonik kısmın zarar görmesi ve çalışmaması	Görsel muayene	Cıvatalar yardımı ile parçaların sabitlenip kontrol edilmesi	Sabitleyici sıvı sürülerek eksen kaymasının önlenmesi	Atış alanına diş açıcı kılavuz seti getirmek.	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Yerel Etki	Son Etki	Hata Tespit Yöntemi	Önleyici(P)	Tespit Edici (D)	Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Ht 7	Pimler	Burun konisi ve üst gövdenin bağlantısını sağlama	Kuvvet etkilerine dayanamayıp pimlerin yapısal bozulmaya uğraması	Pim çapının yetersiz ve malzemenin fazla gevrek olması	Uçuş	Burun konisi ve üst gövdenin erken ayrılması	Sistemin belirlenen uçuş profilini gösterememesi	Görsel muayene	Malzeme seçim kriterlerinin doğru belirlenmesi	Dayanım testi yapılması	Atış alanına yedek pim getirilmesi	10
Ht 8	Motor Kapağı	Motorun sabitlenmesini sağlayan parça	Motor kapağındaki deliklerin diş tutmaması	Alüminyumun diş tutmakta yetersiz olması	Taşıma	Motorun roket sisteminden düşmesi	Uçuş profilinin bozulması	Görsel muayene	Cıvata dişlerinin hassas açılması	Vibrasyon ve eksenel hareket testi	Motorun yuvasına uygun cıvata bulundurulması	10
Ht 9	Barut Kovanı	Barutun ateşlenmesini sağlayan parça	Kovanların üzerinde bulunan dişlilerin deformasyonu	Alüminyumun diş tutmakta yetersiz olması	Taşıma	Kara barutunun ateşlenememesi	Kurtarma sisteminin çalışmaması ve roketin kurtarılamaması	Görsel Muayene	Dişlerin hassas üretimle açılması	Test modülünde kovanların dişlerinin test edilmesi	Atış alanında yedek kovan bulundurulması	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Yerel Etki	Son Etki	Hata Tespit Yöntemi	Önleyici(P)	Tespit Edici (D)	Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Ht 10	Ana Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin alınması ve ayrılma tetiklemelerinin yapılması	Uçuş esnasında kurtarma sisteminin aktifleştirilememesi	Ana uçuş bilgisayarında bulunan komponentlerin arızalanması	Uçuş	Kurtarma sisteminin aktifleştirilememesi	Görev adımlarında başarısız olması	Yer istasyonu arayüzüne gelen uyarı mesajları	Ana uçuş bilgisayarından bağımsız olarak yedek sisteme ticari uçuş bilgisayarı eklenmesi	Uçuş yer testleri, yer istasyonuna iletilen veriler ve uçuş simülasyonları	Ticari uçuş bilgisayarını sisteme müdahale ederek kurtarma sistemini aktifleştirmesi	10
Ht 11	Batarya	Aviyonik sistemlere güç sağlaması	Bağlantılardaki temassızlık sonucu güç aktarımının olmaması	Montaj hatası ve uçuş esnasındaki titreşim	Uçuş	Aviyonik sistemin çalışmaması	Görev komutlarının iletilememesi ve roket yer istasyonu arası iletişimin kurulamaması	Aviyonik güç kontrolü ve telemetri verileri	Vidalı klemens kullanımı	Uçuş öncesi testler ve simülasyonlar	Yedek besleme hattı/kablosunun arızalı olanla değişimi	8

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Yerel Etki	Son Etki	Hata Tespit Yöntemi	Önleyici(P)	Tespit Edici (D)	Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Ht 12	Anten	Uçuş parametrelerinin iletilmesi	Hasarlı antenin uçuş parametrelerini iletememesi	Taşıma ya da montaj esnasında antenlerin hasar alması	Uçuş	Yer istasyonuna yeterli ve doğru veri iletilememesi	Uçuş parametresi ve konum verilerinin yer istasyonuna iletilememesi	Yer istasyonu arayüzüne gelen uyarı mesajları	Yedeklenen antenlerin kullanılması	Uçuş öncesi testler, iletilen verilerin yeterlilik ve doğruluk testleri	Önceden yedeklenen antenlerin kullanılması	7
Ht 13	Sensör ve Sistemler	Roketin inişten sonra GPS verisi vermeye devam etmesi	Herhangi bir GPS verisi kopukluğu yaşanma ihtimaline karşı son alınan konum verileri hazırda tutulacaktır.	Sensör arızası	Uçuş	Yer istasyonuna gelen konumun eksik ya da hatalı olması	Konum verilerine ulaşamamak	Konum ve uçuş parametrelerin gelmemesi	Roket rampadayken konum ve uçuş parametrelerinin kontol edilmesi	Uçuş esnasında yer istasyonu	Sadece tek GPS üzerinden konum verisi alınmayacak ayrıca sisteme ticari GPS eklenecek	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Yerel Etki	Son Etki	Hata Tespit Yöntemi	Önleyici(P)	Tespit Edici (D)	Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Ht 14	Anten ve GPS Modülü	Haberleşmedeki frekansın özgün olması	Haberleşme frekansının diğer takımlarla çakışması	Frekans çakışması	Uçuş Öncesi	Sistemin uçuş parametrelerinin diğer takım parametreleriyle karışması	Uçuş parametreleri ve konum verisinin yer istasyonuna ulaşamaması	Uçuş parametreleri ve konum verisini almaya çalışmak	Roket rampadayken konum ve uçuş parametrelerinin kontol edilmesi	Uçuş esnasında yer istasyonu	Haberleşme modüllerinin daha geniş bantta frekans aralığına sahip olması ve birbirinden farklı frekanslara atanması	7

Referanslar

Komponent İsmi	Referansın Bulunduğu Sayfa Numarası	Link
Telemega v5.0	48,50,58,59	https://altusmetrum.org/TeleMega/
GY NEO7M Mini	39,52,53	https://www.hepsiburada.com/emay-center-neo-7m-cift-tarafli-gps-mini-modulu-hw-539-arduino-shield-mini-gps-modul-pm-HBC00000EV9RM
MPU9255	50,52,53	https://www.direnc.net/10-dof-imu-sensor-dusuk-guc
ESP32 SIM800L	39,50,52,53	https://www.motorobit.com/urun/esp32-sim800l-gsm-module-gelistirme-karti-ttgo-t-call-v1-3
SEN0252	39,50,52	https://www.direnc.net/gravity-bmx160bmp388-10-dof-sensor
Teknotakip Ticari GPS	48	https://www.teknotakip.com.tr/magaza/

Referanslar

Komponent İsmi	Referansın Bulunduğu Sayfa Numarası	Link
LoraWan E-32 433T30D	39,51,53	https://www.ebyte.com/en/product-view-news.aspx?id=108
Mosfet Kartı	51	https://www.robotistan.com/15a-400w-pwm-kontrollu-mosfet-anahtarlama-karti
İkili Anahtar	51	https://urun.n11.com/arduino-urunleri-ve-setleri/ciftli-anahtar-isikli-on-off-kirmizi-6p-P492028218
3.7V 5000mAh Pil	51	https://www.n11.com/urun/power-xtra-icr26650-5000-mah-37-v-15a-discharger-li-ion-sarj-edilebilir-pil-1957966?magaza=birikimpilleri
MS5607	56	https://www.amsys-sensor.com/products/pressure-sensor/ms5607-digital-high-resolution-barometric-pressure-sensor-10-1200-mbar/
U-blox GPS	57	https://www.u-blox.com/en/product/max-8-series

Referanslar

Komponent İsmi	Referansın Bulunduğu Sayfa Numarası	Link
ADXL375	56	https://octopart.com/search?q=ADXL375
CC1200	57	https://www.asmag.com/showpost/15337.aspx
BMX160	57	https://www.digikey.com/en/product-highlight/b/bosch-sensortec/bmx160-orientation-sensor