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

Takım Yapısı

Mustafa Asana
Bilgisayar Mühendisi
Danışman

Ahmet Hakan ÇEKİÇ
Mekanik
Takım Kaptanı
Hasan Aybaba Anadolu Lisesi 12. sınıf

Mustafa Tunahan UÇAR
Aviyonik
Osmaniye TOBB Fen Lisesi 10. sınıf

Gözde KURT
Mekanik
Hasan Aybaba Anadolu Lisesi 9. sınıf

Ömer Emin ÇAKMAK
Mekanik
Hasan Aybaba Anadolu Lisesi 10. sınıf

Muhammed Furkan ÖZDEMİR
Mekanik
İletişim Sorumlusu
Osmaniye TOBB Fen Lisesi 12. sınıf

Tuna Eymen ÇAKMAK
Aviyonik
Hasan Aybaba Anadolu Lisesi 9. sınıf

Fatih Emir KABUL
Mekanik
Hasan Aybaba Anadolu Lisesi 9. sınıf

Sudenur KINIK
Aviyonik
Osmaniye TOBB Fen Lisesi 10. sınıf

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2010
Çap (mm):	120
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	14432
Yakıt Kütlesi (g):	1864
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1584
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	5000
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	17880

Tablo: 1.0

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

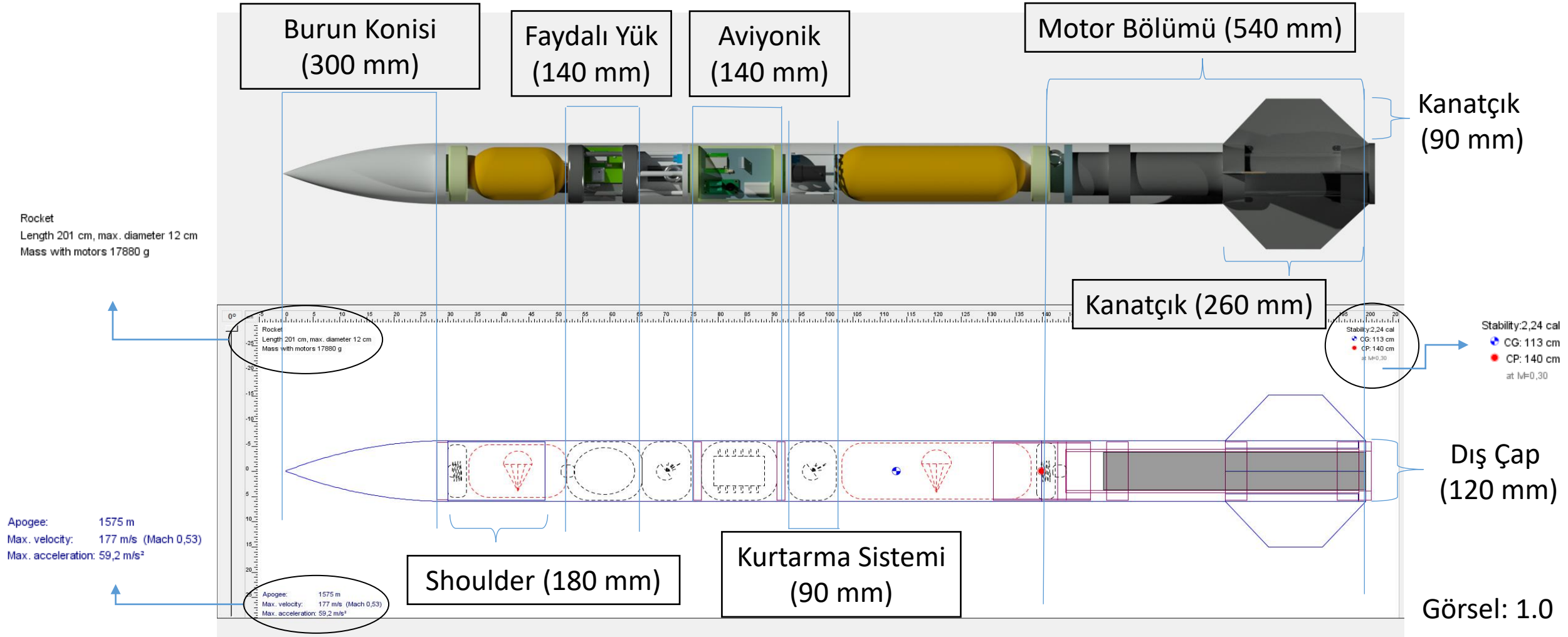
	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	6,88
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	25,3
Stabilite (0.3 Mach için):	2,24
En büyük ivme (g):	6,03672
En Yüksek Hız (m/s):	177
En Yüksek Mach Sayısı:	0,53
Tepe Noktası İrtifası (m):	1575

Tablo: 1.1

Motor

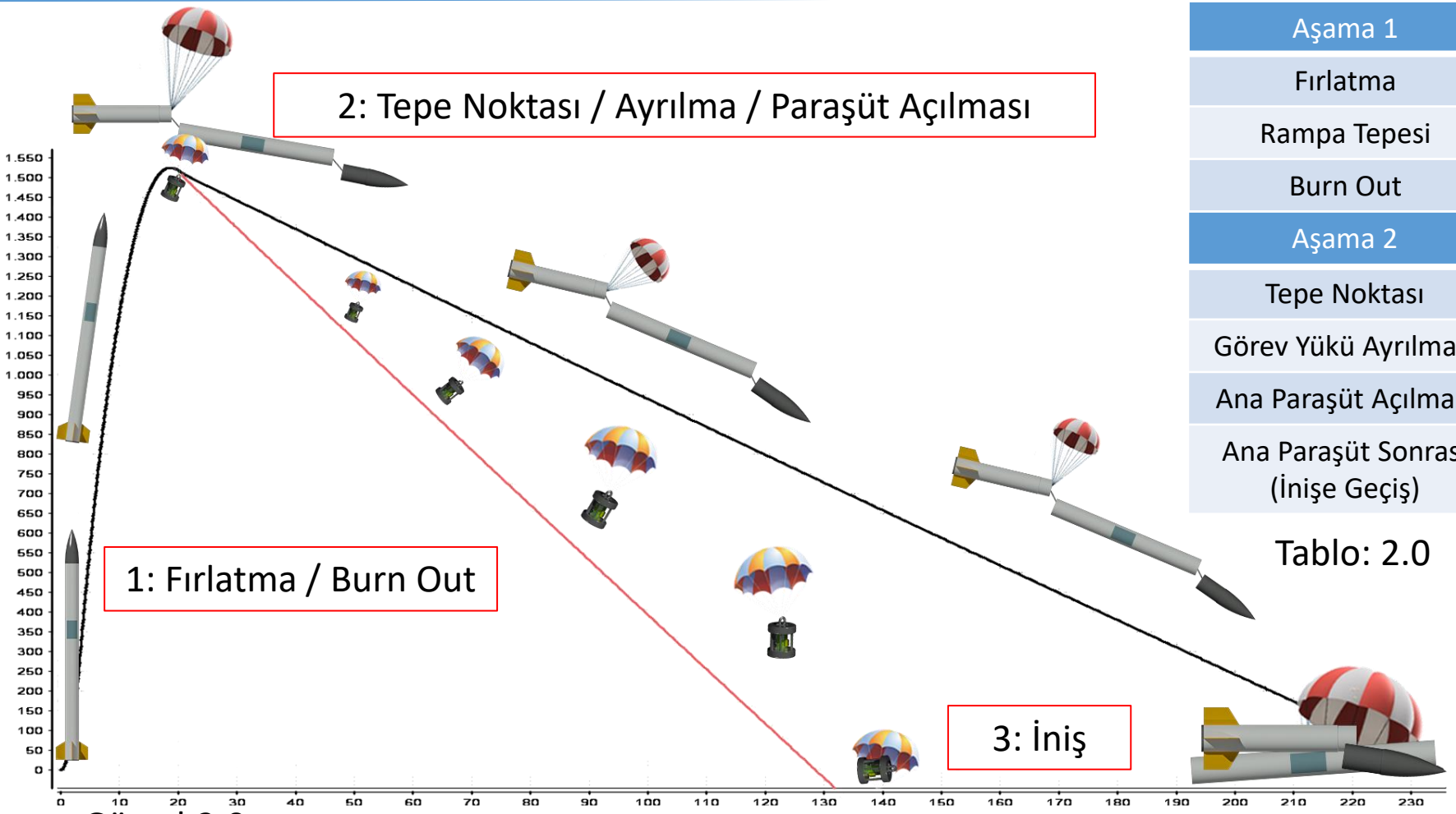
Cesaroni L1050

Genel Tasarım



Görsel: 1.0

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Görsel:2.0

Aşama 1	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0,5	6	25,3
Burn Out	3,7	350	169
Aşama 2	**Zaman (s)**	**İrtifa (m)**	**Hız (m/s)**
Tepe Noktası	19	1594	0,85
Görev Yükü Ayrılması	19	1594	0,85
Ana Paraşüt Açılması	21	1577	13,3
Ana Paraşüt Sonrası (İnişe Geçiş)	21,8	1491	7,25

Tablo: 2.0

Aşama 3	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Gövde Yere İniş	246	0	0
Gövde Yükü Yere İniş	132	0	0

Tablo: 2.1

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi	KTR'de içerik ne oldu	KTR'de hangi sayfada
Kanatçık	10-11	Kanatçık ölçüsü, malzemesi ve üretim yöntemi	Kanatçık ölçüsü, malzemesi ve üretim yöntemi	13-14
Motor bloğu	15-16	Malzeme ve üretim yöntemi bilgisi	Malzemesi, ölçüsü ve üretim yöntemi	23

Tablo: 3.0

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni içerik Konusu	KTR'deki içerik detayı	KTR'de hangi sayfada
Roket montaj stratejisi	Roket montaj stratejisii	Roket montajı anlatımı	24-25-26
Kurtarma sistemi prototip testi	Kurtarma sistemi prototip testi	Kurtarma sisteminin prototip düzeyinde montaj ve kurulma aşamaları	38-39

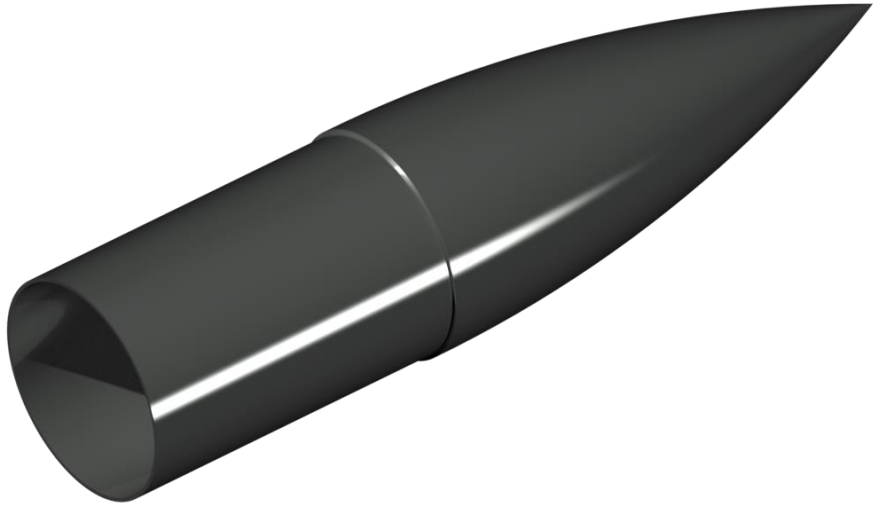
Tablo: 4.0

Kütle Bütçesi

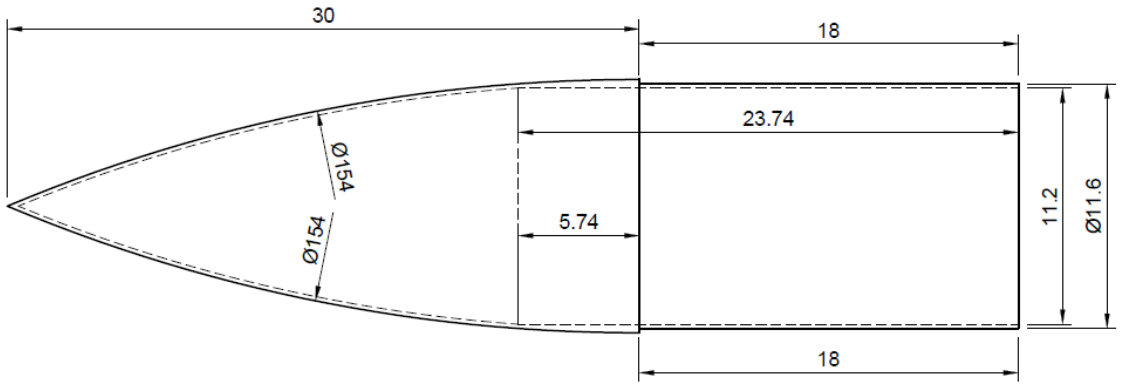
Kütle Bütçesi istenen zip dosyasının içinde bulunmaktadır.

Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm



Görsel: 3.0



«Tüm ölçüler cm cinsinden yapılmıştır.»

Görsel: 3.1

Burun Konisi – Detay

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Burun konisinde kullanacağımız malzeme fiberglass diğer adıyla cam elyafıdır. Fiberglass korozyona, sıcağa ve soğuğa çok dayanıklıdır bu sayede uzun ömre sahip bir malzemedir. Roketlerde de olduğu gibi metal kullanılan projelerde fiberglass vb. malzeme seçimlerinde malzemenin korozyona dayanklı olması önemli bir etkendir. Yanıcı olmaması ve hafifliği nedeniyle de havacılıkta önemli bir yere sahiptir. Paslanma , küflenme ve darbelere karşı dayanıklı ve esnek olan fiberglass, kolay şekil verilebilmesi ile üretimde kolaylık sağlar.
Üretim Yöntemleri	:	Burun konisinde kullanacağımız üretim yöntemi fabrikasyondur. Fabrikasyon yöntemi hata payını minimuma indirip, hızlı ve iyi yüzey görünümü elde etmektedir.

Tablo:5.0

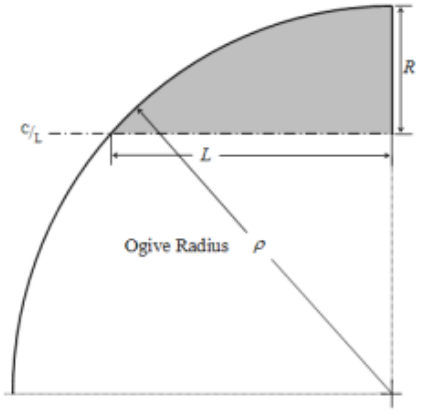
Fiberglass Teknik Özellikleri	Elle Yatırma Polyester Tipi
Darbe Dayanımı (ft-lb / in)	30
Eğilme Dayanımı (psi)	33,40
Çekme Dayanımı (psi)	22
Basınç Dayanımı (psi)	24,9
Uzama (%)	2,07

Tablo:5.1

Burun Konisi – Detay

Burun Konisi Özellikleri:	Omuz Kısmı	Koni Kısmı
Dış Çap (mm)	115 mm	120 mm
İç Çap (mm)	111 mm	116 mm
Uzunluk (mm)	180 mm	300 mm
Şekil	Silindir	Ogive (Şekil Parametresi «1»dir)

Tablo: 6.0



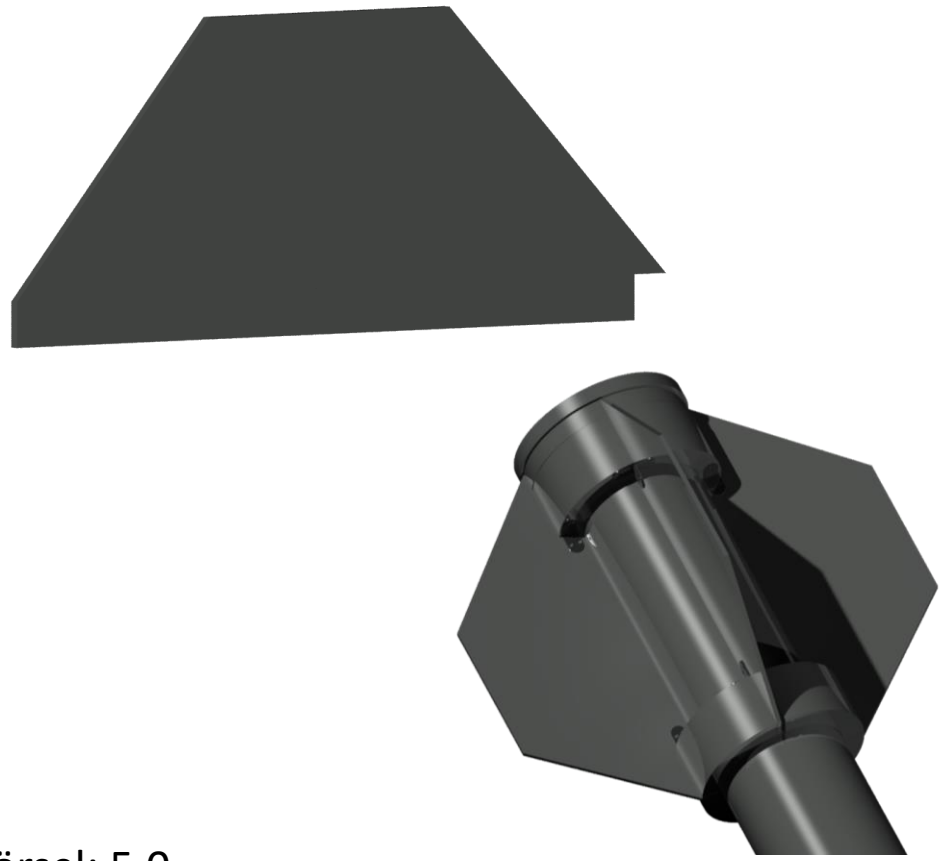
Görsel: 4.0

- Basit bir koniden sonra model roketçilikte en yaygın burun konisi şekli, tanjant ogive şeklidir. Bu şeklin profili bir daire kesmesinden oluşur. Roket gövdesi burun konisinin bükeyine teğet geçer. Bu şeklin büyük ölçüde rağbet görmesi profil şeklinin yapım kolaylığından dolayıdır.

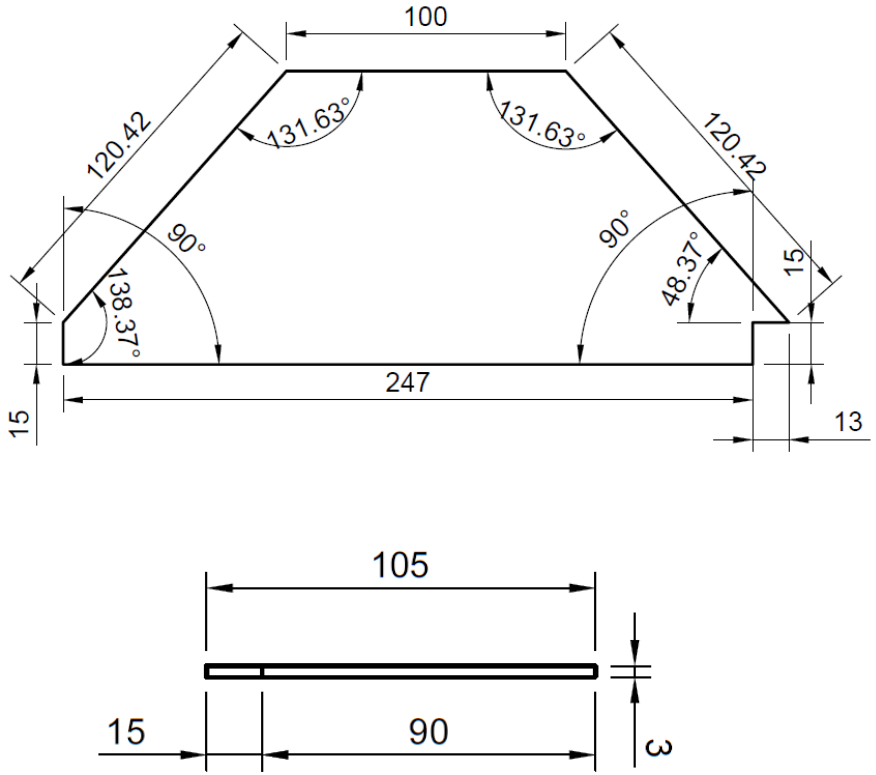
$$\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R}$$

Görsel: 4.1

Kanatçık Mekanik Görünüm



Görsel: 5.0



Görsel: 5.1

«Tüm ölçüler cm cinsinden yapılmıştır.»

Kanatçık – Detay

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kanatçıkta kullanacağımız malzeme alüminyumdur. Alüminyum; korozyona dayanımı, diğer metallere göre düşük yoğunluk, yüksek ağırlık-dayanım oranı ve yüksek kopma dayanımına sahiptir. Bu özellikleri dikkate alındığında alüminyum, havacılık ve askeri teçhizat uygulamalarında kullanılan, en ucuz ve yapısal olarak etkin malzemelerden biridir.
Üretim Yöntemleri	:	Kanatçıkta kullanacağımız üretim yöntemi talaşlı imalattır. Talaşlı imalat; daha hassas tolerans aralıklarına sahip, çeşitli geometri ve boyutlarda parçalar üretilebilir. Düzgün ölçüler ve temiz yüzeyler elde edilebilir.

Tablo: 7.0

Alüminyum (sac, kanat) Teknik Özellikleri	1050 Tipi
Özgül Ağırlık (gr/cm3)	2800
Elastik Modül (GPa)	73
Min. Çekme Mukavemeti (MPa)	430
Isıl Genleşme Katsayısı	22,8
Erime Sıcaklığı (°C)	640

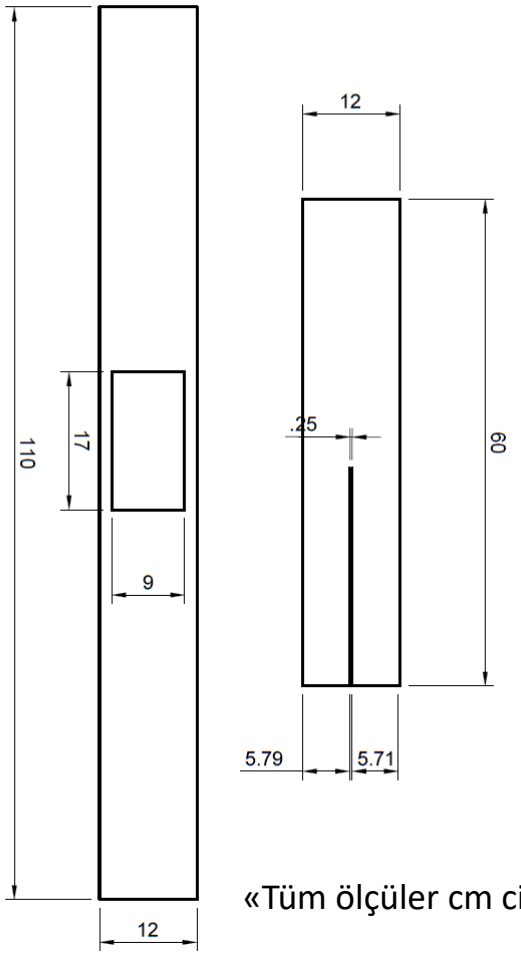
Tablo: 7.1

Kanatçık Özellikleri:	Veriler	Açıklama
Yükseklik (mm)	90 mm	-
Uzunluk (mm)	260 mm	-
Et Kalınlığı (mm)	3 mm	-
Kanatçık Tipi (mm)	Freeform (Özgür Tasarım)	Kanatçık dizaynımız uygun tasarlanabilirliğinden ötürü «Square»dir.

Tablo: 7.2

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Görsel: 6.0



Görsel: 6.1

«Tüm ölçüler cm cinsinden yapılmıştır.»

Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Yapısal-Gövde parçalarında kullanacağımız malzeme fiberglass bir diğer adıyla cam elyaftır. Fiberglass korozyona, sıcağa ve soğuğa çok dayanıklıdır bu sayede uzun ömüre sahip bir malzemedir. Roketlerde de olduğu gibi metal kullanılan projelerde fiberglass vb. malzeme seçimlerinde malzemenin korozyona dayanklı olması önemli bir etkendir. Yanıcı olmaması ve hafifliği nedeniyle de havacılıkta önemli bir yere sahiptir. Paslanma, küflenme ve darbelere karşı dayanıklı olan fiberglass, kolay şekil verilebilmesi ile üretimde kolaylık sağlar.
Üretim Yöntemleri	:	Yapısal-Gövde parçalarında kullanacağımız üretim yöntemi fabrikasyondur. Fabrikasyon yöntemi hata payını minimuma indirip, hızlı ve iyi yüzey görünümü elde etmektedir.

Tablo: 8.0

Fiberglass Teknik Özellikleri	Elle Yatırma Polyester Tipi
Darbe Dayanımı (ft-lb / in)	30
Eğilme Dayanımı (psi)	33,40
Çekme Dayanımı (psi)	22
Basınç Dayanımı (psi)	24,9
Uzama (%)	2,07

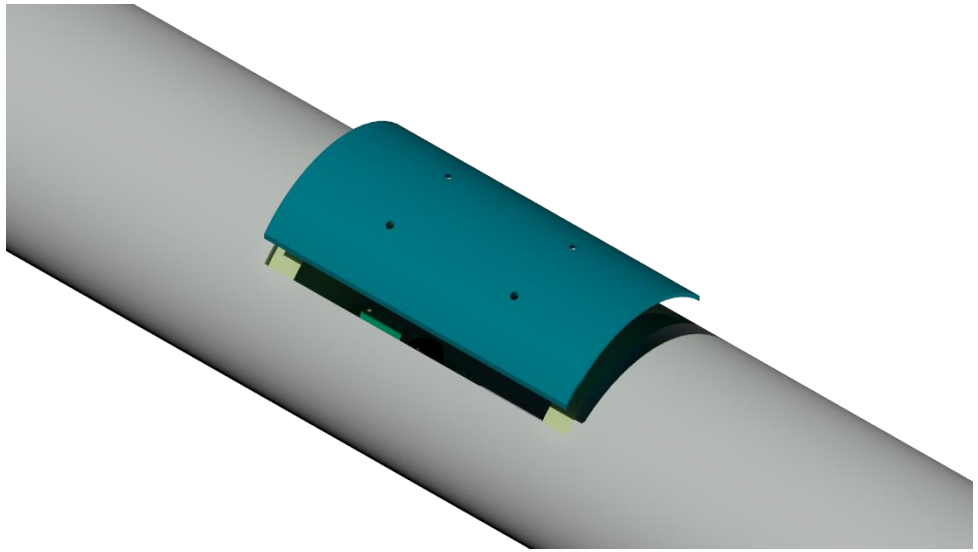
Tablo: 8.1

Unsur	Boy (mm)	Dış Çap (mm)	İç Çap (mm)
Üst Gövde	1100 mm	120 mm	116 mm
Alt Gövde	600 mm	120 mm	116 mm
Coupler	180 mm	116 mm	112 mm

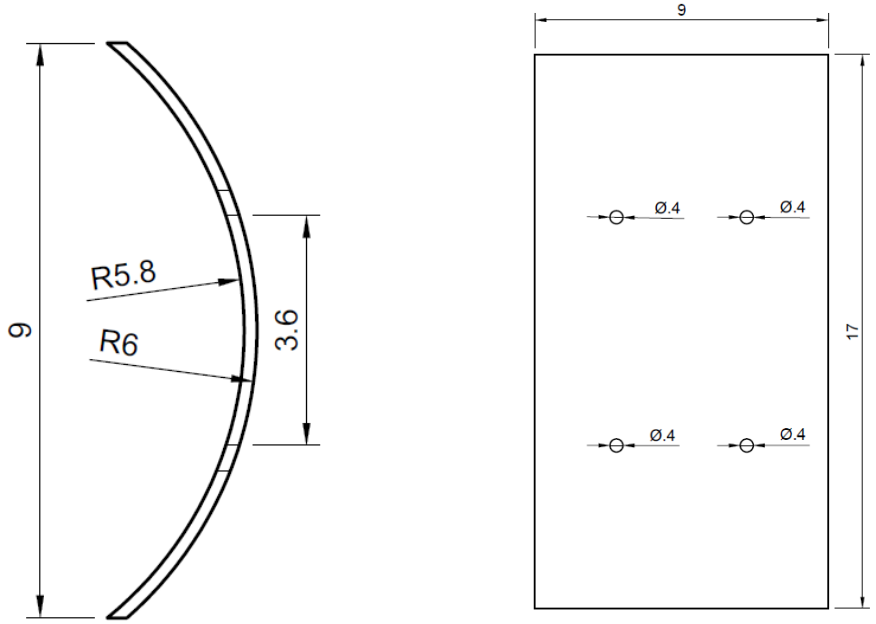
Tablo: 8.2

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Mekanik Olarak Dışarıdan Ulaşılabilecek Kısımlar (Aviyonik Kapağı):



Görsel: 7.0



Görsel: 7.1

Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Yapısal-Gövde parçalarında kullanacağımız malzeme fiberglass bir diğer adıyla cam elyaftır. Fiberglass korozyona, sıcağa ve soğuğa çok dayanıklıdır bu sayede uzun ömüre sahip bir malzemedir. Roketlerde de olduğu gibi metal kullanılan projelerde fiberglass vb. malzeme seçimlerinde malzemenin korozyona dayanklı olması önemli bir etkendir. Yanıcı olmaması ve hafifliği nedeniyle de havacılıkta önemli bir yere sahiptir. Paslanma, küflenme ve darbelere karşı dayanıklı olan fiberglass, kolay şekil verilebilmesi ile üretimde kolaylık sağlar.
Üretim Yöntemleri	:	Yapısal-Gövde parçalarında kullanacağımız üretim yöntemi fabrikasyondur. Fabrikasyon yöntemi hata payını minimuma indirip, hızlı ve iyi yüzey görünümü elde etmektedir.

Tablo: 9.0

Fiberglass Teknik Özellikleri	Elle Yatırma Polyester Tipi
Darbe Dayanımı (ft-lb / in)	30
Eğilme Dayanımı (psi)	33,40
Çekme Dayanımı (psi)	22
Basınç Dayanımı (psi)	24,9
Uzama (%)	2,07

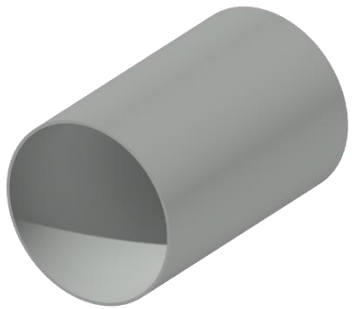
Tablo: 9.1

Unsur	Boy (mm)	Çap (mm)
Aviyonik Kapağı	170 mm	120 mm

Tablo: 9.1

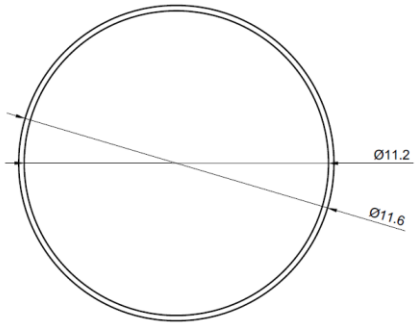
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Coupler:

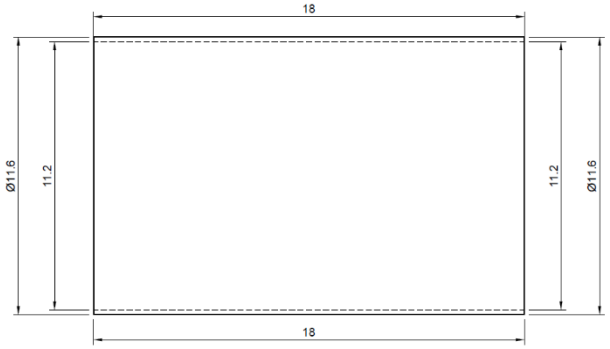


Görsel: 8.0

Görsel: 8.1

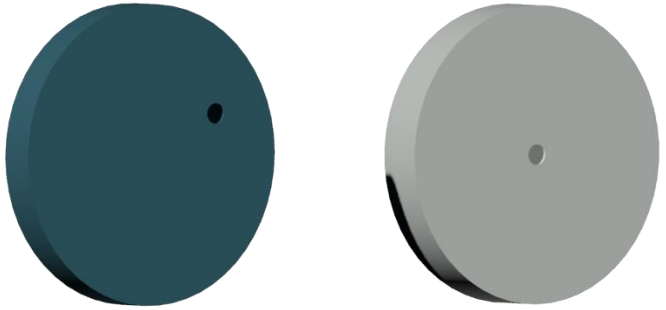


Görsel: 8.2

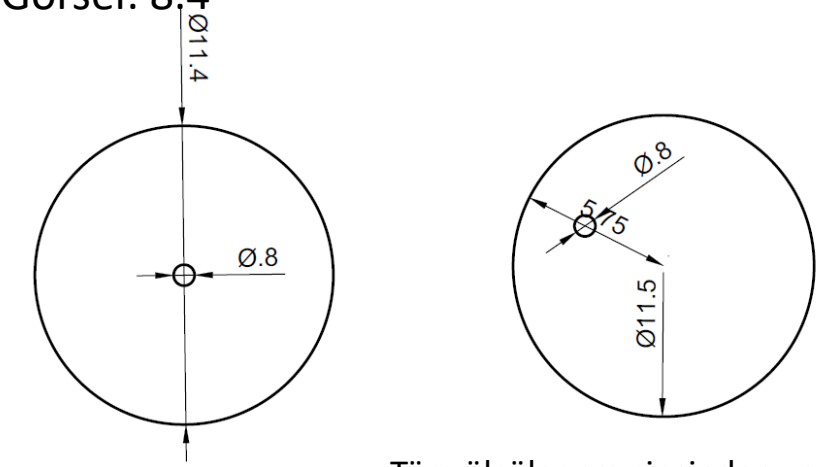


Görsel: 8.3

Bulkhead:



Görsel: 8.4



Görsel: 8.5

«Tüm ölçüler cm cinsinden yapılmıştır.»

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

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Entegrasyon parçalarında kullanacağımız malzeme alüminyumdur. Alüminyum; korozyona dayanımı, diğer metallere göre düşük yoğunluk, yüksek ağırlık-dayanım oranı ve yüksek kopma dayanımına sahiptir. Bu özellikleri dikkate alındığında alüminyum, havacılık ve askeri teçhizat uygulamalarında kullanılan, en ucuz ve yapısal olarak etkin malzemelerden biridir.
Malzeme Bilgileri	:	Couplerda kullanacağımız malzeme fiberglass bir diğer adıyla cam elyaftır. Fiberglass korozyona, sıcağa ve soğuğa çok dayanıklıdır bu sayede uzun ömüre sahip bir malzemedir. Hafifliği nedeniyle de havacılıkta önemli bir yere sahiptir. Paslanma , küflenme ve darbelere karşı daha dayanıklı olan fiberglass, kolay şekil verilebilmesi ile üretimde kolaylık sağlar.
Üretim Yöntemleri	:	CNC Torna, az maliyetli ve daha güvenilirdir. Ayrıca imalatın her aşamasında programa müdahale edilir ve programda istenilen değişiklikler yapılabilir.

Alüminyum (Blok) Teknik Özellikleri	6013 Tipi
Özgül Ağırlık (gr/cm3)	2,72
Elastik Modül (GPa)	71
Min. Çekme Mukavemeti (MPa)	455
Isıl Genleşme Katsayısı	21,7
Erime Sıcaklığı (°C)	579.0

Kestamid Teknik Özellikleri	
Darbe Dayanımı (ft-lb / in)	Kırılma yok
Eğilme Dayanımı (psi)	0
Çekme Dayanımı (psi)	7251
Uzama (%)	40

Tablo: 10.0- 10.1-10.2

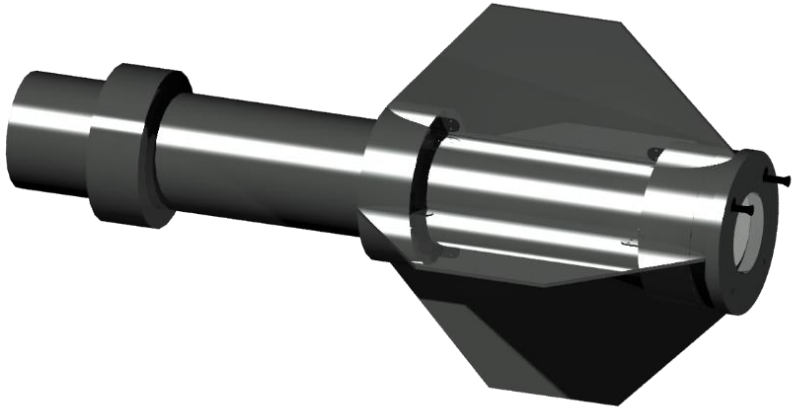
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

	Dış Çap	İç Çap	Uzunluk	Kütle	Malzeme
Burun Bulkhead	114 mm	-	20 mm	551 gr	Alüminyum
Motor Bulkhead	116 mm	-	15 mm	428 gr	Alüminyum
Motor Bloğu	86 mm	76 mm	543 mm	967 gr	Kestamid
Mapa	M8	-	-	75 gr	Çelik
Kapak Vidası	M5	-	-	3.91	Çelik

Tablo: 11

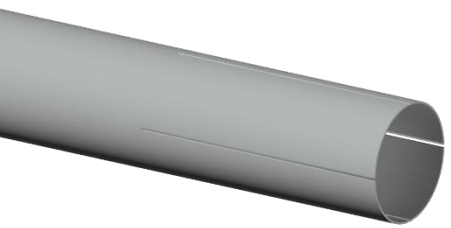
Burun Bulkhead; burun konisiyle üst gövde arasına monte edilecektir.
Motor Bulkhead; motor bloğu ile alt gövdedeki şok kordonu arasına yerleştirilip monte edilecektir.
Motor Bloğu; sıkı geçme olacak şekilde alt gövdeye yerleştirilir ve sabitlenir.
Mapa; gerekli bulkheadler üzerine yerleştirilir.
Kapak Vidası; Motor Kapağı yerine yerleştirilir ve üzerine bu vida ile sabitlenir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

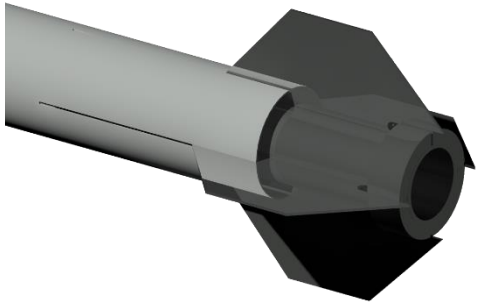


	Dış Çap	İç Çap	Uzunluk	Kütle	Malzeme	Üretim
Merkezleme halkası	116	86	40	267	Kestamid	Cnc Torna
Bulkhead	116	-	15	428	Alüminyum	Cnc Torna
Motor Bloğu	86	76	543	967	Kestamid	Cnc Torna
Mapa	25	-	25		Dökme Çelik	Satın Alma
Motor Kapağı	116	8	23	344	Alüminyum	Cnc Torna

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

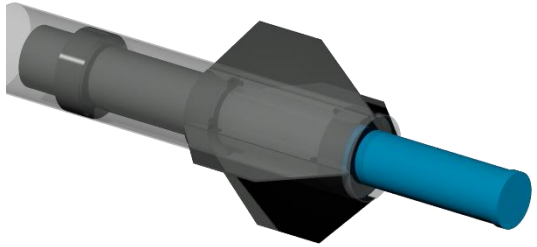


Görsel: 10



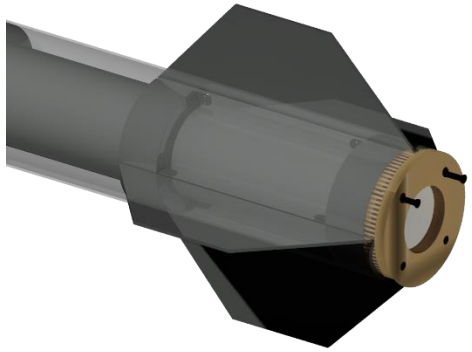
1

Görsel: 11



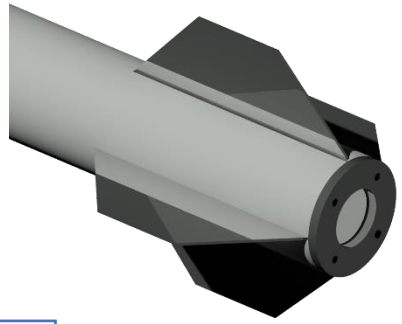
2

Görsel: 12



3

Görsel: 13



4

Görsel: 14

1) Kanatçıklar, motor bloğu ile tek parça olarak üretilecek olan ringlere vidalanarak sabitlenir. Motor bloğu, ringlerle tek parça üretilmiştir. Blok gövdeye yerleştirilecek ve vida ile sabitlenecektir.
2) Motor, motor bloğuna yerleştirilir.
3) Motor kapağı takılır, vida ile yerine montajlanır.
4) Tüm işlemlerin ardından motor bölümü montajı tamamlanır.

Roket Montaj Stratejisi

- Roketimizde alt sistemlerin montajında kullanacağımız M5 yuvarlak başlı vidalar yüzey üzerindeki akışı bozmaması için seçilmiştir. Kullanacağımız vidaların akma mukavemeti 320 N/mm2, çekme mukavemeti 400 N/mm2 dir

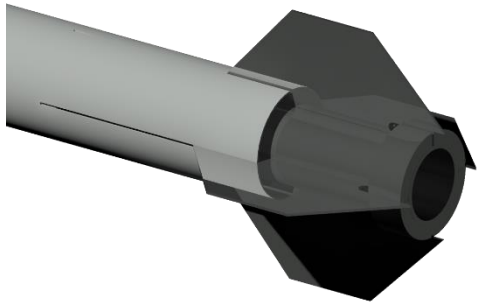
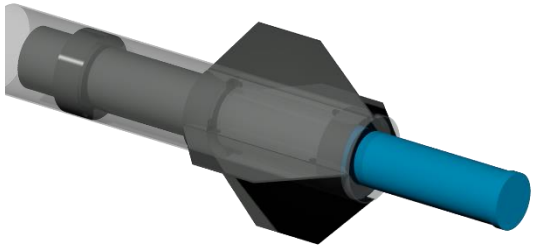
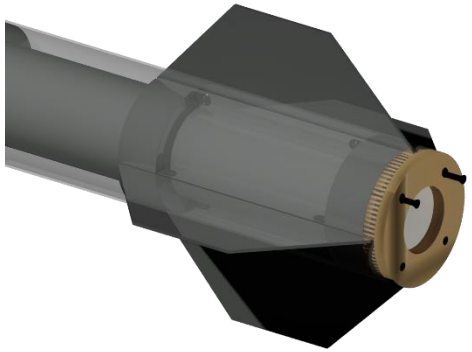
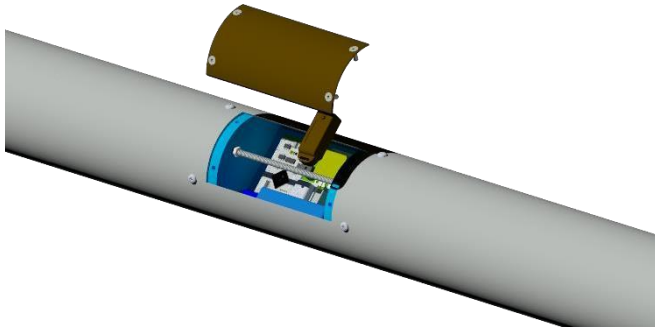
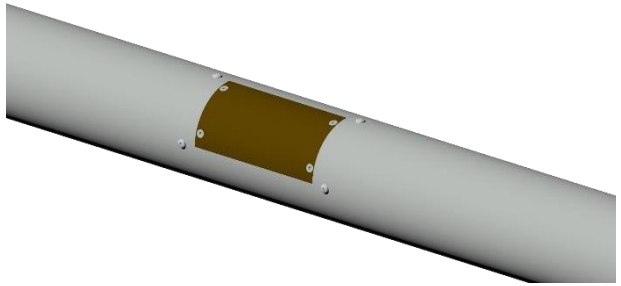
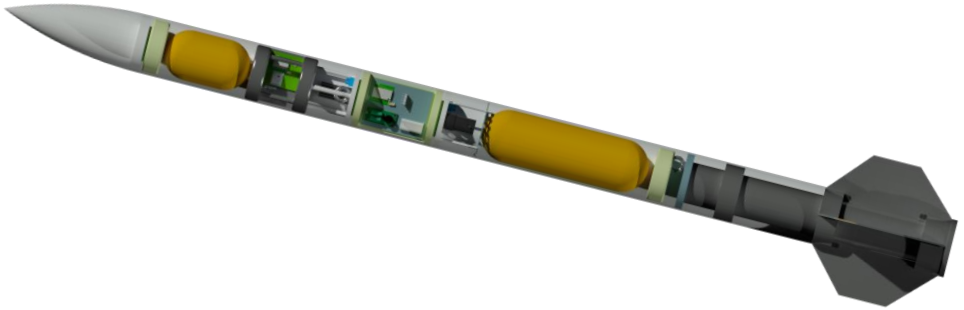
- Bütünleştirme adımları;
  - Alt sistemlerde mapa bağlantı yerlerine mapalar yerleştirilir (M8 Mapa)
  - Aviyoniğin altında bir üzerinde bir sistem olmak kaydıyla kurtarma sistemleri aviyonik ile birbine M5 yuvarlak başlıklı vida ile sabitlenir.
  - Şok kordonlarının uçlarına karabinaları bağlanır.
  - Paraşütler iplerinden karabina ile bağlanır.
  - Şok kordonlarının uç kısımlarına karabinalar bağlanır.
  - Motor bloğunun üstündeki bulkhead alt gövde üzerindeki yerine 4 adet M5 yuvarlak başlı vida ile sabitlenir.
  - Kanatçık blokları ve ringlerle bütün şeklinde üretilen özel tasarımımız olan Motor bloğu sıkı geçme olacak şekilde yerine yerleştirilir. Ringlerin hizasından M5 yuvarlak başlıklı vida ile gövdeye sabitlenir.
  - Kurtarma sistemleri üzerindeki barut haznelerine yarışma komitesinden teslim alınan barutun dolumu yapılır.
  - Kurtarma sistemleri ve aviyonik bölümü bütün olarak üst gövde üzerindeki yerine yerleştirilir ve her bir kurtarma sistemi üzerinde 4 tane olmak üzere toplamda 8 tane M5 yuvarlak başlı vida ile gövdeye monte edilir.
  - Burun konisi ile üst gövdeyi birbirine bağlayan şok kordonu uçlarındaki karabinalardan mapalara bağlanır.

Roket Montaj Stratejisi

- Faydalı yük paraşütü katlanır ve iplerinin bağlı bulunduğu karabinadan faydalı yük üzerindeki mapaya bağlanır.
- Faydalı yük paraşütü üst gövdedeki yerine yerleştirilir.
- Şok kordonu üst gövdedeki yerine yerleştirilir.
- Burun konisi sıkı geçme olacak şekilde üst gövdenin üstüne yerleştirilir.
- Üst gövde ile alt gövdeyi birbirine bağlayacak olan şok kordonu ucundaki karabinalardan mapalara bağlanır.
- Ana paraşüt katlanır ve iplerinin bağlı olduğu karabinadan üst gövde ile alt gövdeyi birbirine bağlayan şok kordonu üzerindeki fırdöndüye bağlanır.
- Ana paraşüt katlanmış şekilde gövdeler içerisindeki yerine yerleştirilir.
- Şok kordonu gövdeler içerisindeki yerine yerleştirilir.
- Üst gövde ve alt gövde sıkı geçme olacak şekilde birbirine monte edilir.
- Roket alt sistemlerinin montajı tamamlandıktan sonra yarışma komitesinden teslim alınan motor yerine yerleştirilir.
- Motor yerine yerleştirildikten sonra motor kapağı 4 adet M5 havşa başlı vida ile kanatçıkların yerleştiği motor bloğu ile bütün üretilen merkezleme yüzüğüne vidalanır.
- Yarışma komitesinden teslim alınan altimetre aviyonik bölümün kapağı kaldırılıp aviyonik bölümdeki haznesinin içine yerleştirilir ve sonrasında aviyonik bölümün kapağı M5 havşa başlı vidalar ile yerine monte edilir.

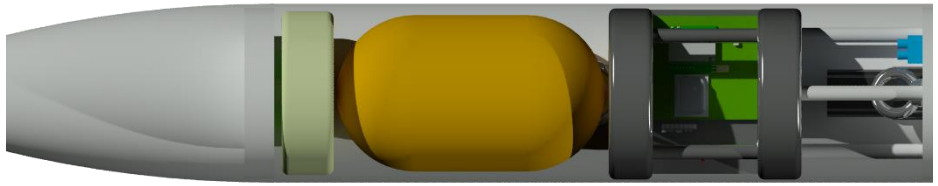
  Roket bütünleştirmesi tamamlanır.

Roket Montaj Stratejisi

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Görsel: 15



Görsel: 16

Görsel: 17

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

- Kurtarma Sistemi Bilgiler:

1) Kara Barut
• 3 gram barut kullanılacaktır.

2) Şok Kordonu
• Güçlü ve elastik ipler kullanılacaktır. En az 5000 N dayanımlı ipler kullanılacaktır. Tedarik sürecimize göre iplerimiz belirlenecektir. Önceliğimiz Kevlar şok kordonudur.

3) Elektrikli İthal Ateşleyici
• Tetikleyici mekanizmamızdır, 0.5 amper akım ile çalışmaktadır.

4) Klamens
• Kabloların birbirlerine bağlanmasını sağlayacaktır.

5) Barut Haznesi
• 50 mm yüksekliğinde, 15 mm iç çapa ve 20mm dış çapa sahip alüminyumdan oluşan, barutumuzu yerleştireceğimiz haznedir. CNC Torna ile üretilecektir.

6) Çubuk
• Alüminyumdan oluşan ve 5 mm çapa sahip paraşütlerimizi korumak için kullandığımız çubuktur. CNC Torna ile üretilecektir.

7) Tabaka
• Alüminyumdan oluşan ve 10 mm çapa sahip kurtarma sistemi elemanlarını üzerine yerleştireceğimiz tabakadır. Alüminyum bloktan CNC Torna ile kesilerek üretilecektir.

Kurtarma Sistemimizin hacmi;
935,57 cm^3 (0,000935 m^3)

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Stratejisi ve Aşamaları

1) Roket fırlatılır ve tepe noktasına ulaşır.

2) Tepe noktasında Easy Mini (ana aviyonik) ihtiyaç duyduğu basınç verisini elde etmesiyle birincil kurtarma sistemi ateşleyicisine akım gönderir. Birincil sistem eğer aktifleşmez ise kendi tasarladığımız yedek aviyonik aynı görevi yerine getirerek sistemi aktifleştirir. Kara barutun yanmasıyla burun konisinin ayrılması gerçekleşir, görev yükü fırlatılır.

3) Görev yükü paraşütümüz açıldıktan iki saniye sonra ana aviyonik ikincil kurtarma sistemini aktifleştirerek 2 gövde ayrılır, ana paraşüt fırlatılır ve açılır, yere iniş devam eder. Eğer sistem aktifleşmez ise yedek aviyonik aynı görevi yerine getirir. Veriler anbean gönderilmeye devam eder.

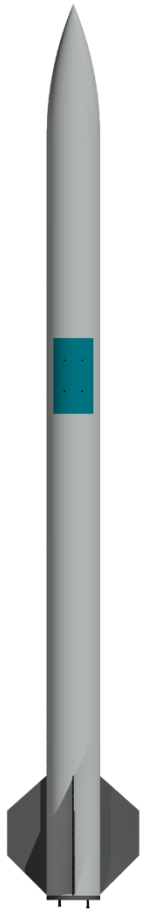
4) Başarıyla açılan paraşütlerimiz sayesinde 2 gövde, burun konimiz ve görev yükümüz güvenli bir şekilde yere inmeye devam eder. Uçuş tamamlanır.

5) Roketin ve faydalı yükün uçuş süreci sonrası yere güvenli inişlerinden sonra ekibimiz kurtarma aşamasını gerçekleştirmek üzere harekete geçecektir.

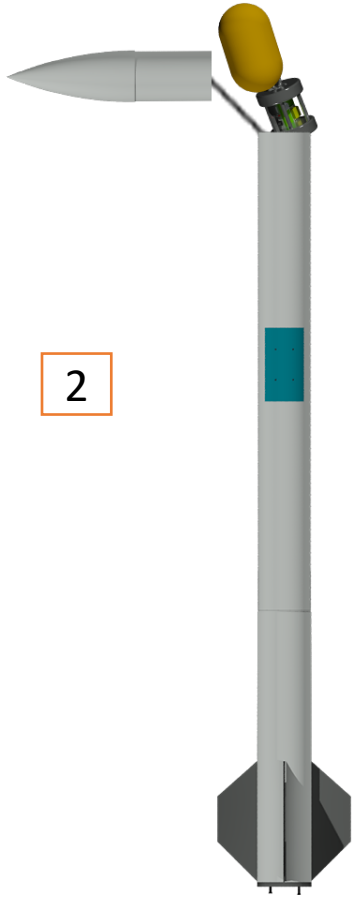
6) GPS ve diğer sensörlerden yer istasyonuna gelen veriler doğrultusunda iniş yapan parçalar bulunacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

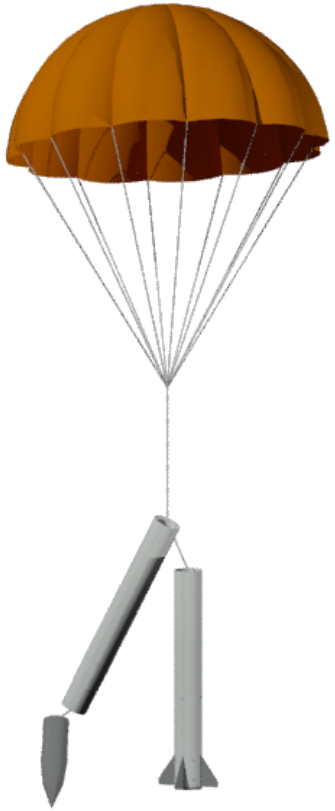
1



2



3



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

1) Roket fırlatılır ve tepe noktasına ulaşır.

2) Tepe noktasında algoritmamızda ihtiyaç duyulan verilerin elde edilmesiyle aviyonik sistemden kurtarma sistemi ateşleyicisine akım gönderilerek kara barutun yanmasıyla burun konisinin ayrılması gerçekleşir, faydalı yük paraşütü açılır, faydalı yük fırlatılır.

3) İki saniye sonra ikincil kurtarma sistemimiz de aktifleşerek iki gövde birbirinden ayrılır, ana paraşüt açılır, gövdeler ve burun konisi yere iner.

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
Ayrılma – 1	116	0,00475	0,75
Ayrılma - 2	116	0,00533	0,75

Tablo: 13

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşüt	Renk	Açık Çapı (mm)	Paket Boyu Çapı (mm)	Kubbe Deliği Ölçüsü	Kumaş Malzeme Çeşidi	İp Sayısı	İp Uzunluğu (mm)	İp Malzeme Çeşidi	Düşüş Hızı (m/s)	Kütle (g)
Ana Paraşüt	Turuncu	2750	110-350	Açık Çapın %10`u kadar	Ripstop Nylon	8	3500	Paracord	6,56	518
Görev Yükü Paraşütü	Kırmızı	1500	105-180	Açık Çapın %10`u kadar	Ripstop Nylon	8	1750	Paracord	7,52	174

Tablo: 14

Paraşüt Tasarımımız:

- En iyi dikimde %15, en iyi düğümde %20 mukavemet kaybı vardır. Minimum mukavemet kaybı önceliğimiz olduğundan dikim şeklinde üretmeye karar verdik.
- Önce dilimler dikilir, ardından dilimler üzerine şeritler dikilir. Sonrasında alt kısımları, kenarları dikilir. Ardından paraşüt ipleri içeriye 0,05 m pay olacak şekilde dikilir. Son olarak ise tepe deliği açılıp etrafına şerit dikilir.

- Paraşüt kumaşı olarak; yırtılmaz, ince, çok yer kaplamadığı ve hafif olduğu için Ripstop Nylon (67g/m)'u seçtik.
- Aşağıda belirttiğimiz kaynakta yapılan çalışmalara göre 0.80Cd değerinde en verimli paraşüt dilim sayısının 8 olduğu belirlendiğinden ötürü paraşüt ip ve dilim sayımız bu veriler doğrultusunda ayarlanmıştır.
- https://www.bookzz.ren/bookzz/3166436/f62cd6

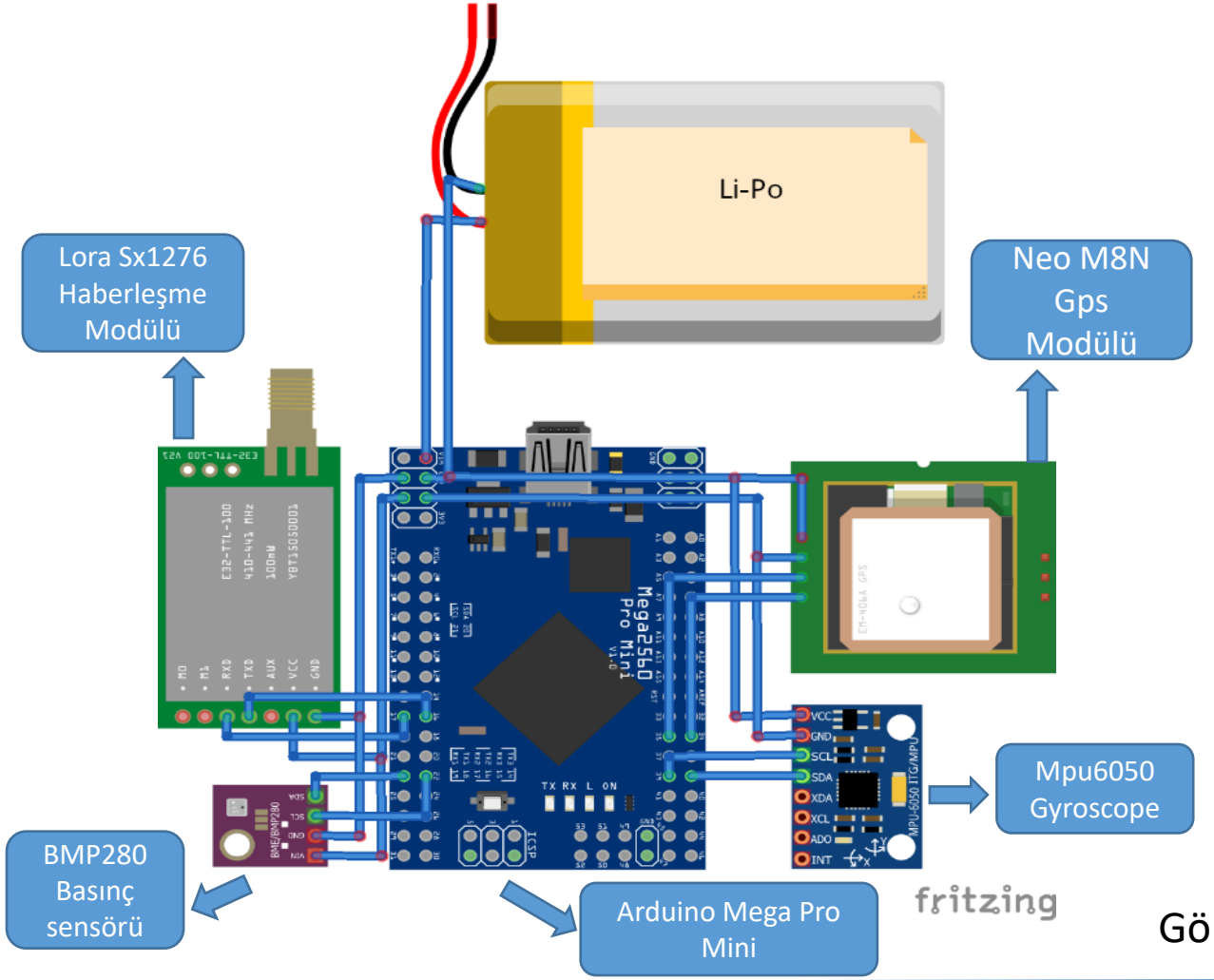
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Fd = F= 0,5 x p x Cd x A x v2 (Rüzgar Direnci Kuvveti)
P = Hava Yoğunluğu
Cd = Direnç Katsayısı
A= Paraşüt Alanı
V = Yere Düşme Hızı
F = m x g

Değerler yerine konulduğunda;
Roket (Gövdeler ve Burun);
12,78 kg x 9, 81 = 0,5 x 1,225 x 0,8 x (3,14 x (1,375)2) x v2
V = 6,56 m/s
Görev Yükü;
5 kg x 9,81 = 0,5 x 1,225 x 0,8 x (3,14 x (0,75)2) x v2
V = 7,52 m/s

- Değerler karşılaştırıldığında roket, şartnamede belirtilen sınırlar içerisinde yere güvenli bir şekilde iniş gerçekleştirecektir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1



Kurtarılacak olan görev yükü ve gövdeler üzerinde konum belirlemek için Neo M8N GPS modülü, irtifa ölçmek için BMP280 basınç sensörü, ivme, açı ve hız ölçmek için MPU6050 gyro sensörü, bu verileri işlemek için Arduino Mega Pro Mini, arduino tarafından işlenen verileri yer istasyonuna iletmek için ise LoRa SX1276 868Mhz haberleşme modülü bulunmaktadır.

Görsel: 18

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Ana Paraşüt	5,9365	12,78	0,8 Cd	6,56
Görev Yükü Paraşütü	1,7662	5	0,8 Cd	7,52

Tablo: 15

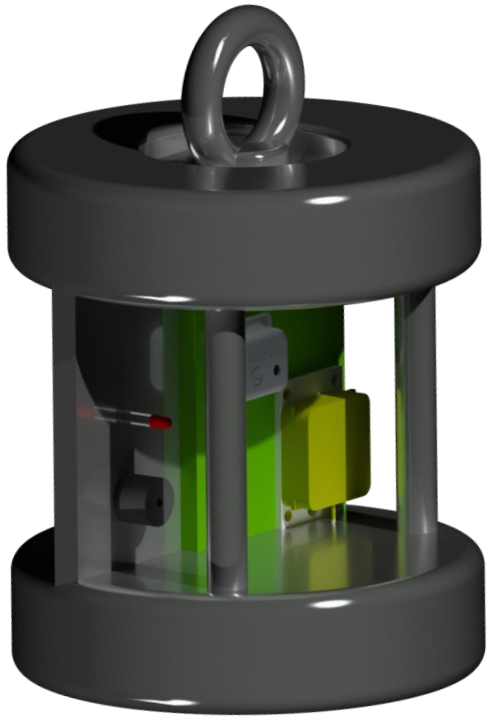
Görev Yükü

Faydalı Yükün Roketten Ayrılması

- Roket tepe noktasından düşüşe geçtikten sonra, faydalı yük (5 kilogram) fırlatma sistemimizin oluşturduğu basınç ile burun konisi açıldıktan sonra üst gövdeden dışarıya fırlatılacaktır.
- Faydalı yük üzerinde alınan verileri işleyebilmesi için Arduino Mega Pro Mini, güç sağlaması için ise Li-Po pil kullanılacaktır. Anlık hız ve konum verileri anbean yer istasyonumuza gönderilecektir.
- Gövdede konumlandırılmış faydalı yük, roket ve burun ile herhangi bir bağlantısı olmadan kendi paraşütü ile "bağımsız" olarak inecektir.

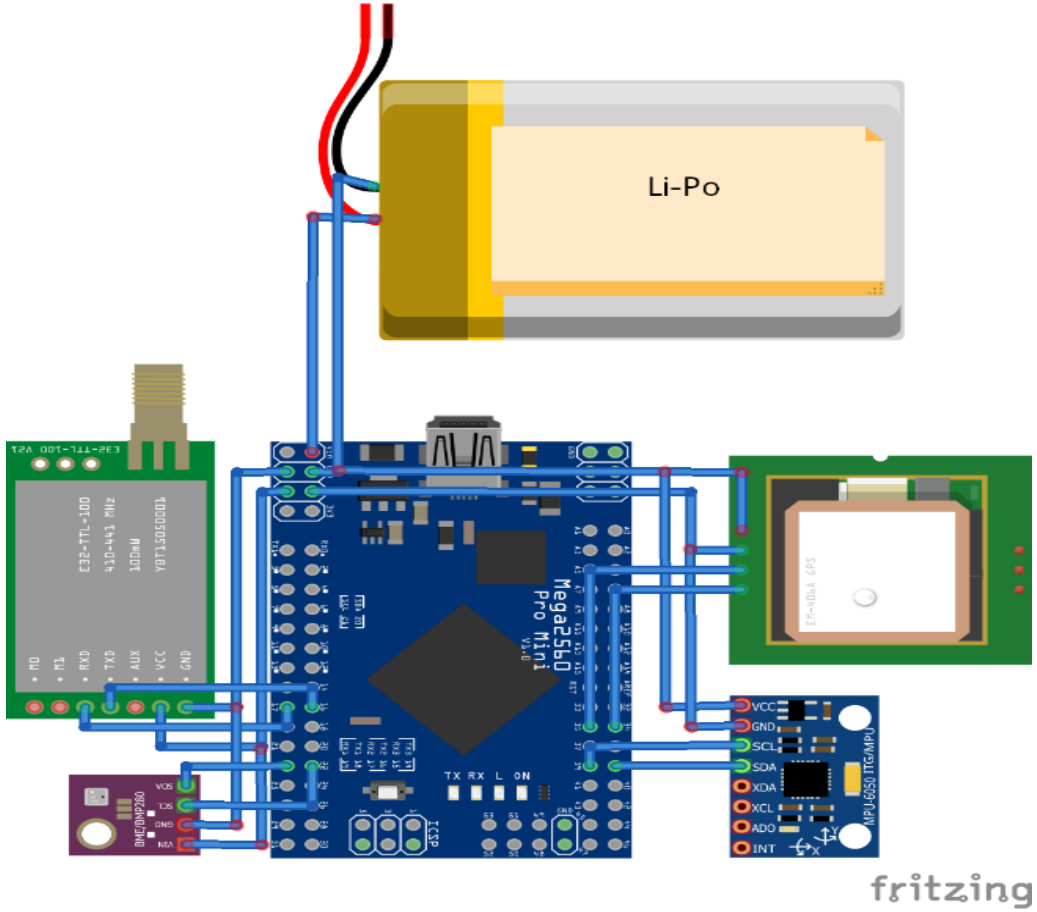
Faydalı Yükün Bulunması

- İniş yaptığı yerin kolay bulunabilmesi için içerisine Buzzer, BMP280, MPU6050, Neo-M8N, Lora SX1276 konulacaktır. Böylece roketin üç (3) farklı uçuş karakteristiğini yani hızı, irtifa ve konumu canlı ve kesintisiz olarak yer istasyonundan takip edebilecektir. Ek olarak yine kolay bulunabilmesi için uygun renkte seçtiğimiz paraşütümüz bize konumunu tespit etmemizde yardımcı olacaktır. Faydalı Yükümüzün herhangi özel bir işlevi bulunmamaktadır.



Görsel: 19

Görev Yükü



Görsel: 20

Görev Yükü üzerinde konumu belirlemek için u-Blox Neo M8N GPS modülü , irtifayı ölçmek için BMP280 basınç sensörü , ivme , açı ve hızı ölçmek için MPU6050 gyro sensörü , bu verileri işlemek için Arduino Mega Pro Mini , arduino tarafından işlenen verileri yer istasyonuna iletmek için ise LoRa SX1276 868Mhz haberleşme modülü bulunmaktadır.

Rampada sistem aktif edildikten sonra GPS verileri tüm uçuş boyunca yer istasyonumuza anlık olarak gönderilecektir.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

- Paraşüt açma sisteminin testleri Osmaniye Gençlik Merkezi bahçesinde açık alanda güvenlik şeridi ile oluşturulmuş bölge içerisinde güvenlik önlemleri alınmış bir şekilde yapılacaktır.
- Paraşütlerin açılma/fonksiyonellik testleri Osmaniye Yurt-kur Binasının en üst katından (9. Kat / ~25 metre) gerçekleştirilecektir.
- Paraşüt açma sisteminin testlerinin yöntemi prototip düzeyde üretilen kurtarma sistemimize uygun miktarda barut koyularak ateşlenip paraşütlerin gövdeden çıkarılmasının simüle edilmesidir.
- Paraşütlerin açılma/fonksiyonellik testlerinin yöntemi paraşütlerimizin tasarımdaki paket boyutunda katlanıp uygun yükseklikten (~25 metre) atılarak açılıp serbest düşüşlerinin gerçekleşmesinin simüle edilmesidir.
- Paraşüt açma sisteminin testlerinin düzeneği roketimizin gövde prototipinin serbest şekilde, farklı açılarda konumlandırılarak testlere uygun hazırlanmasıdır.
- Paraşütlerin açılma/fonksiyonellik testlerinin düzeneği paraşütün rüzgarda sürüklenebileceği alan güvenli hale getirildikten sonra paraşütlerimizin uygun yükseklikten atılmasıdır.
- Paraşüt açma sisteminin testlerinin verileri ve yorumlanması testlerin ağır çekim videolarının kaydedilip takım üyelerince detaylı bir şekilde incelenmesi ve detaylı bir şekilde yorumlanması, testler sonrası sistemlerde karşımıza çıkan problemlerin gözlemsel analizi.
- Paraşütlerin açılma/fonksiyonellik testlerinin verileri ve yorumlanması takım üyelerince paraşüt alçalmasının gözlemlenmesi, iniş sonrası paraşütlerde veya paraşüt iplerinde herhangi bir zarar gelip gelmediğinin gözlemlenmesi, paraşütün açılıp açılmaması, paraşüte zarar gelip gelmemesi.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Kurtarma Sistemi Testler	8 MAYIS	9 MAYIS	10 MAYIS	11 MAYIS
Paraşüt açma sistemi testleri				
Paraşütlerin açılma/fonksiyonellik testleri				

Tablo: 16

Aviyonik – Özet

- Roketimizde 1. uçuş bilgisayarı olarak Teknofest'in yayımladığı Ek 7 listeden seçilen EasyMini v2.0 (1.sistem) kullanılacaktır. EasyMini v2.0 yalnızca barometrik kayıt yapar. EasyMini, en küçük ikili dağıtım altimetresidir. İki farklı kurtarma sistemini patlatmak için roketin tepe noktasını ve iniş yüksekliğini belirlemek için bir barometrik sensör kullanır.

- 2. Uçuş bilgisayarı özgün sistem olacaktır. Bu bilgisayarda bir adet BMP280 barometrik basınç sensörü, bir adet MPU6050-GY521 gyro sensörü, bir adet u-blox NEO M8N GPS modülü, bir adet haberleşme modülü LoRa SX1276 ve buzzer bulunmaktadır. Barometrik basınç sensörü kullanarak irtifa bilgisini, gyro sensörü kullanarak roketin ivme, açı gibi bilgilerini, GPS modülü kullanılarak roketin yere iniş sonrası konumun saptanması sağlanırken buzzer ise roketi arama sürecinde kolaylık sağlaması amacı ile yere indikten sonra aktif hale getirilecektir. Tüm bu sensörlerden alınan veriler Arduıno Mega Pro Mini tarafından derlenip sistemde yer alan LoRa SX1276 haberleşme modülü aracılığı ile yerdeki istasyona anlık olarak aktarım gerçekleşecektir.

- 1.sistem ile 2.sistem arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. Her iki sistem de uçuş boyunca aktif olarak çalışacaktır.

Aviyonik – Özet

➢Sistemlerden birinin çalışmaması durumunda diğer sistem herhangi bir bağlantı olmadan nasıl çalışır?

Ana sistem ticari olan EasyMini v2.0 iken yedek sistem özgündür. Ana sistemin çalışmaması durumunda yedek sistemin aktivesi basınç farkı tayini ile yapılır. Öncelikle ana sistemimizdeki basınç sensörü apogee konumunda kurtarma sistemini tetikler ve böylece barut ateşlenir. Yanma sonucu roket içerisindeki gaz basıncı artar. Özgün sistemdeki (yedek) BMP280 (basınç) sensöründen alınan veriler aracığıyla gaz basıncı farkından kurtarma sisteminin aktive edilip edilmediği anlaşılır. Eğer ana sistemde ayrılma gerçekleşmezse ortamda barutun yanmasından dolayı oluşan basınç değişimi olmaz. Böylece özgün sistemdeki basınç sensörü (BMP280) roketteki verilerden kıyasla ayrılmanın gerçekleşip gerçekleşmediğinin anlaşılmasını sağlar.

	1.Sistem ile 2.sistem arasındaki farklılıklar ve benzerlikler
Benzerlikler	• Her iki uçuş kontrol bilgisayarı da irtifanın tayini için barometrik sensörden faydalanır. • Her ikisinde de basınç sensörü ve buzzer bulunur. • Her iki sistemde de devrenin güç ihtiyacını karşılamak için Li-Po pil kullanılacaktır.
Farklılıklar	• 2.Sistem yani özgün olan uçuş bilgisayarında haberleşme, GPS ve ivme sensörleri bulunurken ticari sistemde sadece basınç sensörü bulunur. • 1.sistem ticari iken 2.sistem özgündür.

Tablo: 17

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 (Ticari Sistem)

- 1. sistem olarak şartnamenin “EK-7 Ticari Uçuş Bilgisayarları” ek’inde listelenmiş Easymini v2.0 kullanılacaktır. Easymini v2.0 barometrik sensör temelli bir altimetredir. Uçuş bilgisayarının seçilme nedenlerinden birisi barometrik sensör bulundurmasıdır. Rokette barometrik sensör bulunduran altimetrelerin kullanılmasının nedeni daha yaygın olması ve ivme sensörü içeren bir altimetreye göre daha doğru sonuçlar elde etmesidir.

- EasyMini v2.0,en küçük ikili dağıtım altimetresidir. İki farklı kurtarma sistemini patlatmak için roketin tepe noktasını ve iniş yüksekliğini belirlemek için bir barometrik sensör kullanır.

- Roketin tepe noktasında ayrılmayı sağlayarak paraşütlerin açılmasını, bu sayede görev yükünün ve roket gövdelerinin yere güvenli inişini sağlamak için kullanılır. Tepe noktasına ulaşmasıyla uçuş kontrol kartımız kurtarma sistemini tetikleyecek ve bu sayede barut ateşlenecektir. Bu durumun gerçekleşmesi için ticari sistemimizin ara yüz programı olan Altus UI ile sistemin ayarları yapılacaktır.

- Uçuş kontrol kartımız çift ayrılma özelliğine sahiptir. Çift ayrılmadan ilki görev yükünü ayırmak için gerçekleşirken ikinci ayrılma ana paraşütün açılmasını sağlar. Görev yükünün ayrılma konumu ise irtifanın maksimum olduğu apogee noktasında olurken bu ayrılmadan 2 saniye sonra ise roketin ana paraşütünü açmak için diğer kurtarma sistemi tetiklenip 2.ayrılmayı gerçekleştirir.

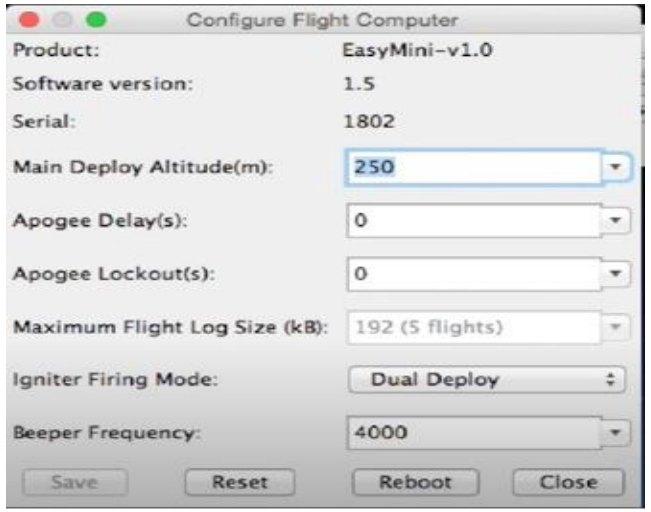
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 (Ticari Sistem)

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Basınç sensörü	MS5607 (EasyMini v2.0 dahili)	Evet	İrtifanın belirlenmesiyle kurtarma sistemini aktive eder.

TİCARİ SİSTEM AYARLARI

İlk olarak Altus Metrum isimli program çalıştırılacaktır.
Görsel x.y(alt)'de gösterilen seçeneklerden Configure Altımeter seçeneği seçilecektir.
Görsel x.y(yan)' de gösterilen ekrana verilerin yerleşimi yapılacaktır.

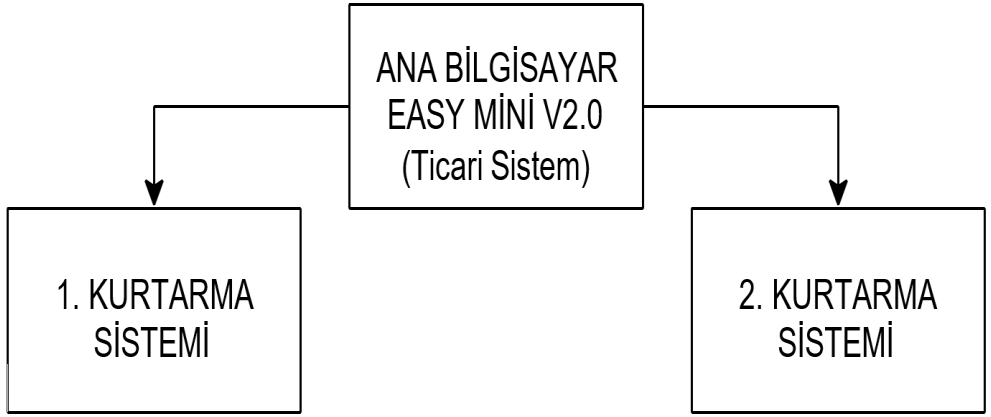
Görsel: 21



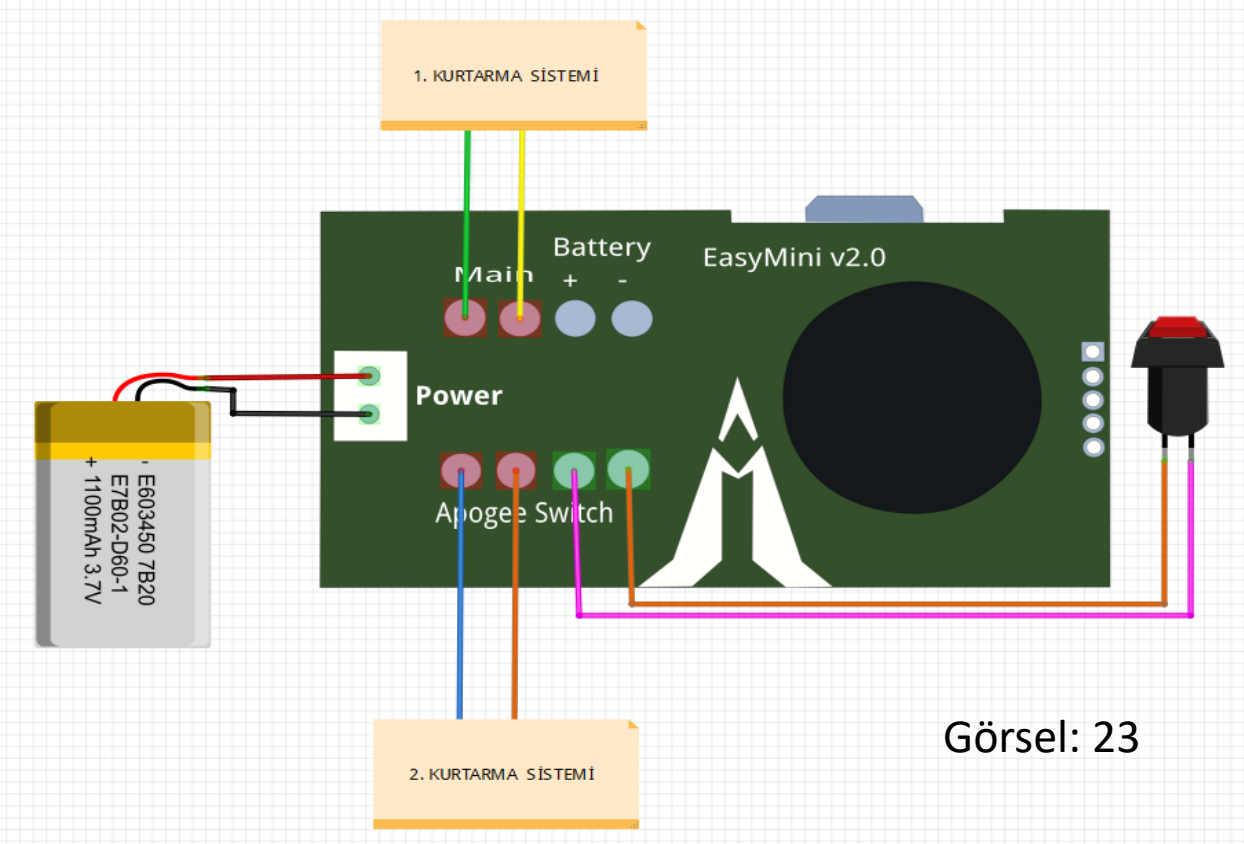
Görsel: 22

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2 (Ticari Sistem)

Easymini V2.0 (Ticari Sistem) Blok Diyagram:



EasyMini V2.0 (Ticari Sistem) bağlantı şeması:



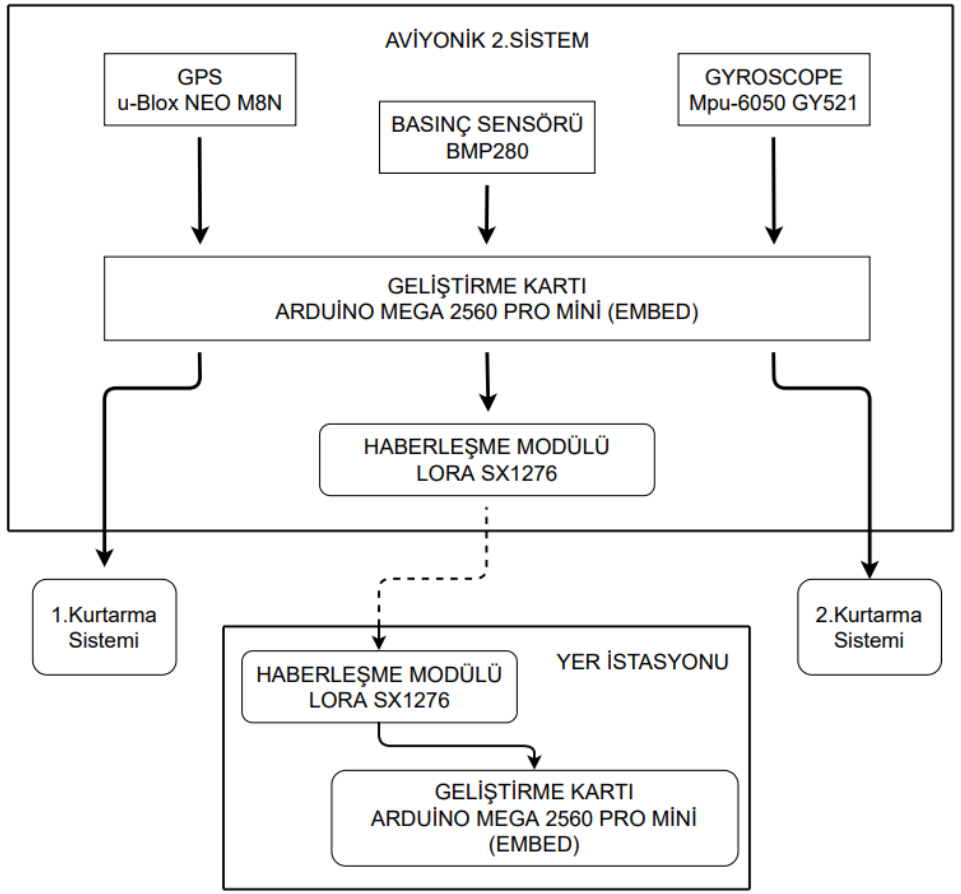
Görsel: 23

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Arduıno Mega Pro Mini 2560	-	
Basınç sensörü	BMP 280 Basınç Sensörü	(Evet)	Basınç verisi ile irtifa bilgisine ulaşılır. Bu veriler işlemciye gönderilecektir. Roket tepe noktasına vardıktan sonra barut ateşlenip paraşütler açılacak.
Gyroscope	Mpu6050-GY521	(Hayır)	
Haberleşme modülü	LoRa SX1276	(Hayır)	
GPS modülü	u-blox NEO M8N	(Hayır)	

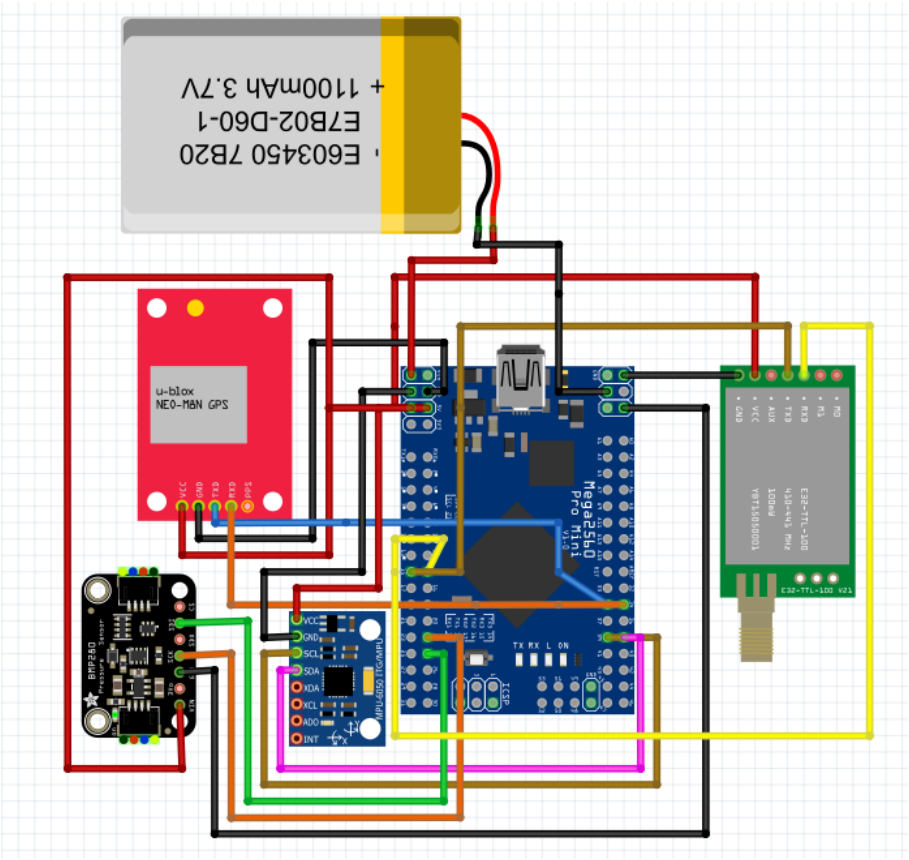
TABLO:18

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



2.Sistem (Özgün) Devre Blok Diyagramı

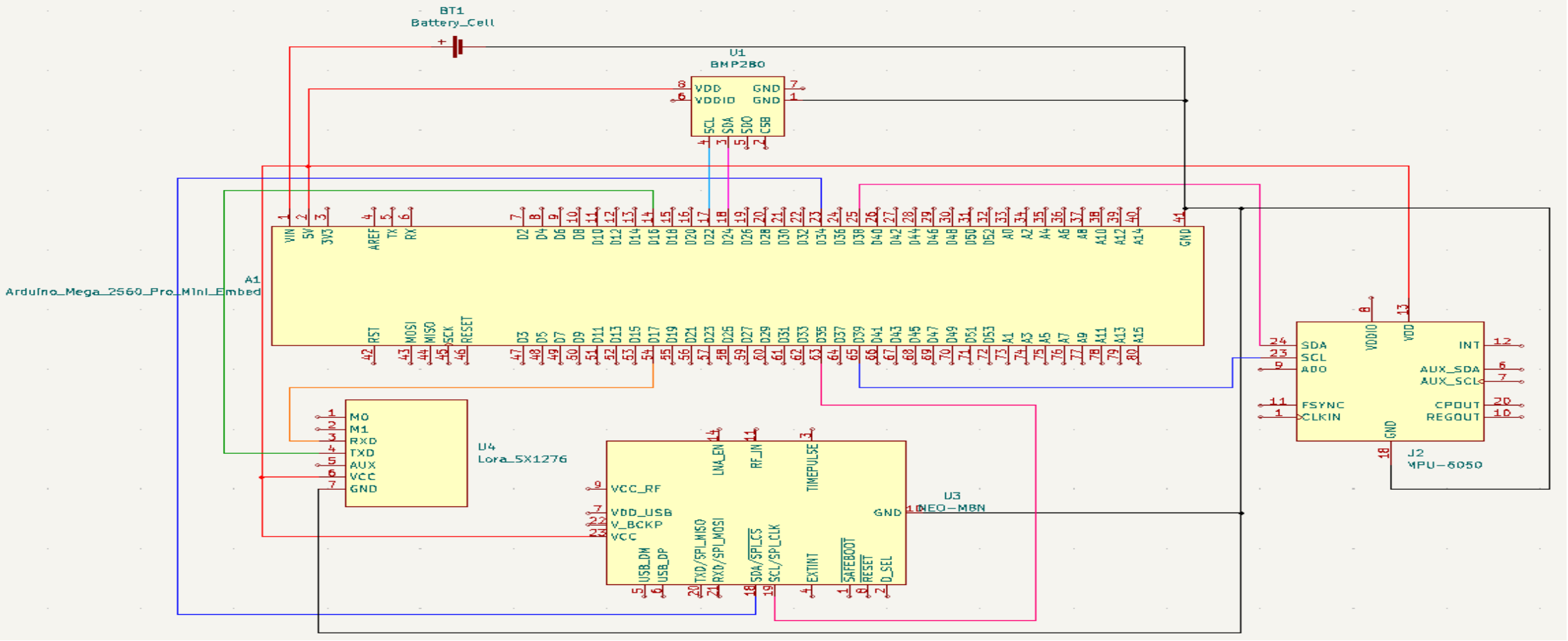
	Aviyonik kart tasarımı ve üretimi
1	Aviyonik kartımızın devre elemanları tarafımızdan yapılan bir baskı devre üzerine kurulacaktır.
2	Baskı devre kartlarımızın üretimi PnP (ütüleme) yöntemi ile yapılacaktır.
3	Bakır plaket üzerine konulan kuşe kağıt ütü ile ısıtılıp baskı devre hazırlanacaktır



2.Sistem (Özgün) kart Tasarımı

Görsel: 21

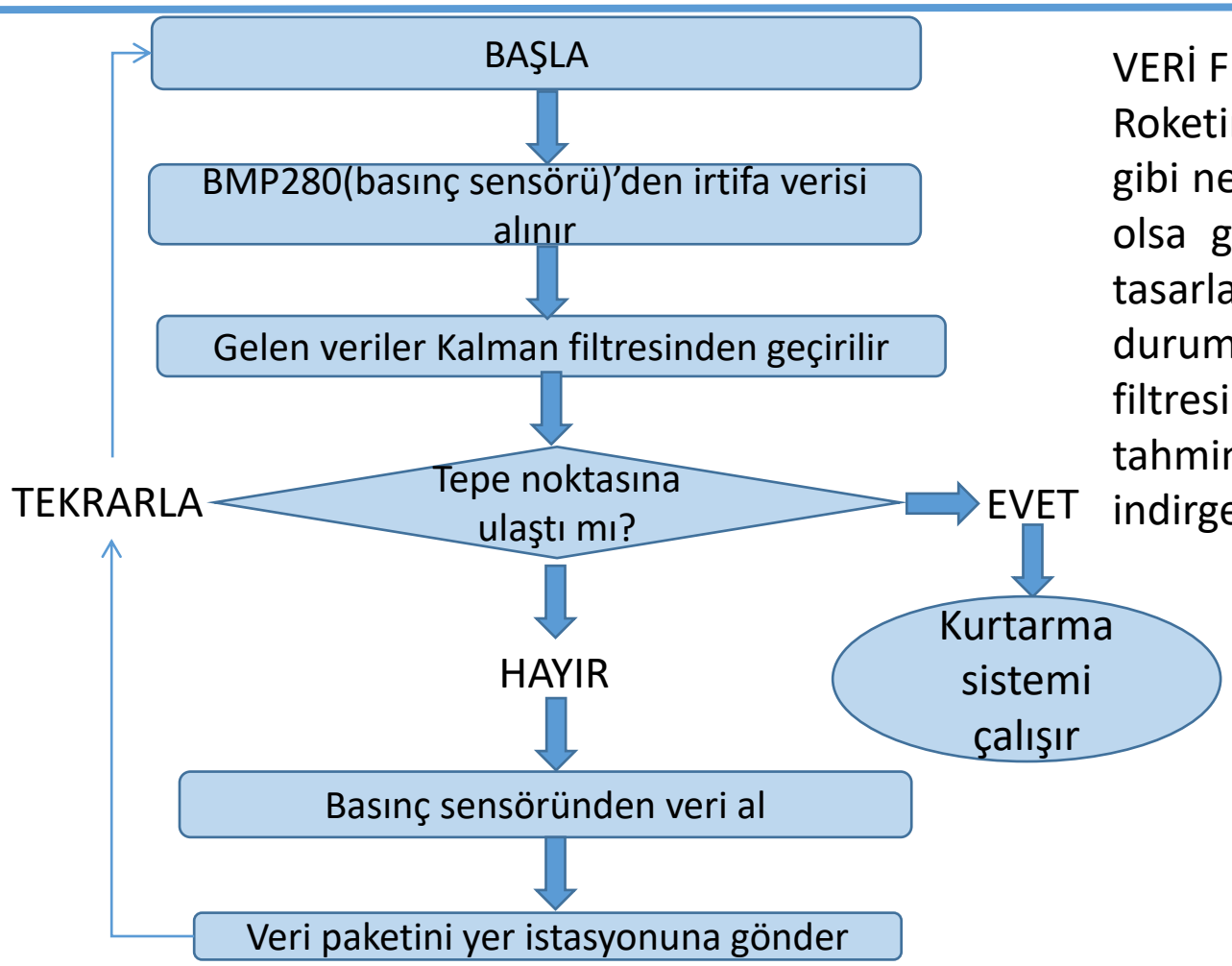
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



2. SİSTEM ŞEMATİK ÇİZİMİ

Görsel: 22

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



VERİ FİLTRELEME

Roketin uçuş sırasında uğrayacağı titreşim, ivme ve hava türbülansı gibi nedenlerden dolayı uçuş bilgisayarında bulunan sensörler anlık da olsa gerçekten uzak ölçümler yapabilir. Bu yanlış ölçümler sonucu tasarlanan roket paraşütü açıp roket kaybına neden olabilir. Bu gibi bir durumun gerçekleşmemesi için sensör verileri aldıktan sonra Kalman filtresinden geçirilir. Filtre belli zaman boyunca alınan ölçümler ile tahmin etme görevi üstlenir. Bu filtre sayesinde gürültüler bariz şekilde indirgenir ve böylece daha doğru veriler ortaya çıkar.

Kalman filtresi modellenmiş bir sistemin bir önceki verilerine göre bir ilerisini tahmin eden bir filtredir. Veri filtrelememizin amacı gürültülü değerlere karşı istenmeyen bir durumun gerçekleşmesini önlemektir. Kalman filtresi basınç sensöründen gelen verileri filtreleyecektir. Kalman filtresi sayesinde filtrelenen veriler kurtarma sisteminin aktivesini sağlayacaktır. "SimpleKalmanFilter" ya da "KalmanFilter" kütüphaneleri kullanılacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Parametre	Seçilme nedeni
“anlıkirtifa > eskiirtifa”	Roketin anlık irtifa değeri eski irtifa değerine göre küçük olduğunda bu roketin hala yükselmeye apogeeye ulaşmakta olduğunu gösterir. Bu parametreyi seçmemizin nedeni ölçülen irtifa değerleriyle apogee konumunu hata payı düşük şekilde ve muadillerine nazaran daha çabuk iletim yapmasından dolayıdır.
“anlıkirtifa < eskiirtifa”	Roketin anlık irtifa değeri bir önceki ölçülen değerinden küçük gelmeye başladığında roketimiz apogeeye ulaşmış ve düşüşe geçmiştir. Bu parametreyi seçmemizin nedeni, ölçülen irtifa değerleriyle apogee konumunu hata payı düşük şekilde ve muadillerine nazaran daha çabuk iletim yapmasından dolayıdır.

TABLO:19

ALGORİTMA

Yedek aviyonik sistem kurtarma algoritması roketin BMP280’den alınacak olan irtifa verileri kullanılacaktır. Sensör ve modüllerimiz, aviyonik sistem çalışmaya başladığı andan itibaren veriileri toplamaya başlar. Yedek aviyonik sistem başlatıldığı andan itibaren yükseklik verisini ölçüp bu verileri de eski ölçümlerle kıyas yaparak roketin düşüşe geçip geçmediğinin tespitini yapacaktır. Buna göre de kurtarma sisteminin aktivesi gerçekleşecektir.

Parametre olarak yükseklik verileri seçilmiştir. Çünkü muadillerine nazaran daha güvenilir ve sağlamdır.

Aviyonik – İletişim

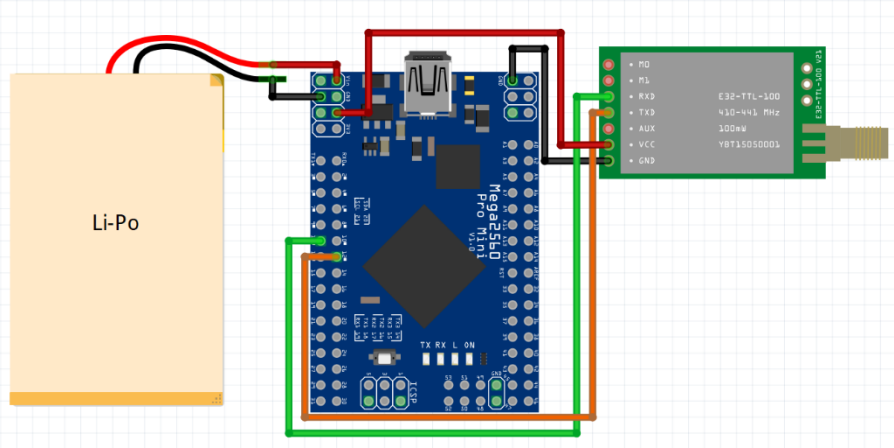
▪Yer istasyonuna gönderilecek veriler nelerdir?

•Basınç(irtifa)

•GPS(konum)

•İvme verileri yer istasyonuna iletilecektir.

▪Haberleşme modülünden gelen veriler 868 MHz bandında 9600 baud hızında 0.3 byte'lık veri paketleri halinde gönderilecektir.



Yer istasyonu

Görsel: 23

YER İSTASYONU;
Roketten gelen verileri okuyup anlayabilmemiz için C# yazılım dili üzerinden hazırlanacaktır. Yaptığımız yazılım roketten gelen verilerin depolanmasını sağlarken verilerin elimize daha çabuk ulaşmasını sağlar.Yer istasyonunda 9 dBi, roketin içinde 3 dBi gücünde 868 mHz sma soketler ile uyumlu kablolu antenler kullanılacaktır. Güç ihtiyacımız 2s 7.4V 2S 1500 mAh Li-Po pil tarafından karşılanacaktır. Safe bag tarafından ise pil olası tehlikelerden korunacaktır.

İLETİŞİM ARAYÜZÜ GÜÇ HESABI	
KAYIPLAR	
Serbest Uzay Kaybı	92 dBm
İletim Kaybı	5 dBm
Atmosferik kayıp	3 dBm
Polarizasyon Kaybı	3 dBm
KAZANÇLAR	
Gönderici Modülün çıkış gücü	20 dBm
Alıcı Anten Kazancı	3 dBi
Verici Anten Kazancı	9 dBi
TOPLAM	-71 dBm
AVİYONİK SİSTEM İLETİŞİM GÜCÜ	-144 dBm

LİNK BÜTÇESİ

Aviyonik Prototip Testi

Aviyonik Test Takvimi

Aviyonik testleri	5 mayıs	6 mayıs	7mayıs	8 mayıs
Aviyonik sistem testleri				
Algoritma testleri				
Kart fonksiyonellik testleri				
İletişim testleri				

Tablo: 20

AVİYONİK SİSTEM TESTLERİ:

•Osmaniye Atatürk Gençlik Merkezi Yazılım Kodlama Atölyesinde 1. ve 2. sistemde hareketli bir düzenekte düşüş simüle edilerek BMP280'den irtifa verisi, MPU6050'den açı verisini, NEO M8N'den irtifa verisi, LoRa arasından haberleşme verileri alınacaktır. Kısacası bütün sensörlerden alınan verileri ve filtremizin ne düzeyde çalıştığını incelenecektir.

Aviyonik Prototip Testi

➢ALGORİTMA TESTLERİ:

•Osmaniye Atatürk Gençlik Merkezi'nde oluşturduğumuz prototibi, uçuş anını canlandırmak için havası çekilen bir cam fanusa konulacaktır. Bu sayede roketin irtifası sonucu basıncın azaldığı gibi fanusda da basınç azalacaktır. Ve bunun sonucunda basınç testi yapılacaktır. Açı testi için ise fanusun hareketi sonucu irtifa değişimi incelenir, açı testi de bu şekilde yapılacaktır.

➢İLETİŞİM TESTLERİ:

•Haberleşme modüllerinin sensörlerden alınan verilerin doğrulukları kontrol edilecektir. Boş bir arazide kablosuz haberleşme sensörünün menzili ölçülüp ana-yedek uçuş bilgisayarında ki kablosuz haberleşme modülünün toprağa gömülmesi durumunda iletişimin devamlılığı test edilecektir. Kurtarılacak olan her parçanın iniş anında anten yönünün yer istasyonuna ters bakması durumu da test edilecektir. Alınan verilere göre link bütçesinde yapılan teorik hesabın doğruluğu test edilmiş olacaktır.

➢KART FONKSİYONELLİK TESTLERİ;

Üniversite laboratuvarında kartımıza çalışması için gerekli olan gerilim ve sinyalleri uygulayarak çıkışlardan doğru değerlerin alınıp alınmadığı kontrol edilecektir. Alınan veriler doğrultusunda kartımızın üzerinde bulunan komponentlerin çalışıp çalışmadığı kontrol edilecektir.

Bütçe

Alt sistem ismi	Komponent	Kütle(gram)	Malzeme	Toplam fiyat
Burun	Burun konisi	278	Fiberglass	2500
	Şok kordonu	13	Kevlar ip	280
	Mapa	75	Dökme Çelik	14
	Omuzluk	237	Fiberglass	900
	Bulkhead	551	Alüminyum	250
Kurtarma sistemi	Barut haznesi	5,4	Dökme çelik	30
	Ayırma tabakası	200	Dökme çelik	42
	Mapa	75	Dökme çelik	14
	Klemens	1	Yalıtkan Plastik	6
	Barut	3	Kara Barut	-
	Payload paraşütü	174	Ripstop kumaş	900
	Birincil paraşüt	518	Ripstop kumaş	2500
Gövde elemanları	Ön gövde	1509	Fiberglass	4200
	Arka gövde	823	Fiberglass	4000
	Bağlayıcı gövde	239	Fiberglass	1050
	Şok kordonu	15	Kevlar ip	320
	Mapa	75	Dökme çelik	14

Tablo: 21

Alt sistem ismi	Komponent	Kütle(gram)	Malzeme	Toplam fiyat
Aviyonik	Leopard Power 1500mAh	1278	-	300
	NEO M8N	68	-	525
	EasyMini	6,5	-	2800
	BMP280	14	-	120
	BUZZER	24	-	2
	Lora SX1276	100	-	300
	MPU6050	26	-	42,5
	Arduino Mega Pro Mini	142	-	240
Motor Sistemi	Motor bloğu	967	Kestamit	1020
	Kanatlar	645	Alüminyum	1300
	Motor kapağı	344	Alüminyum	230
	Motor	3448	-	-
Payload	Payload Malzemesi	4725	Dövülmüş çelik	580
	Payload Aviyoniği	150	-	4125
	Mapa	75	Dövülmüş çelik	14

Tablo: 22

Kontrol Listesi

No	Gereksisim	Şartname Açıklaması	Karşılama Durumu	KTR'deki Yeri	Açıklama	Gereksinim Karşılama Metodu
1	3.1.3.	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir		2	Takım yapısı diyagramında belirtilmiştir.	Diyagram
2	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Takım yapısı diyagramında belirtilmiştir.	Diyagram
3	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takım yapısı diyagramında belirtilmiştir.	Diyagram
4	3.1.15	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.		2	Yarışma roketi genel bilgiler bölümündeki tabloda komitenin temin edeceği motor verilmiştir.	Tablolama
5	3.1.23.	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.		3	Yarışma roketi genel bilgiler bölümündeki tabloda komitenin temin edeceği motor verilmiştir.	Tablolama
6	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		2	Takım yapısı diyagramında belirtilmiştir.	Diyagram

Tablo: 23

Kontrol Listesi

No	Gereksisim	Şartname Açıklaması	Karşılama Durumu	KTR'deki Yeri	Açıklama	Gereksinim Karşılama Metodu
7	3.1.26.	Yarışma süreci boyunca TEKNOFEST yarışmalar komitesi tarafından yapılacak olan tüm bilgilendirmeler takımın iletişim sorumlusu olarak belirlediği kişiye yapılacaktır. Bu sebeple her takım bir iletişim sorumlusu belirlemelidir.		2	Takım yapısı diyagramında belirtilmiştir.	Diyagram
8	3.2.1.6.	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		5	Operasyon konsepti bölümündeki grafikte gösterilmiştir.	Görsel(grafik)
9	3.2.1.7.	Lise kategorisindeki roketler Şekil 2'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5	Operasyon konsepti bölümündeki grafikte gösterilmiştir.	Görsel(grafik)
10	3.2.1.8.	Lise kategorisindeki roketlerin tek bir paraşüt ile kurtarılması sağlanacaktır (İkincil paraşüt olmayacaktır). Takımlar, paraşütün uçuşun tepe noktasında açılmasını sağlayarak roketi kurtarmaktan ve görev yükünü de tepe noktasında roketten ayırmaktan yükümlüdürler.		5	Operasyon konsepti bölümündeki grafikte gösterilmiştir.	Görsel(grafik)
11	3.2.1.11.1.	Lise Kategorisi için L1050 model motor kullanılmalıdır.		3	Yarışma roketi genel bilgiler bölümündeki tabloda komitenin temin edeceği motor verilmiştir.	Tablolama

Tablo: 24

Kontrol Listesi

No	Gereksisim	Şartname Açıklaması	Karşılama Durumu	KTR'deki Yeri	Açıklama	Gereksinim Karşılama Metodu
12	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.		33,34,35,36,37,38	Görseli ve görevi ile Neo M8N GPS modülü belirtilmiştir.	Görsel
13	3.2.1.23.	Takımlar Görev Yüklerini "Unspecified Mass" ismiyle girmeyecektir. Görev Yükü "PAYLOAD" ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram (4 kg) ve tek bir parça olarak girilecektir. Şekil 3 ile verilen "Fırlatma Simülasyonu- Launch Simulation" ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir. Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir.		3	Tabloda Payload ağırlığı verilmiştir. Raporun genelindeki tüm Open Rocket çizim ve değerleri şartnamede «şekil 3» ile verilen yörünge benzetimlerinin gerçekleştirilmesiyle oluşturulmuştur.	Tablolama
14	3.2.2.4.1.	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.		5	Operasyon konsepti bölümündeki grafikte gösterilmiştir.	Görsel(grafik)
15	3.2.2.4.2.	Lise kategorisinde kullanılan tek paraşüt ile roketin ve parçaların hasar görmemesi için paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		33,34,35,36	Hesaplamalarıyla birlikte tabloda belirtilmiştir.	Tablolama
16	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		3,37	Yarışma roketi genel bilgiler bölümündeki tabloda Payload ağırlığı verilmiştir.	Tablolama

Tablo: 25

Kontrol Listesi

No	Gereksisim	Şartname Açıklaması	Karşılama Durumu	KTR'deki Yeri	Açıklama	Gereksinim Karşılama Metodu
17	3.2.3.3.	Lise kategorisinde asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.		3,37	Yarışma roketi genel bilgiler bölümündeki tabloda Payload ağırlığı verilmiştir.	Tablolama
18	3.2.3.7.	Bilimsel bir görevi yerine getirmeye yönelik Görev Yükleri canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal barındıramaz ve çevreye/canlılara zararlı olamazlar.		8	Bütçe bölümünde malzemesinin dövülmüş çelik olduğu belirtilmiştir.	Tablolama
19	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		4,5	Yarışma roketi genel bilgiler bölümündeki tabloda «max mach» değeri verilmiştir. Genel tasarımda ise Open Rocket tasarımında verilmiştir.	Görsel Tablolama
20	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		4	Yarışma roketi genel bilgiler bölümünde bulunan tabloda uygun stabilite değeri verilmiştir.	Tablolama
21	3.2.4.7.	Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 m/s'dir.		3	Yarışma roketi genel bilgiler bölümündeki tabloda rampa çıkış hızları verilmiştir.	Tablolama

Tablo: 26

Kontrol Listesi

No	Gereksisim	Şartname Açıklaması	Karşılama Durumu	KTR'deki Yeri	Açıklama	Gereksinim Karşılama Metodu
22	3.2.5.5.	Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir. Örnek burun omuzluğu Şekil 4'te ve örnek entegrasyon gövdesi Şekil 5'te gösterilmiştir.		4	Görseldeki Open Rocket tasarımında gerekli parçaların bilgileri verilmiştir.	Görsel
23	3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		41	Kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilecektir.	-
24	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.		51	Roketin uçuşu boyunca telemetri verileri yer istasyonuna iletilecektir.	-
25	3.2.6.3.	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki (2) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur).		41,42,43,44,45	Ticari sistemimiz görseliyle verilmiştir.	Görsel
26	3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.		43,44,45	Ticari sistemimiz görseliyle verilmiştir.	Görsel

Tablo: 27

Kontrol Listesi

No	Gereksisim	Şartname Açıklaması	Karşılama Durumu	KTR'deki Yeri	Açıklama	Gereksinim Karşılama Metodu
27	3.2.6.5.	Özgün uçuş kontrol bilgisayarı geliştiren Lise takımları geliştirdikleri uçuş kontrol bilgisayarını (yedek uçuş kontrol bilgisayarı olarak) ticari bilgisayara (asıl uçuş kontrol bilgisayarı olarak) ilave olarak kullanabilirler. Bunu tercih eden Lise takımları özgün tasarım ödülü değerlendirmesine alınacaktır.		46,47,48,49,50		
28	3.2.6.6.	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		46,47,51	Haberleşme bilgisayarı açıklama ve görseliyle verilmiştir.	Görsel
29	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		41,42	Uçuş kontrol bilgisayarlarının kablosuz bağlanmadığı görsellerde gözükmektedir.	Görsel
30	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		47,48	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının ayrı olduğu gösterilmiştir.	Görsel
31	3.2.4.4.	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.		4,15,16	Aktif kontrol yapılmamıştır.	

Tablo: 23

Kontrol Listesi

No	Gereksisim	Şartname Açıklaması	Karşılama Durumu	KTR'deki Yeri	Açıklama	Gereksinim Karşılama Metodu
32	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		41,42		-
33	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		41,4243,46	Kullanılan basınç sensörü belirtilmiştir.	Görsel
34	3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		49,50	Uçuş bilgisayarlarına dışardan hiçbir müdahale edilmemiştir.	-
35	3.2.6.18.	Eğer eyleyici tek ise, ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilmelidir. Bu eyleyici sistemler kontrolsüz bir şekilde çalışmamalıdır (Örneğin sistemin açılışı ve kurulumu) ve istemsiz olarak kurtarma sisteminin aktive edilmediğinden emin olunmalıdır.		41,42	Uçuş bilgisayarlarına dışardan hiçbir müdahale edilmemiştir.	-
36	3.2.6.19.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir		41,42,45	Uçuş bilgisayarlarına dışardan hiçbir müdahale edilmemiştir.	-

Tablo: 24

Kontrol Listesi

No	Gereksisim	Şartname Açıklaması	Karşılama Durumu	KTR'deki Yeri	Açıklama	Gereksinim Karşılama Metodu
37	3.2.6.33.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		49	Ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmiştir.	-
38	3.2.6.34.	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		49	Karar verme parametrelerinde sensörlerden gelen veriler kullanılmıştır.	-
39	3.2.6.37.	Kullanılacak ticari uçuş kontrol bilgisayarlarının EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden (Yarışma Komitesi tarafından onaylanmış olan ürünler) seçilmesi gerekmektedir.		41	EasyMini v2.0 ticari sistemini kullandık.	-
40	3.2.7.5.	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.		64	HTEA zip dosyası olarak verilmiştir.	-
42	4.1.4.	İlgili raporların (ÖTR ve KTR) teslimatında takımlar tarafında kontrol listesi doldurulacak ve Yarışma Komitesine raporla birlikte teslim edilecektir. Örnek kontrol listesi EK-1'de sunulmuştur.		62	Zip olarak verilmiştir.	-

Tablo: 25

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksyon	Fonksyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı(S)
HT-1	Burun	Aerodinamik akışın sağlanması	Burun konisinin gövdeye oturmaması	Üretilen şeklin bozulması	Montaj	Roketin yapısının bozulması	Roketin uçuş performansının azalması	Görsel Muayene, Ölçüm Muayene	Burun Konisinin güvenli taşınması, Burun konisinin dayanıklı malzemeden üretimi	Burun Konisinin görsel olarak incelenmesi, Burun konisinin kumpas yardımıyla ölçümü	Yedek Burun Konisinin üretimi	7
HT-2	Mapa	Paraşüt ve roketin geri kalan sistemlerini birbirine bağlamak için kullanılan elemanlar	Mapanın dişlerinin aşınması	Mapanın paslanması, Mapanın yapısının bozulması	Montaj	Roketin bütünlüğünün bozulması	Roketin güvenli inişinin sağlanmaması	Görsel Muayene	Mapanın korozyona dayanıklı maddelerle kaplanması, mapanın güvenli taşınması	Mapanın görsel olarak incelenmesi, Nem testi yapılası	Yedek Mapa bulundurulması	10
HT-3	Şok Kordonu	Paraşüt ve roketin geri kalan sistemlerini birbirine bağlamak için kullanılan elemanlar	Şok Kordonunun kopması	Şok Kordonunun esnek ve dayanıklı yapısının bozulması	Montaj	Roketin bütünlüğünün bozulması	Roketin güvenli inişinin sağlanmaması	Görsel Muayene, Elle Muayene	Şok kordonunun dayanıklı seçilmesi	Şok Kordonunun görsel olarak incelenmesi, Şok Kordonunun elle çekme yöntemiyle muayenesi	Yedek Şok Kordonunun bulundurulması	10
HT-4	Kara Barut Ateşleyici	Kara Barutlu Kurtarma sisteminin devreye girmesini sağlamak	Kara Barut Ateşleyicisinde temassızlık yaşanması	Kara Barut Ateşleyicisinin sisteme tam olarak yerleştirilmemesi	Uçuş	Roketin güvenli inişinin sağlanmaması	Görevlerin başarısız olması, Güvenlik ihlali	Periyodik Test	Kara Barut Ateşleyicisinin sisteme tam olarak oturtulması ve sistemin test edilmesi	Periyodik testlerin yapılması	Kara Barut Ateşleyicinin kelepçe ile sabitlenmesi	10

Tablo: 26

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksyon	Fonksyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı(S)
HT-5	Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin analiz edilmesi, Kurtarma algoritmasının çalışması	İşlemci Arızası, Sensör Arızası	Titreşim, temassızlık	Uçuş	Rokette bulunan sensörlerin çalışmaması	Roketin başarısız olması, güvenlik ihlali	Periyodik test, Telemetre verilerin ölçümü	Uçuş Bilgisayarının profesyonel ve dayanıklı üretimi	Periyodik testlerin yapılması, uçuş öncesi testlerinin yapılması	Bilgisayarın Yedeklenmesi	10
HT-6	Ana Paraşüt	Roketin güvenli inişinin sağlanması	Kesici aletlerin paraşütü kesmesi, paraşütün yapışması	Atış alanında bulunan kesici aletlerin paraşütü kesmesi, Sıcak hava yüzünden paraşütün yapışması	Montaj	Roketin güvenli inişinin sağlanmaması	Roketin başarısız olması, güvenlik ihlali	Peritodik test	Ana Paraşütün görsel olarak incelenmesi, Periyodik testlerin yapılması	Ana Paraşütün görsel olarak incelenmesi, Periyodik testlerin yapılması	Ana Paraşütün güvenli bir alanda tutulması, Ateşten önce Ana Paraşütün pudralanması	10
HT-6.1	Ana Paraşüt	Roketin güvenli inişinin sağlanması	Paraşütün yanması, paraşütün yapışması, paraşüt iplerinin dönmesiyle mapanın açılması	Barutlu Kurtarma sisteminin çalışması esnasında paraşüte zarar vermesi, Sıcak hava yüzünden paraşütün yapışması	Uçuş	Roketin güvenli inişinin sağlanmaması	Roketin başarısız olması, güvenlik ihlali	Periyodik test	Ana Paraşütün görsel olarak incelenmesi, Periyodik testlerin yapılması	Ana Paraşütün görsel olarak incelenmesi, Periyodik testlerin yapılması	Atıştan önce Ana Paraşütün pudralanması, yanmaz yağ ile kaplanması	10

Tablo: 27

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksyon	Fonksyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı(S)
HT-7	Kanatçıklar	Uçuş esnasında kararlılığın sağlanması	Kanatçıkların zarar görmesi, üretimden kaynaklanan pürüzlerden dolayı montaj esnasında sorun çıkması	Üretilen şeklin bozulması, üretilen kanatçıkların gövdeye montajlanamaması	Montaj	Roketin yapısının bozulması	Roketin uçuş performansının azalması	Periyodik test, görsel muayene	Kanatçıkların görsel olarak incelenmesi, Periyodik testlerin yapılması	Kanatçıkların görsel olarak incelenmesi, Periyyodik testlerinin yapılması	Yedek kanatçıkların bulunması	10
HT-8	Bağlantı ve Montaj Ekipmanları	Roket parçalarının birbirine entegrasyonu	Bağlantı elemanlarının deformasyonu ve acil durumlarda montajların hızlı şekilde halledilmesi	Bağlantı elemanlarının paslanmasii dişlerin zarar görmesi	Montaj	Roketin bütünlüğünün sağlanamaması	Roketin uçuş performansının azalması	Periyodik test, görsel muayene	Bağlantı elemanlarının görsel olarak incelenmesi, Periyodik testlerin yapılması	Bağlantı ekipmanlarının görsel olarak incelenmesi, Periyodik testlerin yapılması	Yedek bağlantı elemanlarının bulundurulması, atölyede bulunan montaj ekipmanlarının atış alanına getirilmesi	10
HT-9	Aviyonik Sistem	Kurtarma Sistemini Tetikleme	Yazılımsal veya donanımsal hatalar	Uçuş anı şartlarından olumsuz etkilenmesi, yazılım hatası	Üretim ve uçuş	Kurtarma sisteminin tetiklenmemesi	Roketin güvenli inişinin sağlanamaması	Periyodik testler	Uçuşa benzer şartlar oluşturarak testlerin yapılması	Yazzılım testlerinin periyodik olarak yapılması	Yedek aviyonik sistemlerinin bulundurulması	10

Tablo: 28