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

Takım Yapısı

Takım Kaptanı
Hakan ÖZCAN
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği 4. Sınıf
Tasarım, Yapısal/HAD analizleri

Danışman
Oğuzhan ÇİFTÇİ
Marmara Üniversitesi
Elektrik ve Elektronik Mühendisliği
Araştırma Görevlisi

Muhammet KOLO
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği 4. Sınıf
Cad Tasarım, OpenRocket Tasarım

İletişim Sorumlusu
Mert Can AKTAY
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği 2. Sınıf
OpenRocket Tasarımı, Aviyonik sistemler

Mustafa Kerem EKİNCİ
Marmara Üniversitesi
Bilgisayar Mühendisliği Mühendisliği 3. Sınıf
Aviyonik Sistemler

İsmail Emre UMAR
Marmara Üniversitesi
Elektrik ve Elektronik Mühendisliği 1. Sınıf
Aviyonik Sistemler

Ahmet Yasin BAŞ
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği 3. Sınıf
Aerodinamik, Uçuş Kontrol

Tarık Buğra GÖRÜNMEZ
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği 1. Sınıf
Montaj, Üretim

Mustafa İlker AKPINAR
Marmara Üniversitesi
Makine Mühendisliği 3. Sınıf
Yapısal/ Mukavemet Testleri, Üretim

Ayça Damla DEMİR
Marmara Üniversitesi
Elektrik ve Elektronik Mühendisliği 1. Sınıf
Aviyonik sistemler, Haberleşme

Taha KAYNAK
Marmara Üniversitesi
Elektrik ve Elektronik Mühendisliği 1. Sınıf
Haberleşme, Yer İstasyonu

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2653
Çap (mm):	131
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	23475
Yakıt Kütlesi (g):	4349
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2683
Görev Yükü Ağırlığı (g):	4500
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	27824

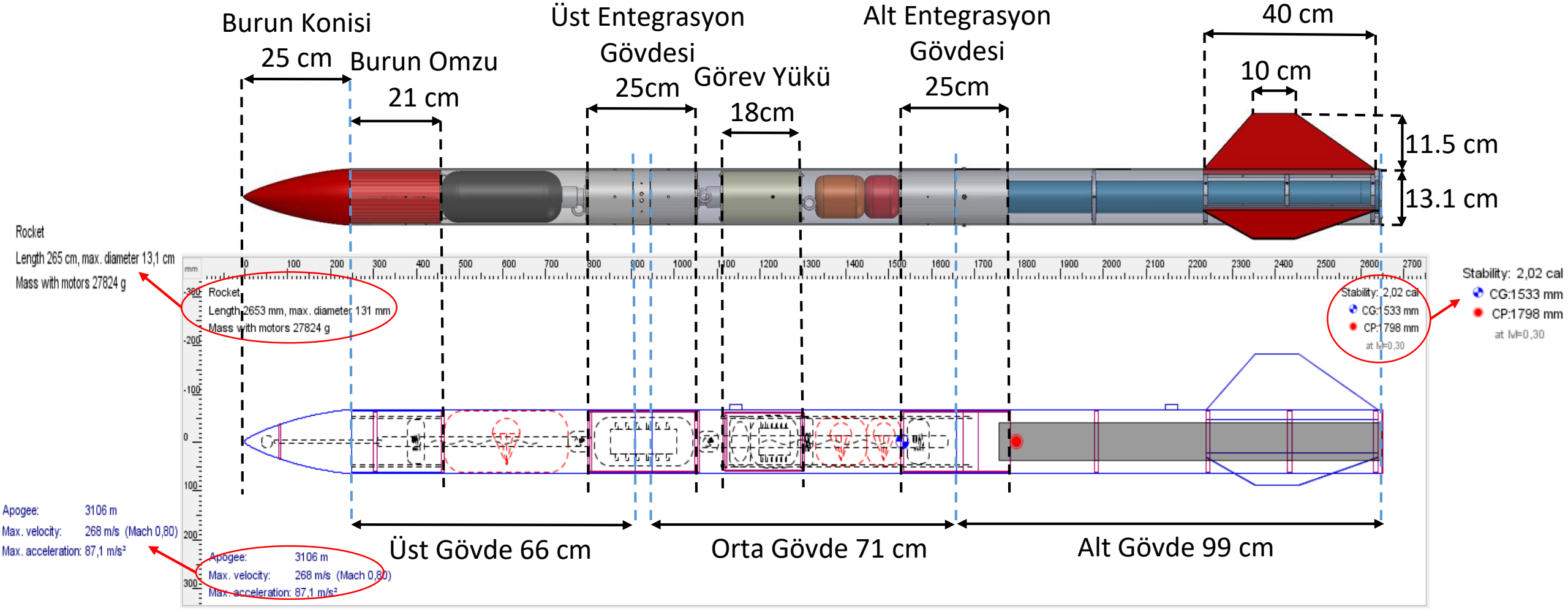
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	7.32
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32.5
Stabilite (0.3 Mach için):	2.02
En büyük ivme (g):	8.88
En Yüksek Hız (m/s):	268
En Yüksek Mach Sayısı:	0.80
Tepe Noktası İrtifası (m):	3140

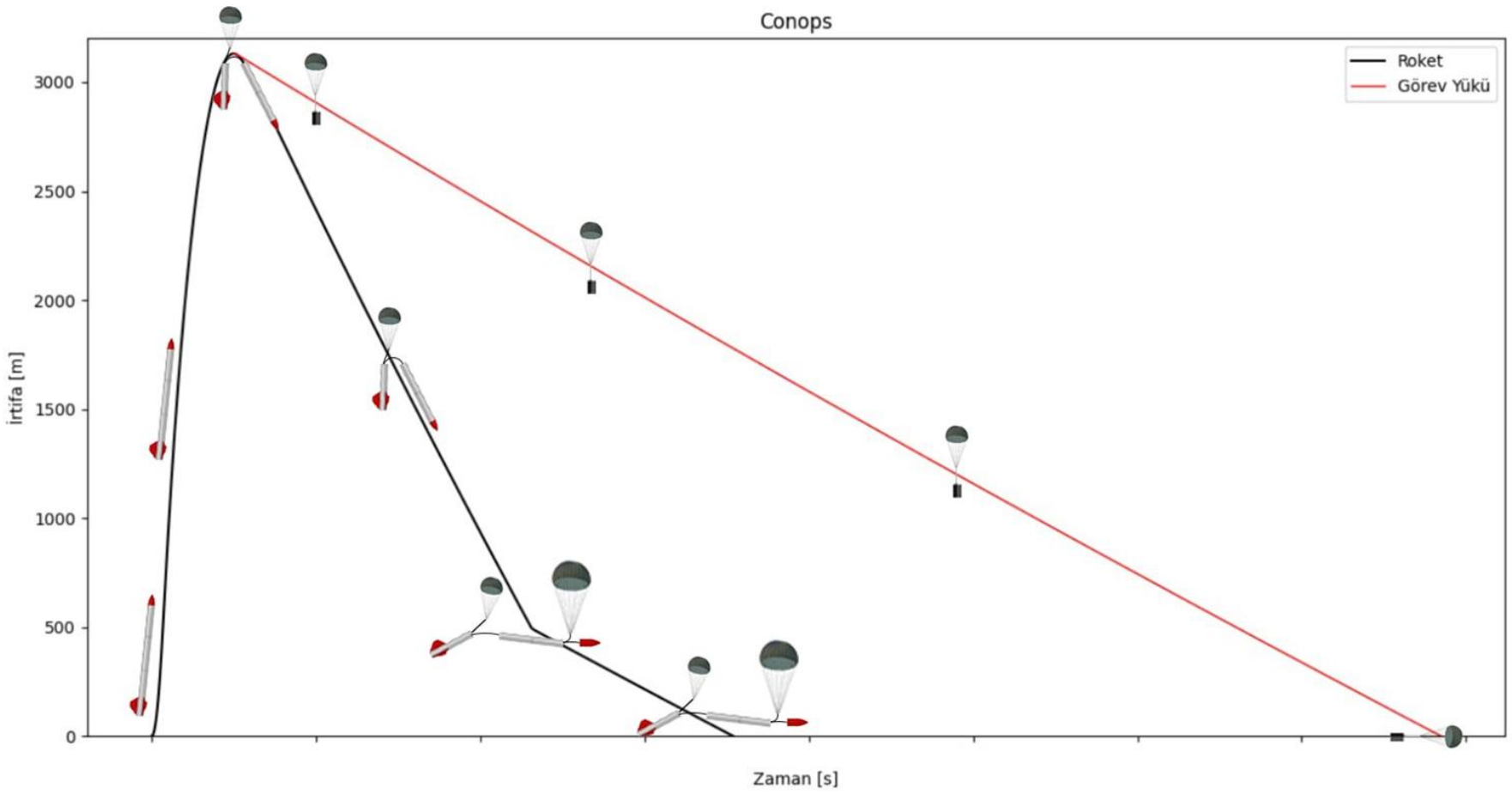
Motor

M2020

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



Uçuş Profili Tablosu			
	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0.41	6	32.52
Burn Out	4.33	725.56	261.4
Tepe Noktası	25.48	3140	8.5
Birincil Paraşüt Açılması	25.48	3140	8.5
İkincil Paraşüt Açılması	103.38	490	32.9
Roket Yere İnişi	157	0	8.81
Görev Yükü İnişi	369	0	8.5

ÖTR - KTR Değişimler - 1

ÖTR-KTR Değişimler-1 Tablosu				
Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi ?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada ?
Bütün Huş kapak Kalınlıkları	15	5 mm	4 mm	12,25,26
Burun Konisi Kapak Çapı	10	123 mm	119 mm	12,25
Burun Konisi kalınlık	10	5 mm	3 mm	12
Merkezleme halkası iç çap	15	78 mm	75.5 mm	29
Kanatçık Merkezleme halkası iç çap	15	78 mm	75.5 mm	15,29
İkincil (Ana) Paraşüt Açık Çapı	23	3000 mm	2800 mm	57
Ayrılma Pimi (Shear Pin) Çapı	10,14,20	M3	M2	18,19,30

ÖTR - KTR Değişimler - 1

ÖTR-KTR Değişimler-1 Tablosu				
Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi ?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada ?
1. Aviyonik Sistem Jiroskop Sensörü	31	1. aviyonik sistemde AltIMU-10 V5 jiroskop sensörü ile birincil kurtarma sistemi aktifleştirme.	1. aviyonik sistemde BMI160 jiroskop sensörü ile birincil kurtarma sistemi aktifleştirme.	71
2. Aviyonik Sistem Jiroskop Sensörü	37	2. aviyonik sistemde IMU LSM9DS1 jiroskop sensörü ile birincil kurtarma sistemi aktifleştirme.	2. aviyonik sistemde MPU6050 jiroskop sensörü ile birincil kurtarma sistemi aktifleştirme.	71
Görev Yükü Jiroskop Sensörü	27	Görev yükünde MPU9250 jiroskop sensörü ile ivme ölçümü yapılması.	Görev yükünde BMI160 jiroskop sensörü ile ivme ölçümü yapılması.	62
2. Aviyonik Sistem Basınç Sensörü	36	2. aviyonik sistemde MPL3115A2 basınç sensörü ile ikincil kurtarma sistemi aktifleştirme.	2. aviyonik sistemde BMP280 basınç sensörü ile ikincil kurtarma sistemi aktifleştirme.	71
Transistör	28	IRF640N transistörü ile 9V pilden gerilim gönderilecektir.	BD135 transistörü ile 9V pilden gerilim gönderilecektir.	71

ÖTR - KTR Değişimler - 2

ÖTR-KTR Değişimler-2 Tablosu			
Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu ?	KTR'de İçerik Detayı ?	KTR'de hangi sayfada ?
Hakem Altimetresi Montajı	Hakem Altimetresi Montaj Parçaları	KTR aşamasında hakem altimetresi için bir tasarım geliştirilmiş ve ilgili sayfada montaj elemanları detaylıca verilmiştir.	34,44
Kanatçık Montajı	Köşebent	Kanatçıkların merkezleme halkalarına montajlanmasında köşebent kullanılacaktır.	29, 33,43, 45, 48
Regülatör kullanımı	LM7805	Aviyonik sistemlerdeki sensörlerin 5V gerilim ihtiyacını ESP32 LoRa'dan sağlamaktadır.	71

Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

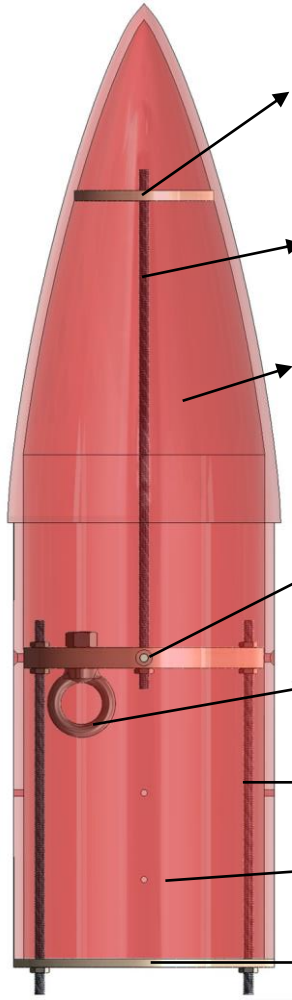
Uçuş Benzetim Raporu, ‘falcon_roket_takımı_uçuş_benzetim_raporu.pdf’ adıyla sisteme yüklenmiştir.

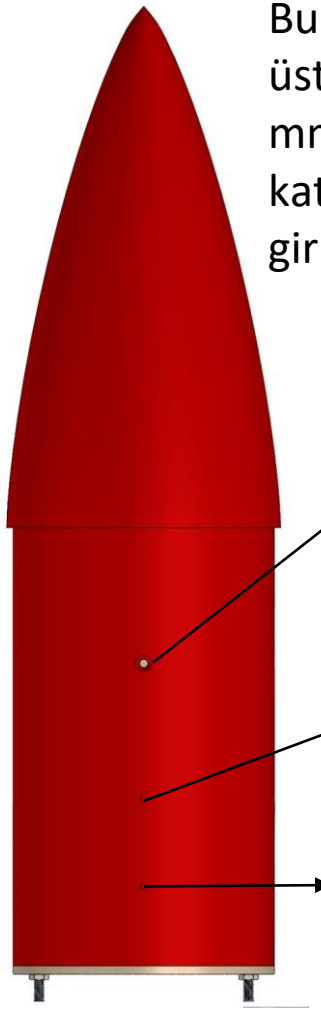
Kütle Bütçesi

Kütle Bütçesi, ‘falcon_roket_takımı_kütle_bütçesi.xlsx’ adıyla sisteme yüklenmiştir.

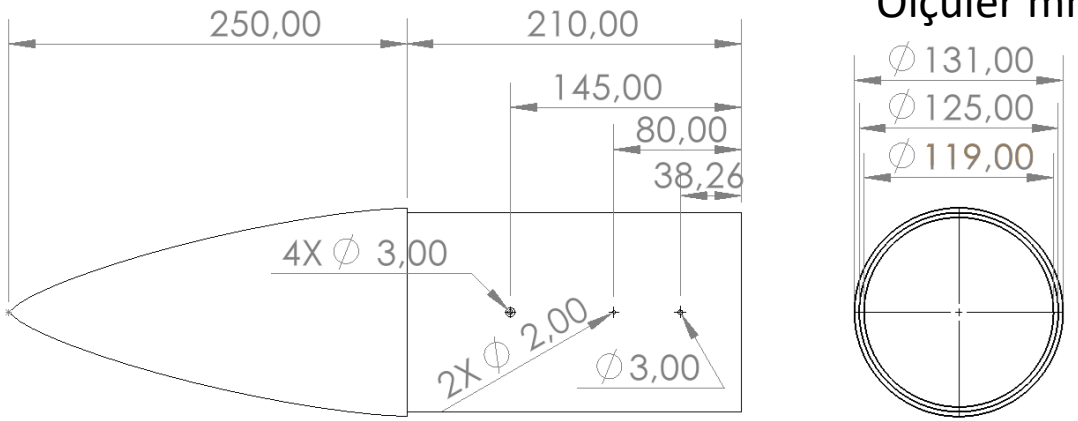
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

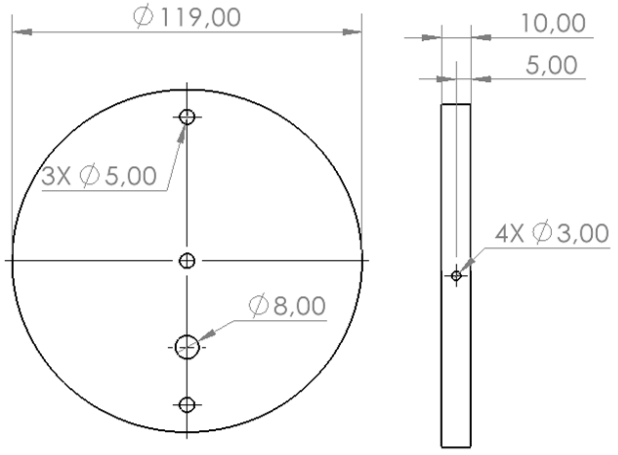




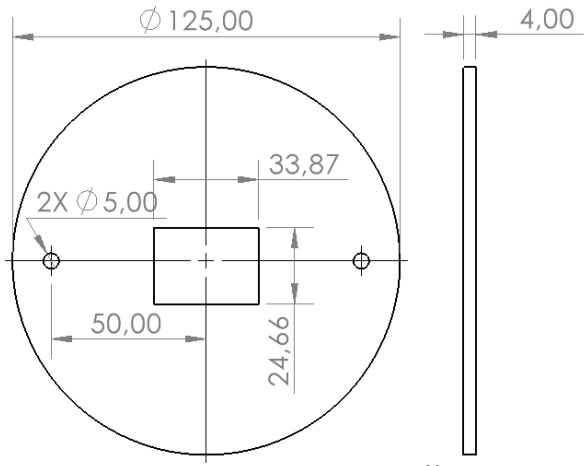
Ölçüler mm'dir.



Burun Konisi



Burun Konisi Kapağı



Burun Omuz Kapağı

Burun Konisi – Detay

Burun Konisi Malzeme Ve Üretim Bilgileri Tablosu		
Özellik		**Kapsam**
Malzeme Bilgileri	:	Burun konisi malzemesi için birinci seçenek olarak fiberglass, ikinci seçenek olarak ise alüminyum seçilmiştir. Malzeme seçimi yapılırken mukavemet değerleri ve ısıl dayanım dikkate alınmıştır. Fiberglass malzemesi yüksek mukavemet değerine sahip olması, ısıl dayanımın iyi olması, düşük yoğunluğa sahip olması ve maliyetinin düşük olmasından dolayı birincil malzeme olarak tercih edilmiştir. Alüminyum malzemesi maliyetinin ve yoğunluğunun yüksek olmasından dolayı ikinci seçenek olarak tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Burun konisi üretim yöntemi için birinci seçenek olarak elle yatırma yöntemi, ikinci seçenek olarak ise filament winding (Elyaf Sarma) yöntemi seçilmiştir. Elle yatırma yöntemi üretiminin kolay olması, maliyetinin düşük olması ve boyut sınırlamalarının olmaması gibi avantajlarından dolayı birinci üretim yöntemi olarak tercih edilmiştir. Elyaf sarma yöntemi ise maliyetinin yüksek olmasından dolayı ikinci seçenek olarak tercih edilmiştir.

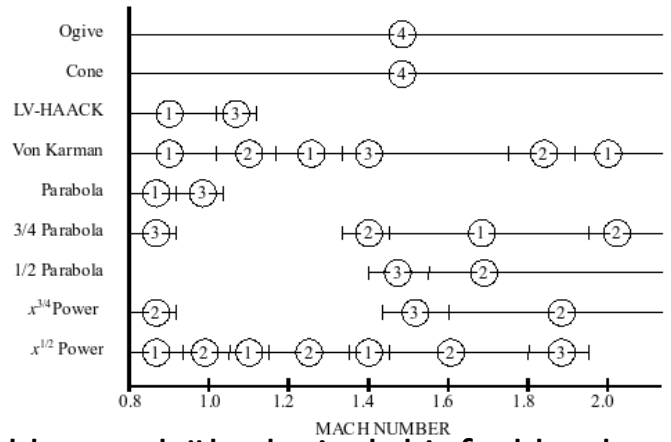
Burun Konisi Malzeme Özellikleri Tablosu

Malzeme [3],[4]		Yoğunluk (g/cm^3)	Ağırlık (g)	Akma Mukavemeti (MPa)	Elastisite Modülü (GPa)	Isıl Dayanımı	Maliyet	Üretilebilirlik
Fiberglass (Cam Elyaf)	:	1.85	1424	1280	120	Yüksek	Düşük	Yüksek
Alüminyum (6061)	:	2.7	2078	310	75	Düşük	Yüksek	Düşük

Burun Konisi – Detay

Burun konisi şekli olarak Open Rocket içerisinde farklı burun konisi geometrileri denenmiştir. İstenen irtifa ve stabilite değerleri için sürüklenme kuvvetini minimum seviyede tutmak amacıyla Haack serisinden Von Karman şekline karar verilmiştir. Burun konisi için tasarlanan boya ve çapa bağlı olarak minimum sürüklenmeyi sağlayan C değeri Von Karman için 0 alınmıştır. Aşağıdaki denklemde C eğrilik açısını, R taban yarıçapını ve L uzunluğu temsil etmektedir.

$$\theta = \arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right), \quad y = \frac{R\sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2} + C\sin^3\theta}}{\sqrt{\pi}}$$



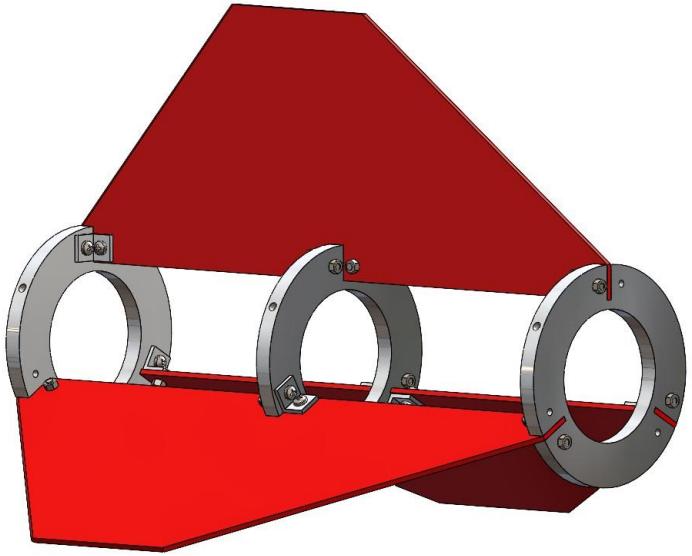
Farklı ses bölgelerindeki farklı burun konisi şekillerine ait sürüklenme özelliklerinin karşılaştırılması [1]

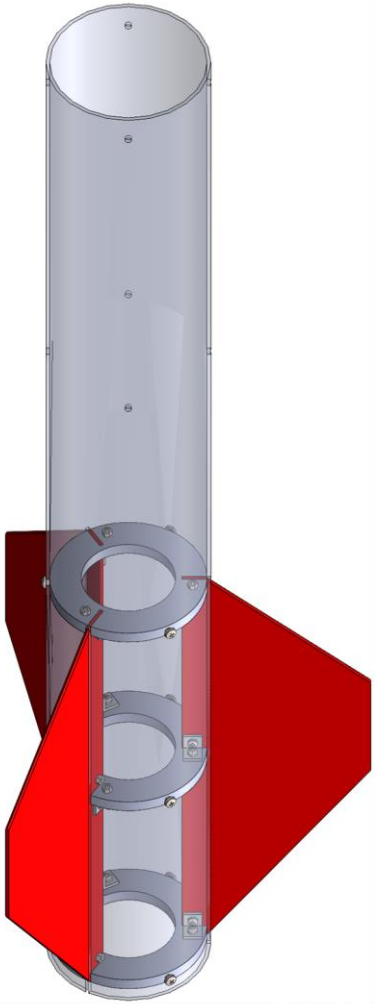
Burun konisinin boy ve çap oranına karşılık gelen incelik oranı (F_r) optimum değerini belirlemek için Ansys Fluent üzerinden farklı incelik oranlarındaki sürüklenme katsayısı (Cd) incelenmiştir. Yapılan 2D akış analizleri sonucuna göre burun konisinin incelik oranı arttıkça sürüklenme katsayısı azalmaktadır. Analiz sonuçları, burun konisi ağırlığı, mach sayısı, stabilite, irtifa gibi birçok parametre dikkate alınarak en optimum incelik oranı 1.91 olarak belirlenmiştir.

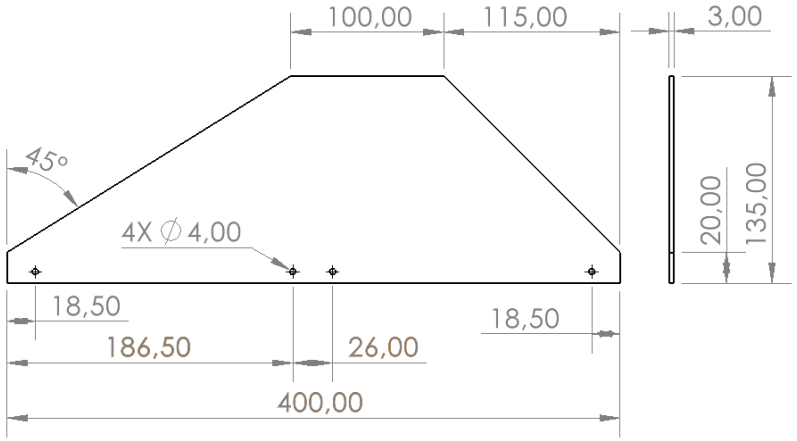
$$F_r = \frac{Burun\ konisi\ uzunluğu}{Burun\ Konisi\ Çapı} = \frac{250\ mm}{131\ mm} = 1.91$$

[1], [2]

Kanatçık Mekanik Görünüm



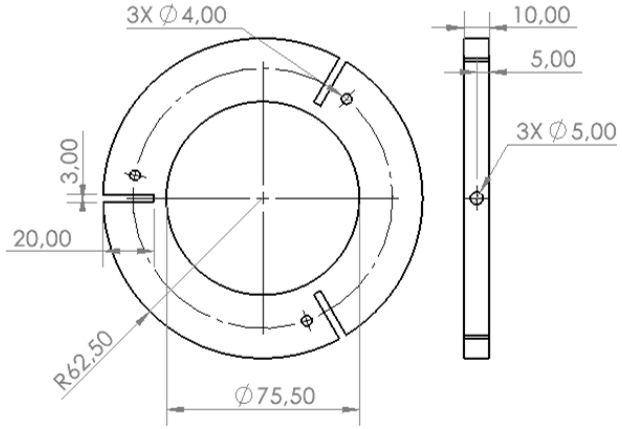




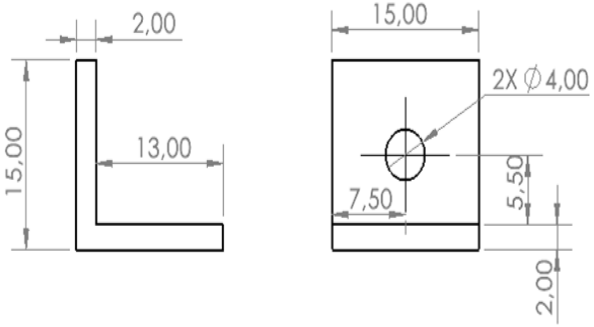
Kanatçık

Ölçüler mm'dir.

Kanatçık geometrisi trapezoidal, kanatçık profili ise round'dır. Rounded profilin de radyus 1.5 mm'dir.



Kanatçık Merkezleme Halkası



Köşebent

Kanatçık – Detay

Kanatçık Malzeme ve Üretim Tablosu			
Özellik	Parça Adı		Kapsam
Malzeme Bilgileri	Kanatçık	:	Kanatçık malzemesi için birinci seçenek alüminyum, ikinci seçenek ise fiberglass (Cam Elyaf) seçilmiştir. Alüminyum malzemesi üretiminin ve teminin kolay olması, korozyona karşı dayanıklı olması ve esnek olmasından dolayı birinci malzeme olarak seçilmiştir. Fiberglass malzemesi üretiminin zor olmasından dolayı ikinci seçeneğimiz olmuştur.
	Merkezleme Halkaları	:	Merkezleme halkası malzemesi olarak alüminyum seçilmiştir. Alüminyum malzemesinin çeliğe göre kolay şekil alması ve yoğunluğunun düşük olmasından dolayı tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	Kanatçık	:	Üretim yöntemi için birinci seçenek lazer kesim, ikinci seçenek ise talaşlı imalat seçilmiştir. Roket aerodinamik performansını doğrudan etkileyen en önemli alt sistemlerden biri olan kanatçığın minimum hata oranıyla üretilmesi gerekmektedir. Lazer kesim yönteminin hassas ve hızlı bir üretim sağlaması, ikinci bir işleme ihtiyaç duymaması gibi avantajlarından dolayı birinci üretim yöntemi olarak tercih edilmiştir. Talaşlı imalat yönteminin uzun zaman alması ve üretiminin kompleks olmasından dolayı ikinci üretim yöntemi olarak seçilmiştir.
	Merkezleme Halkaları	:	Üretim yöntemi olarak birinci seçenek talaşlı imalat, ikinci seçenek ise lazer kesim seçilmiştir. Talaşlı imalatın hassas üretim toleranslarına sahip olmasından dolayı tercih edilmiştir.

Kanatçık – Detay

Roketin kararlı bir uçuş gerçekleştirmesinde stabilite değeri çok önemli bir yere sahiptir. Stabilite değerini etkileyen en büyük faktör kanatçık şekli ve sayısıdır. Kanatçık geometrisi belirlenirken aerodinamik özellikleri ve stabilite değeri göz önünde bulundurulmuştur. Kanatçık geometrisi olarak birinci seçenek trapezoidal, ikinci seçenek ise clipped delta seçilmiştir. Trapezoidal şekli seçmemizin sebebi aerodinamik özelliklerinin iyi olması, stabilite değerinin istenilen aralıkta olması ve kanatçığın yere çarpması durumunda daha az zarar görecek bir tasarıma sahip olmasıdır. Trapezoidal geometri seçildikten sonra tasarım aşamasında uca doğru daralan bir tasarım tercih edilerek roketin uçuşu esnasında oluşacak olan vortekslerden dolayı roketin irtifa kaybının en aza indirilmesi amaçlanmıştır. Kanatçık profilinin seçiminde stabilite en önemli faktördür. Stabilite değeri ve irtifa göz önünde bulundurularak birinci seçenek olarak rounded, ikinci seçenek olarak airfoil belirlenmiştir. Rounded profilinin daha az maliyetli ve üretimi kolay olmasından dolayı birinci seçenek olarak tercih edilmiştir. Her ne kadar airfoil aerodinamik açıdan daha iyi olsa da damla yapısını pürüzsüz bir şekilde üretmek zor ve maliyetli olduğundan ikinci seçenek olarak seçilmiştir. Kanatçık sayısını belirlemek için OpenRocket programı üzerinde farklı kanatçık sayılarına göre stabilite ve irtifa değerleri için analizler yapılmış ve kontrol edilmiştir. Kontroller sonucunda kanatçık sayısı 3 olarak seçilmiştir.

Kanatçık Alt Sistem Malzeme Özellikleri Tablosu

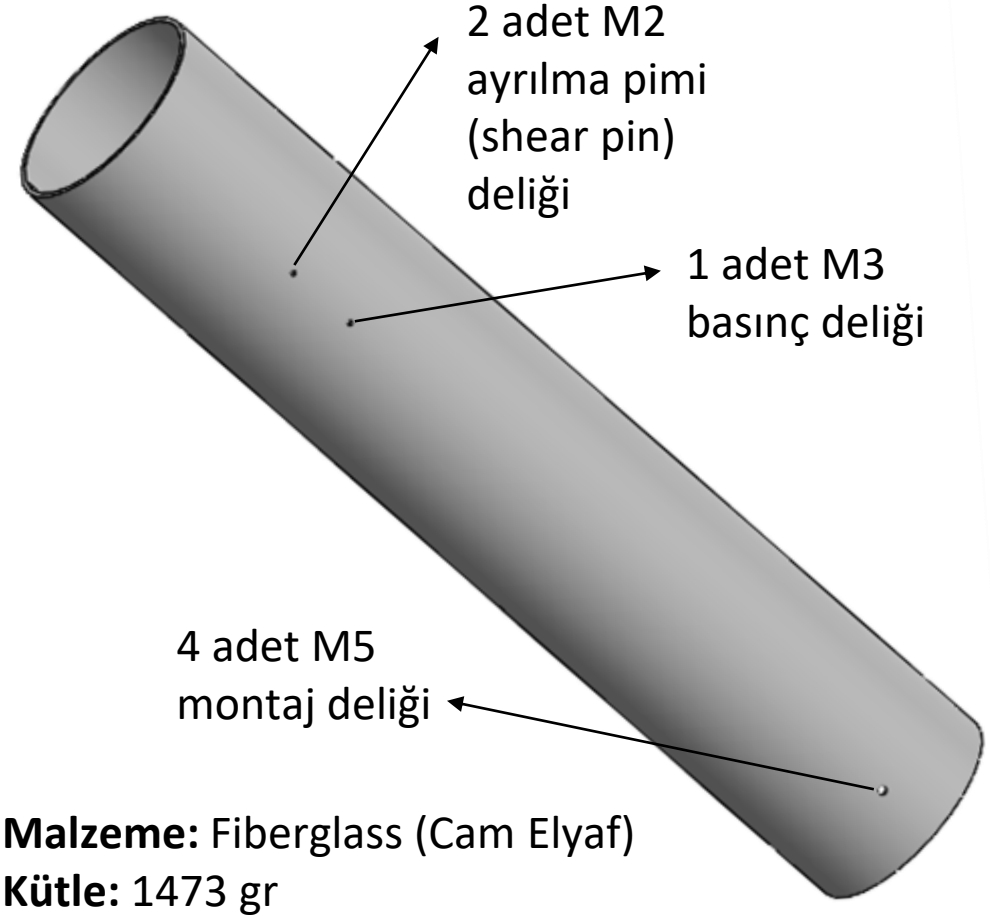
Malzeme [3],[4]	Yoğunluk (g/cm³)	Kütle (g)	Akma Mukavemeti (MPa)	Elastisite Modülü (GPa)	Isıl Dayanım	Maliyet	Üretilebilirlik
Fiberglass	1.85	606	1280	120	Yüksek	Yüksek	Düşük
Alüminyum	2.71	884	110	69	Düşük	Düşük	Yüksek

Kanatçık Sayısı Tablosu

Kanatçık Sayısı	İrtifa (m)	Mach	0.3 Mach'daki stabilite
3	3140	0,80	2,02
4	3070	0,79	2,8

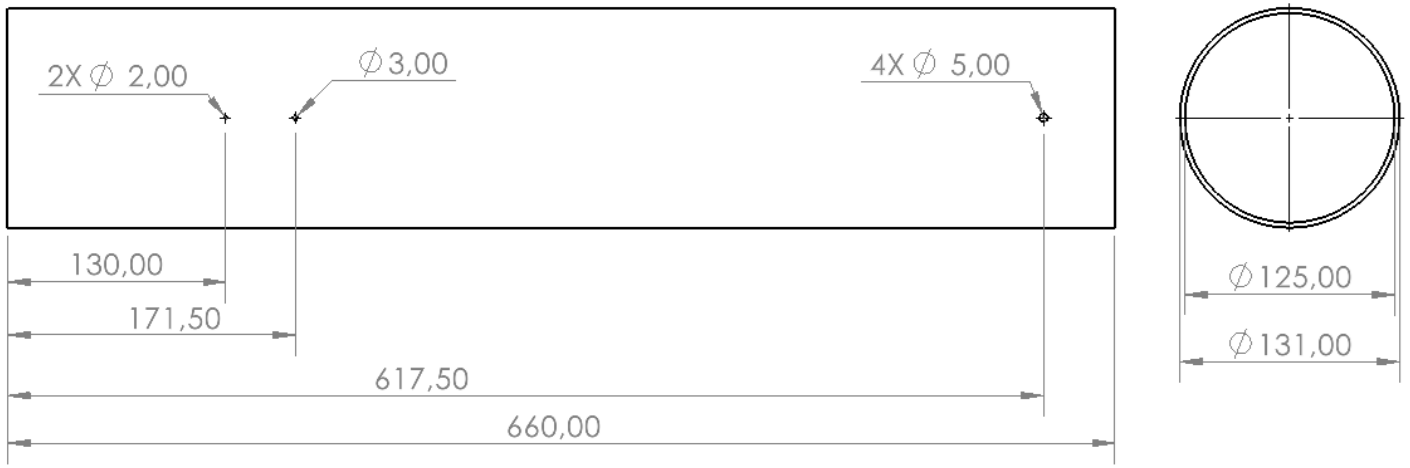
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Üst Gövde



Malzeme: Fiberglass (Cam Elyaf)
Kütle: 1473 gr

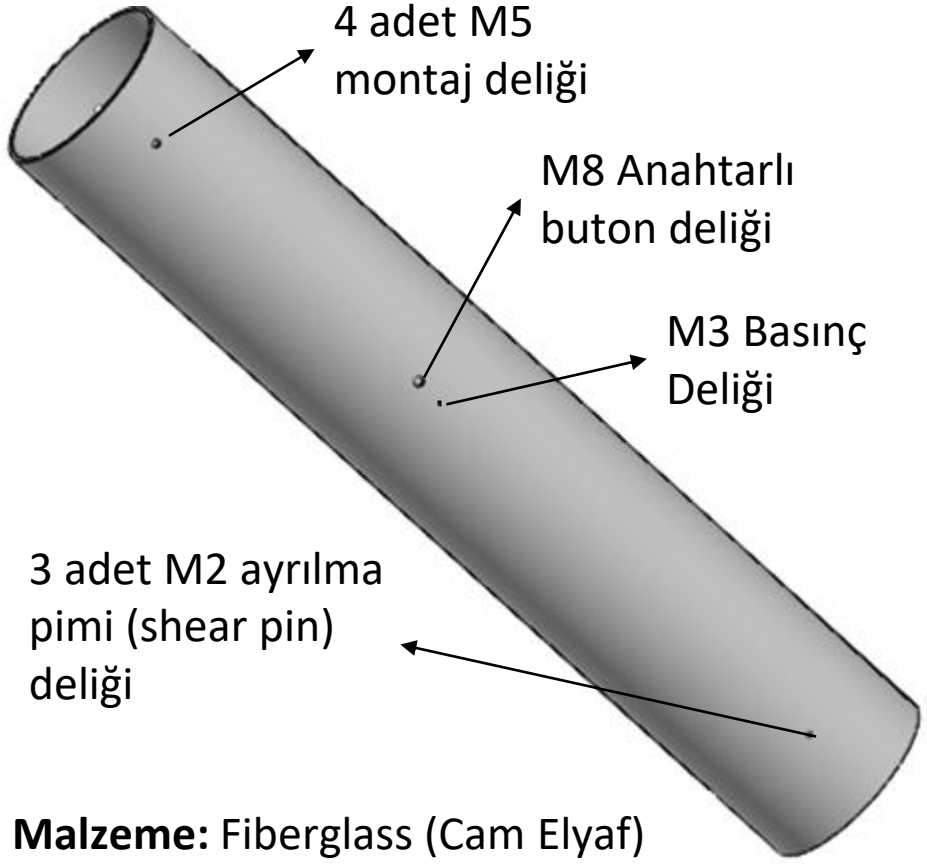
Ölçüler mm'dir.



Üst Gövdenin Görevi : Üst gövde, burun konisi ile üst entegrasyon gövdesi arasındaki bağlantıyı sağlamaktadır. Üst gövde ile burun konisi arasındaki bağlantı 2 adet ayrılma pimi (shear pin) ile gerçekleşecektir. 2. ayrılma sistemi aktifleştiği zaman bu ayrılma pimleri (shear pinler) kırılarak ayrılma sistemini gerçekleştirecektir. Üst gövde içerisine burun konisi omuz kısmı 210 mm (çapın 1.603 katı) kadar girmektedir. Aynı şekilde üst entegrasyon gövdesi ise 105 mm (çapın 0.801 katı) kadar içeri girmektedir. Üst gövde içerisinde ana paraşüt ve halatlar yer almaktadır.

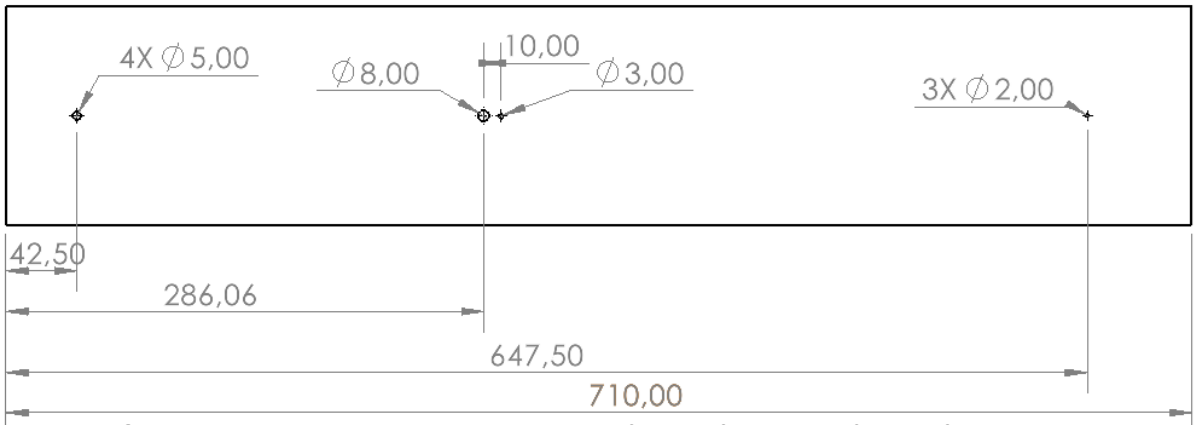
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

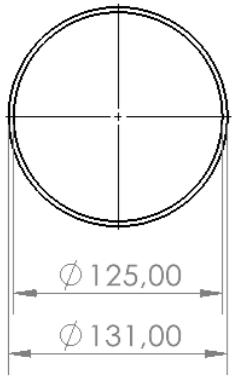
Orta Gövde



Malzeme: Fiberglass (Cam Elyaf)
Kütle: 1585 gr

Ölçüler mm'dir.

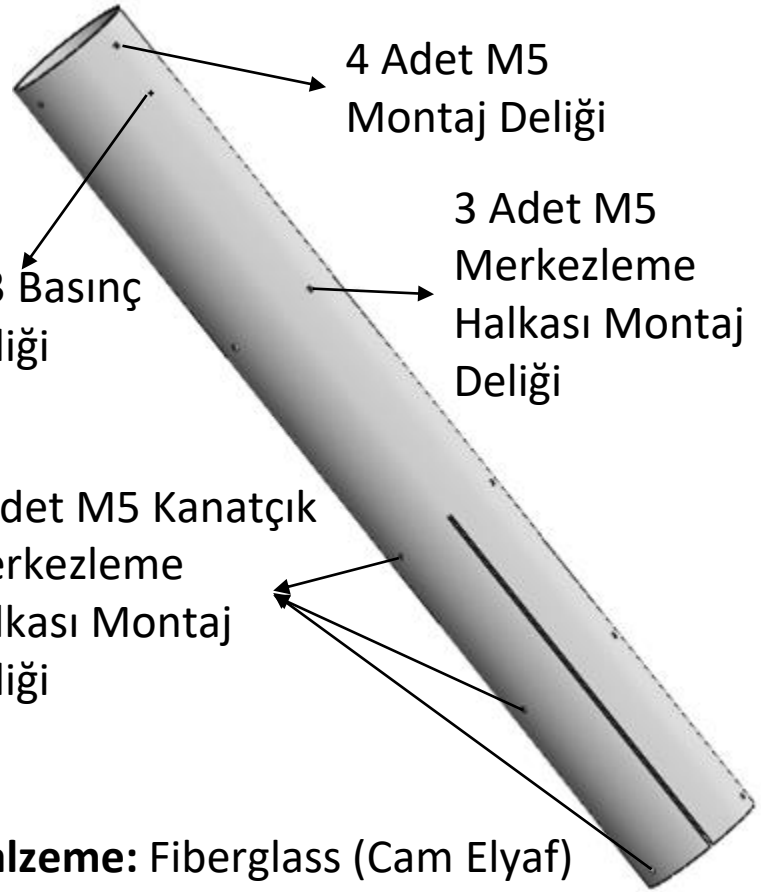




Orta Gövdenin Görevi : Orta gövde, alt gövde ile üst entegrasyon gövdesi arasındaki bağlantıyı sağlamaktadır. Orta gövde ile üst entegrasyon gövdesi arasında bağlantı 4 adet M5 cıvata ile gerçekleşecektir. Orta gövde ile alt gövde arasındaki bağlantı alt entegrasyon gövdesi ile sağlanacaktır. Alt entegrasyon gövdesinin orta gövde ile montajı ise 3 adet M2 ayrılma pimleri (shear pinler) ile gerçekleşecektir. 1. ayrılma sistemi aktifleştiği zaman 3 adet ayrılma pimi (shear pin) kırılarak gövdeleri birbirinden ayıracaktır. Orta gövde içerisine üst entegrasyon gövdesi 105 mm (çapın 0.801 katı) kadar, alt entegrasyon gövdesi ise 125 mm (çapın 0.954 katı) kadar girmektedir. Orta gövde içerisinde görev yükü, görev yükü paraşütü, sürüklenme paraşütü ve halatlar yer alır.

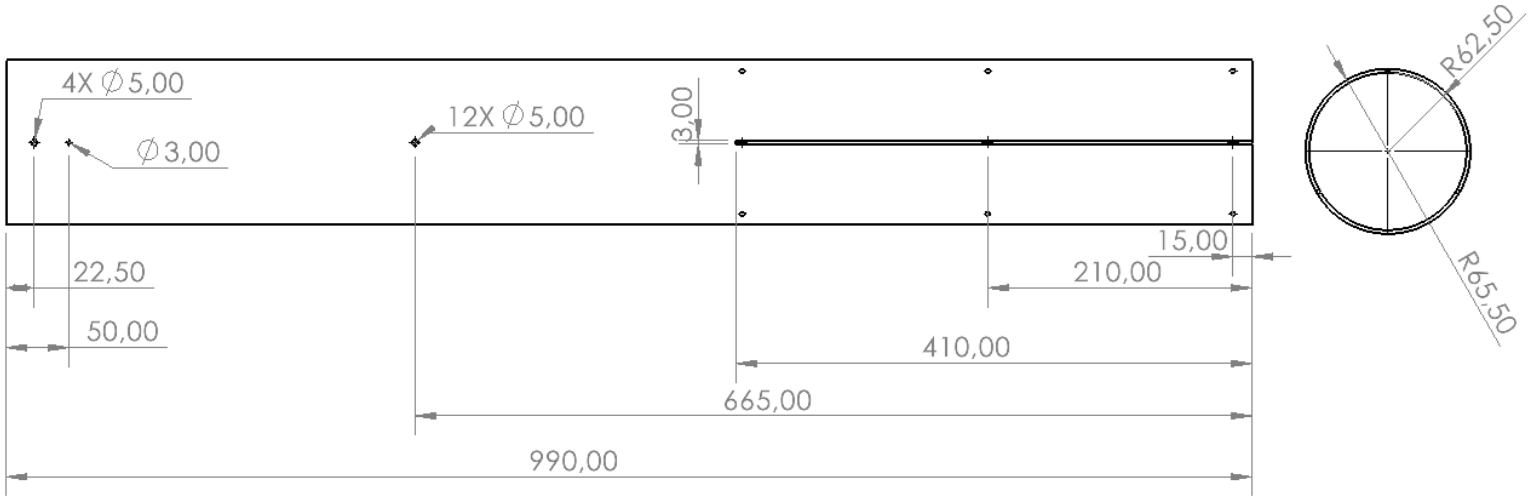
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Alt Gövde



Malzeme: Fiberglass (Cam Elyaf)
Kütle: 2209 gr

Ölçüler mm'dir.



Alt Gövdenin Görevi : Alt gövde, alt entegrasyon gövdesi ile orta gövdeye montajlanmaktadır. Alt gövde ile alt entegrasyon gövdesi arasında bağlantı 4 adet M5 cıvata ile gerçekleşecektir. Alt gövde içerisine alt entegrasyon gövdesi 125 mm (çapın 0.801 katı) kadar girmektedir. Alt gövde içerisinde kanatçıklar, merkezleme halkaları, motor bloğu ve motor kapağı yer almaktadır. Kanatçıklar, kanatçık merkezleme halkalarına dışarıda montajlandıktan sonra alt gövdeye M5 cıvatalar ile montajlanacaktır. Motor bloğu ise alt gövdeye ve alt entegrasyon gövdesine 4 adet M5 cıvata ile montajlanacaktır.

Yapısal – Gövde Parçaları

Yapısal-Gövde Parçaları Malzeme Ve Üretim Tablosu			
Parça Adı	Özellik		Kapsam
Üst Gövde, Orta Gövde, Alt Gövde	Malzeme Bilgileri	:	Gövde malzemesi olarak birinci seçenek fiberglass (Cam Elyaf), ikinci seçenek ise alüminyum seçilmiştir. Fiberglass malzemesinin yoğunluğunun düşük olması, yüksek mukavemet değerlerine sahip olması, sinyal geçirgenliğinin yüksek olması, farklı geometrilerde üretilebilmesi, şeklinin bozulmaya dirençli olması ve üretiminin ekonomik olarak avantajlı olması gibi sebeplerden dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Alüminyum malzemesinin fiberglass'a (Cam Elyaf) göre yoğunluğunun yüksek olması, mukavemetinin düşük olması ve sinyal geçirgenliğinin düşük olması nedenlerinden dolayı ikinci malzeme olarak seçilmiştir.
	Üretim Yöntemleri	:	Üretim yöntemi olarak birinci seçenek elle yatırma, ikinci seçenek ise sürekli elyaf sarma (Filament Winding) seçilmiştir. Elle yatırma yöntemi az maliyetli olması ve üretilecek ürünün boyutunda herhangi bir kısıtın olmaması gibi avantajlardan dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Sürekli elyaf sarma (Filament Winding) yönteminin elle yatırma yöntemine göre maliyetinin fazla olmasından dolayı ikinci seçenek olarak seçilmiştir. Elle yatırma yönteminin üretilecek gövdelerin kalitesi direk olarak üreten kişinin yeteneğine bağlıdır. Üniversite hocalarımızdan yardım alarak gövdeleri kaliteli bir şekilde üretmeyi planlamaktayız.

Yapısal – Gövde Parçaları

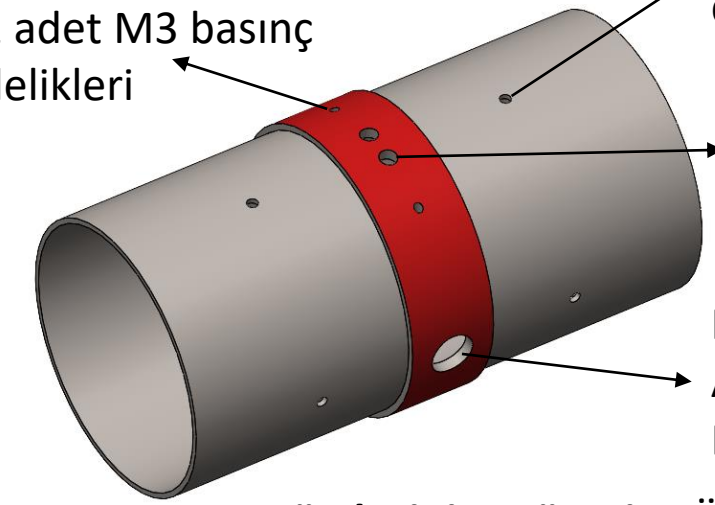
Yapısal-Gövde Parçaları Malzeme Özellikleri Tablosu							
Malzeme [3],[4],[6], [7], [16]		Yoğunluk (g/cm^3)	Akma Mukavemeti (MPa)	Elastisite Modülü (GPa)	Isıl Dayanımı	Maliyet	Üretilebilirlik
Fiberglass (Cam Elyaf)	:	1.85	1280	120	Yüksek	Düşük	Yüksek
E-Glass Fiber	:	2.6	3400	73	Yüksek	Düşük	Düşük
Epoksi Reçine	:	1.16	54.6	3.78	Düşük	Yüksek	Yüksek
Alüminyum (6061)	:	2.7	310	75	Düşük	Yüksek	Düşük

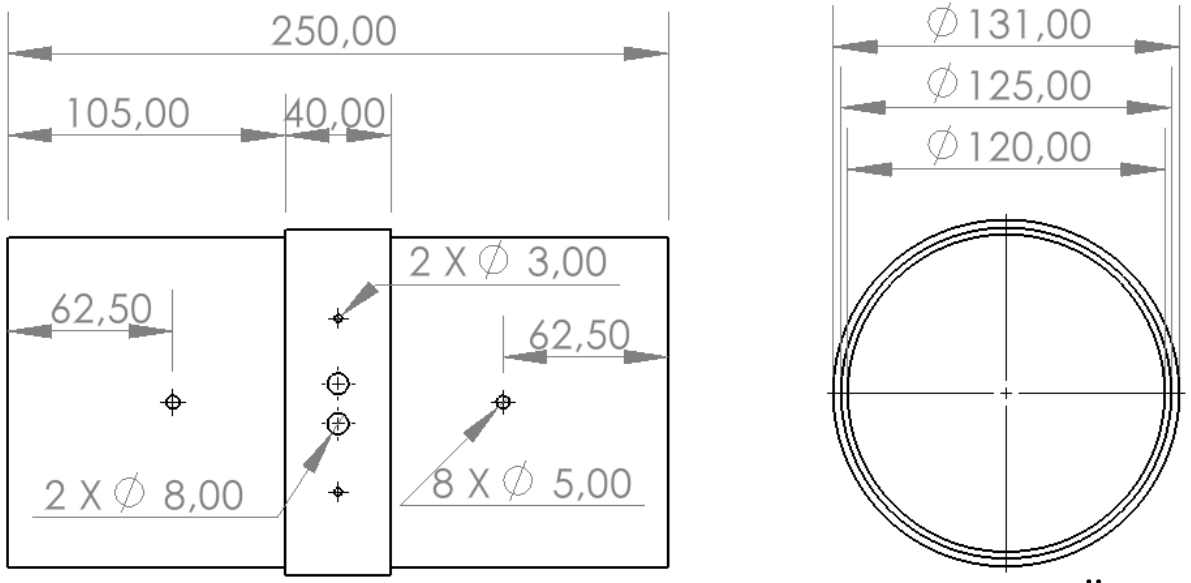
Kompozit Gövde Parametrelerinin Belirlenmesi : Ansys Workbench içerisindeki ACP (Pre) modülü kullanılmıştır. E-Glass fiber ve Epoksi reçine kullanılarak kompozit gövdelere fiber sarma simülasyonu yapılmıştır. Farklı kalınlık ve katman sayıları denenmiştir. Sonuç olarak roketimiz için en uygun değerlerin 1 mm kalınlığında 3 katman olduğu belirlenmiştir. Ayrıca sarım açıları değiştirilerek farklı açılarda ve roketin üzerindeki farklı gerilme durumlarında (basma-çekme, bükme, burkulma) sonuçlar incelenmiştir. Sonuç olarak roketimiz için en uygun sarım açısının 22.5 derece olduğuna karar verilmiştir. Bu değerler belirlenirken üretilebilirlik de göz önüne alınmıştır. Kompozit gövdelerin parametreleri bu şekilde belirlenip üretim bu parametrelere göre yapılması planlanmaktadır.

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

Üst Entegrasyon Gövdesi

Ölçüler mm'dir.

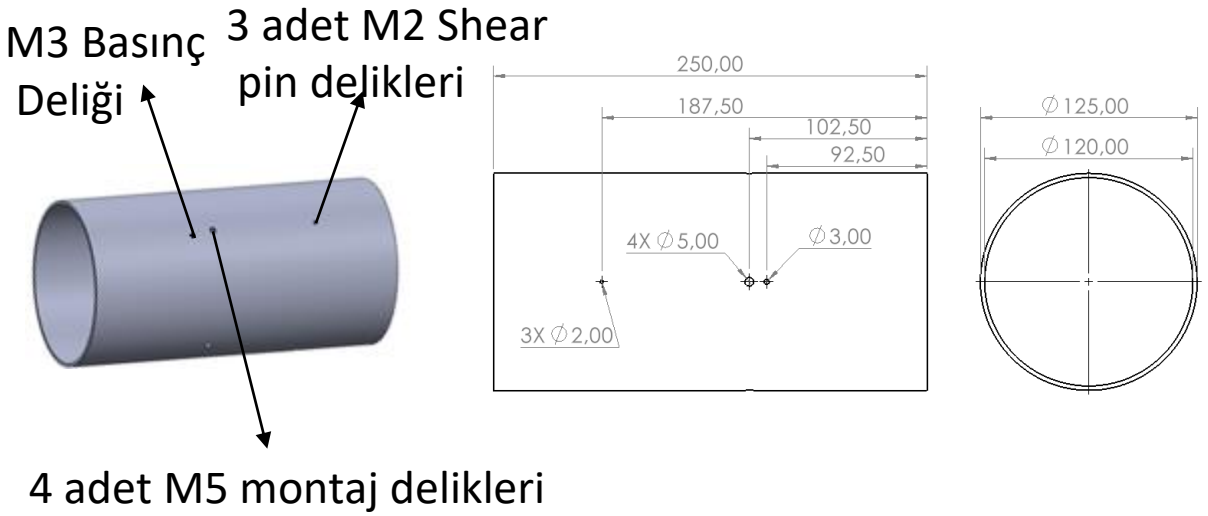




Üst Entegrasyon Gövdesinin Görevi : Üst entegrasyon gövdesi içerisinde 1. ve 2. aviyonik sistem bulunmaktadır. Üzerinde bulunan 8 adet M5 montaj delikleri ile üst ve orta gövdeye sabitlenecektir. Üst ve orta gövdeye 105 mm (çapın 0.801 katı) kadar girecektir. Üst entegrasyon gövdesi üzerinde bulunan alt huş kapağa birincil kurtarma sistemi, üst kapağa ise ikincil kurtarma sistemi montajı yapılacaktır. Hakem altimetresi bu gövde içerisinde bulunacaktır. Hakem altimetresi için entegrasyon gövdesi üzerinde kapak bulunmaktadır. Bu kapak açılarak hakem altimetresi aviyonik sistemlerin bulunduğu huş tahta plaka üzerinde bulunan hakem altimetresi montaj kabına montajlanacaktır. Daha sonra kapak kapatılarak hakem altimetresi montajı tamamlanacaktır. Aviyonik sistem aktifleştirme anahtarlı butonları roket nozülünden 1720 mm uzaklıkta bulunmaktadır.

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

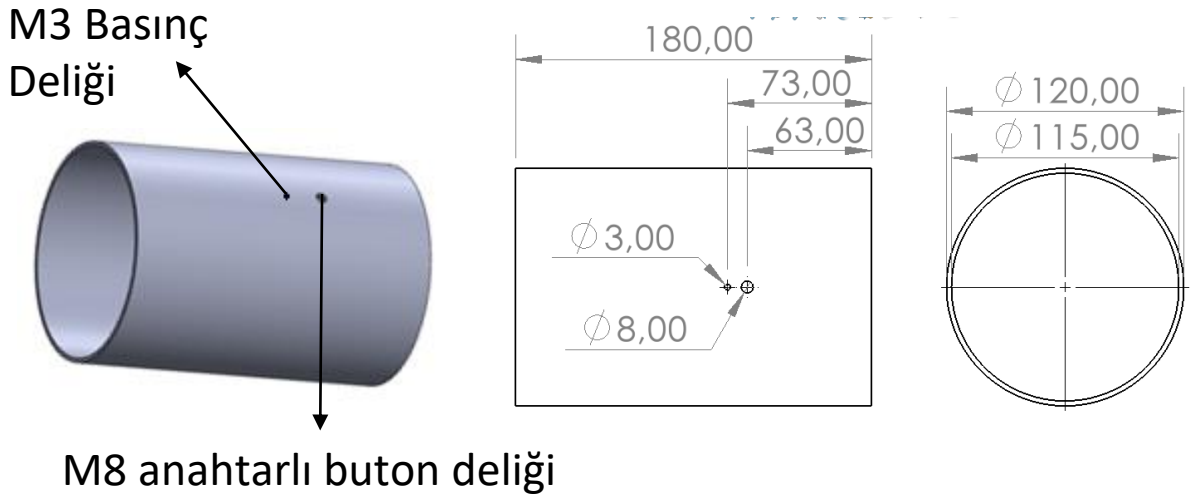
Alt Entegrasyon Gövdesi



Alt Entegrasyon Gövdesinin Görevi : Alt entegrasyon gövdesi alt gövdeye 4 adet M5 civata ile, orta gövdeye ise 3 adet M2 ayrılma pimi (shear pin) ile sabitlenecektir. Alt entegrasyon gövdesi orta ve alt gövdeye 125 mm (çapın 0.801 katı) kadar girmektedir. 2. kurtarma sistemi aktifleştiğinde 3 adet shear pin kırılarak alt ve orta gövdeyi birbirinden ayıracaktır.

Görev Yükü Gövdesi

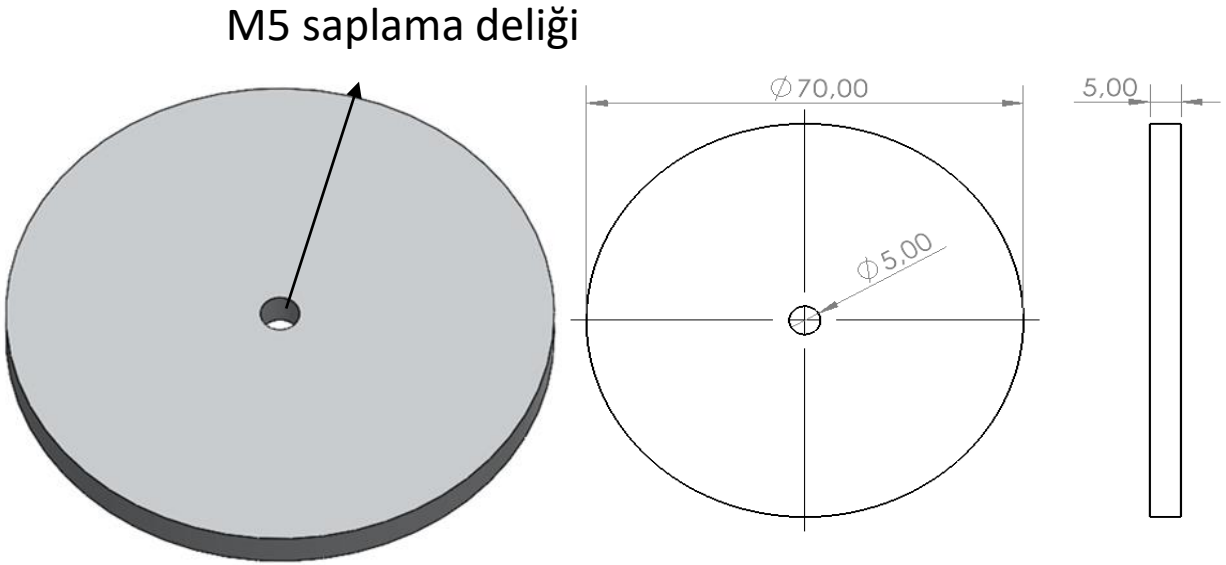
Ölçüler mm'dir.



Görev Yükü Gövdesinin Görevi : Görev yükü gövdesinin içerisinde yük, görev yükü aviyoniği, M5 saplamalar ve huş kapaklar bulunmaktadır. Görev yükü aviyonik sistemi görev yükü üzerinde bulunan M8 anahtarlı buton deliği sayesinde rampada aktifleşecektir. Üst ve alt kısımlardaki kapaklardan M5 saplamalar geçirilerek M5 somunlar ile montajlanacaktır.

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

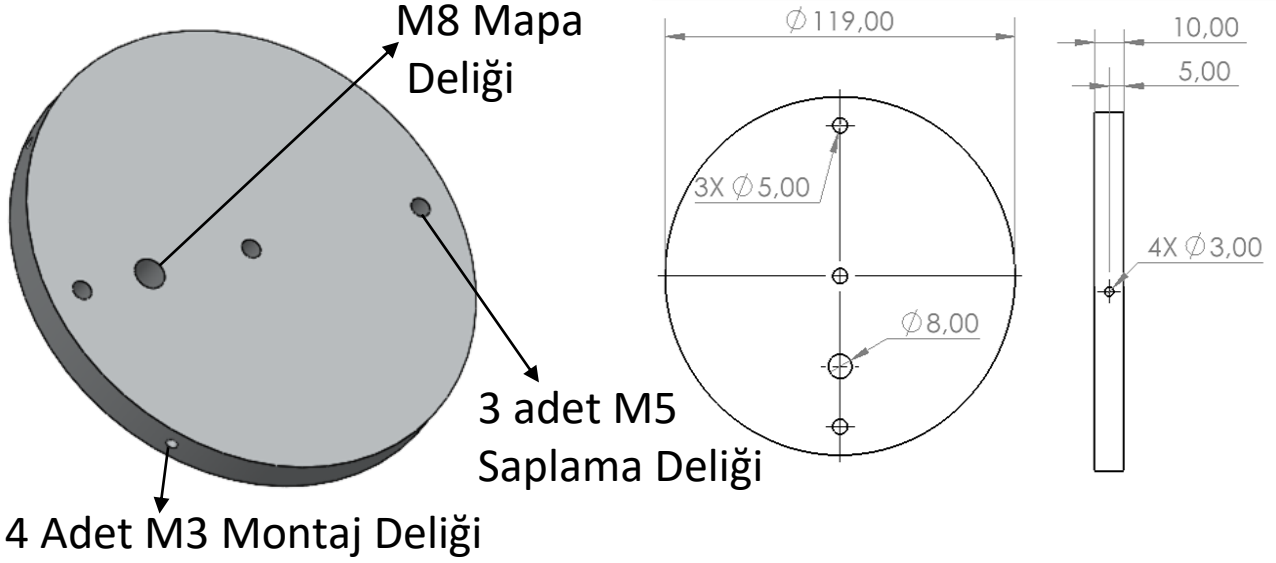
Burun Ucu Diski



Burun Ucu Diski Görevi : M5 saplama ile montajlanan burun ucu diski burun konise epoksi ile yapıştırılacaktır. M5 saplama, burun konisi içindeki kapakların montajının gerçekleştirilmesi için kullanılmaktadır. Burun ucu diski saplamaların radyal yönde sabitlenmesinde kullanılacaktır.

Burun Konisi Kapağı

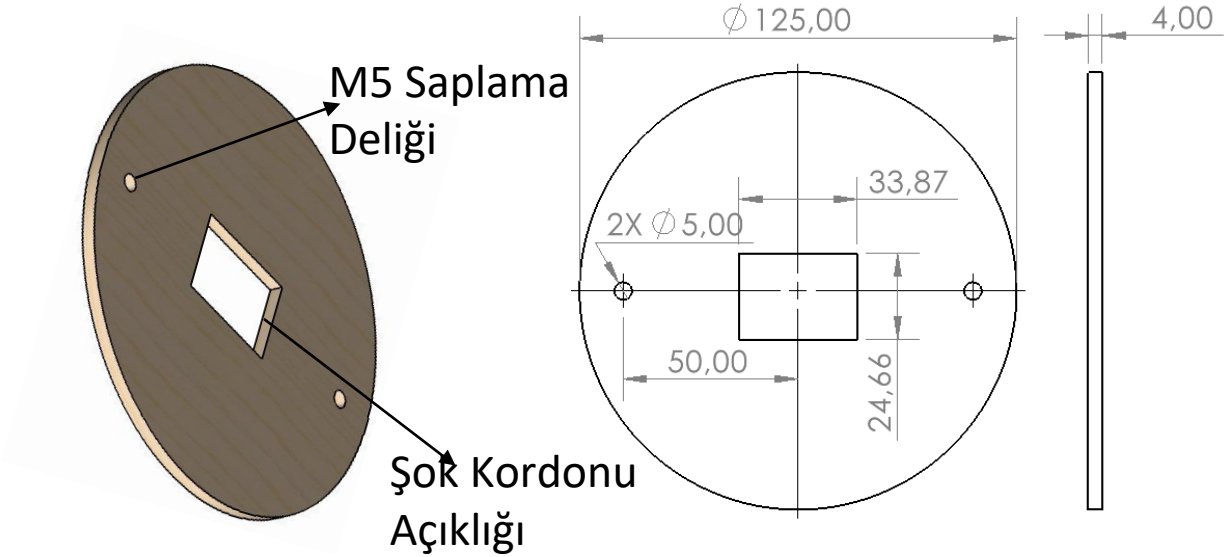
Ölçüler mm'dir.



Burun Konisi Kapağı Görevi : Üzerine mapa ve saplamalar sabitlenecektir. Saplamalar burun omuz kapağının sabitlenmesinde kullanılacaktır. Üzerindeki M8 mapa şok kordonu yardımıyla burun konisi ve roketin birbirinden ayrılmamasında kullanılacaktır. Ayrıca 4 adet M3 cıvata ile burun konisi omuzluğuna sabitlenecektir.

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

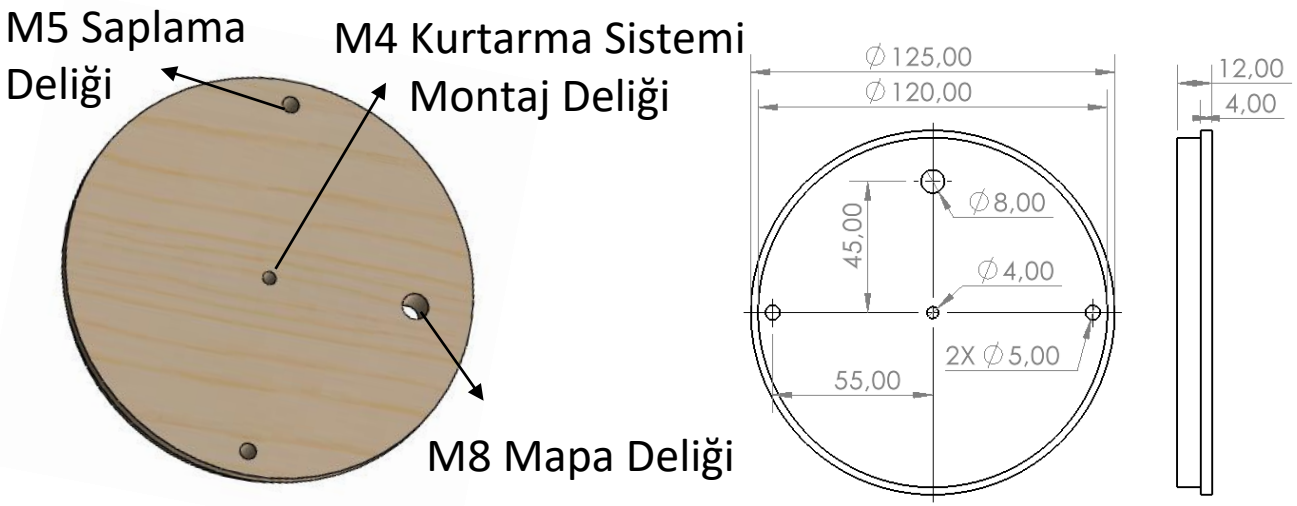
Burun Omuzluğu Kapağı



Burun Omuzluğu Kapağı : Roketteki ikincil kurtarma sistemi aktifleştiği zaman ana paraşütün burun omuzluğunun içine girmesini engellemek amacıyla kullanılmaktadır. Burun konisi kapağındaki saplamalara sabitlenecektir. Ortasındaki açıklıktan paraşütün şok kordonu geçirilip burun konisi kapağındaki mapaya fırdöndü ve karabina yardımıyla montajlanacaktır.

Üst Entegrasyon Gövdesi Kapağı

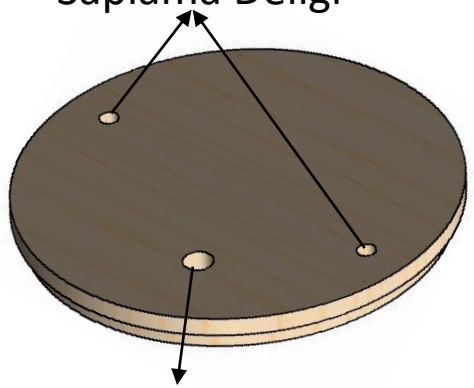
Ölçüler mm'dir.

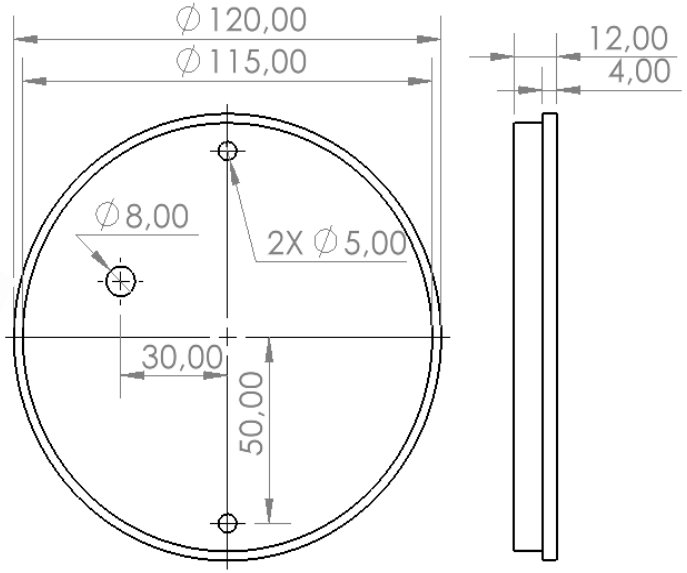


Üst Entegrasyon Gövdesi Kapağı : Aviyonik sistemin içinde bulunduğu üst entegrasyon gövdesinin kapaklarıdır. Alt ve üst olmak üzere 2 tanedir. Ayrıca bu kapaklara, kurtarma sistemleri M4 mercimek başlı civata ile montajlanacaktır. Kapaklardan M5 saplamalar geçirilip alt ve üst taraftan M5 somunlar ile sabitlenecektir. M8 montaj deliğine mapa montajlanıp mapaya fırdöndü ile paraşütün şok kordonu bağlanacaktır.

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

Görev Yükü Tüpü Kapağı

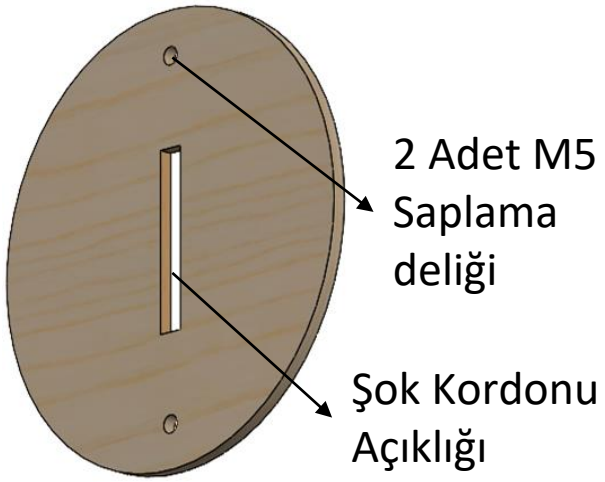


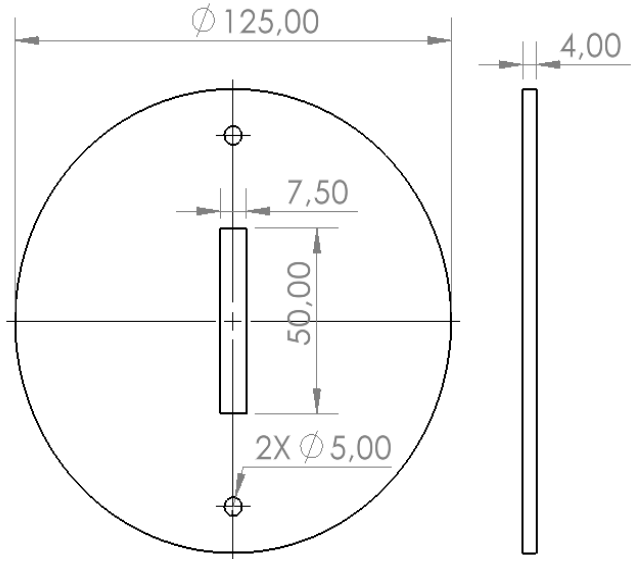


Görev Yükü Tüpü Kapağı : Görev yükü tüpünün alt ve üst tarafına montajlanacaktır. Alt ve üst olmak üzere 2 tanedir. 2 adet M5 saplama ile görev yükü montajlanacaktır. Görev yükü tüpü kapağının alt tarafındaki deliğe M8 mapa montajlanacaktır.

Alt Entegrasyon Gövdesi Kapağı

Ölçüler mm'dir.



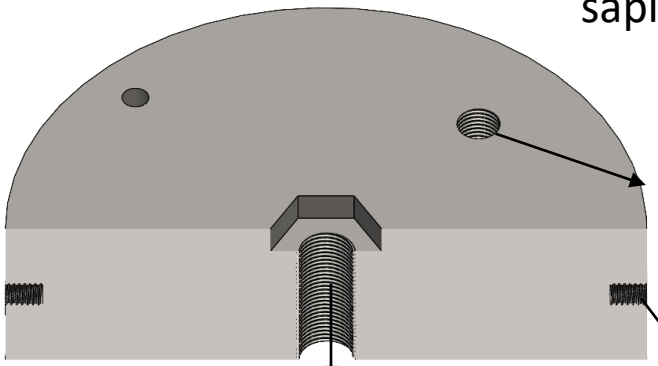


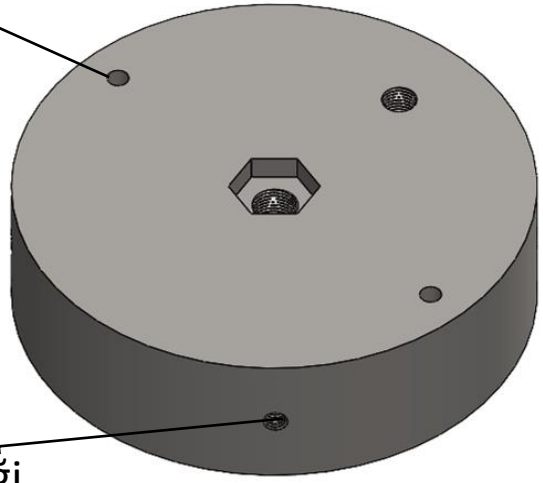
Alt Entegrasyon Gövdesi Kapağı Görevi : Roketteki sıcak gaz üretecinin patlaması sonucunda paraşütün alt entegrasyon gövdesinin içine girmesini engellemek amacıyla kullanılacaktır. 2 adet M5 saplama ile alt entegrasyon gövdesine sabitlenecektir. Ortasındaki açıklıktan paraşütün şok kordonu geçirilip M8 mapaya fırdöndü yardımı ile sabitlenecektir.

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

Motor Bloğu

Ölçüler mm'dir.



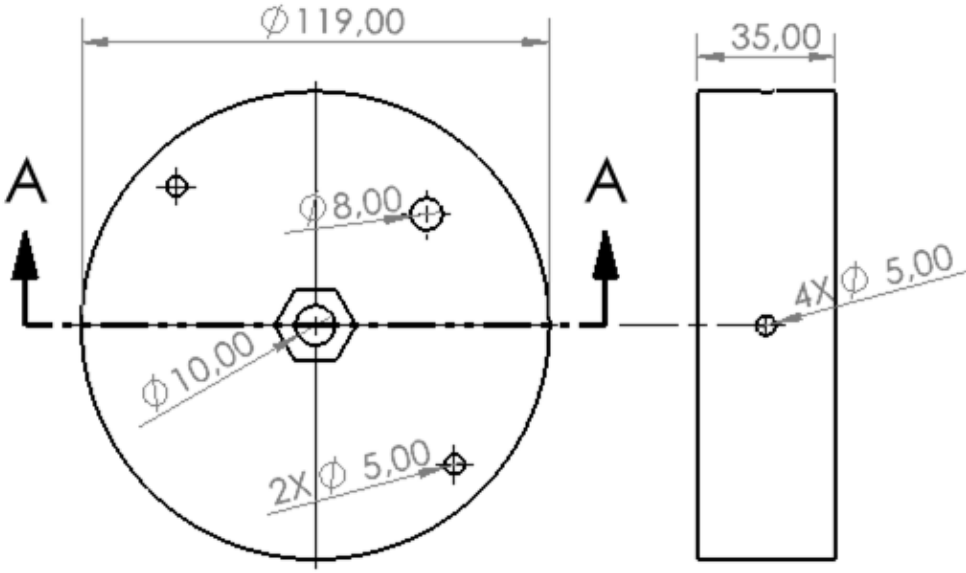


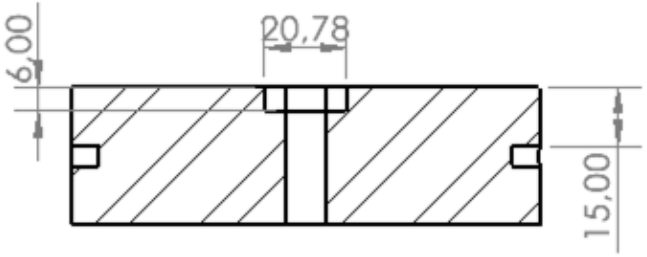
2 adet M5 saplama deliği

M8 mapa deliği

3/8-16 UNC motor cıvatası deliği

4 adet M5 montaj deliği



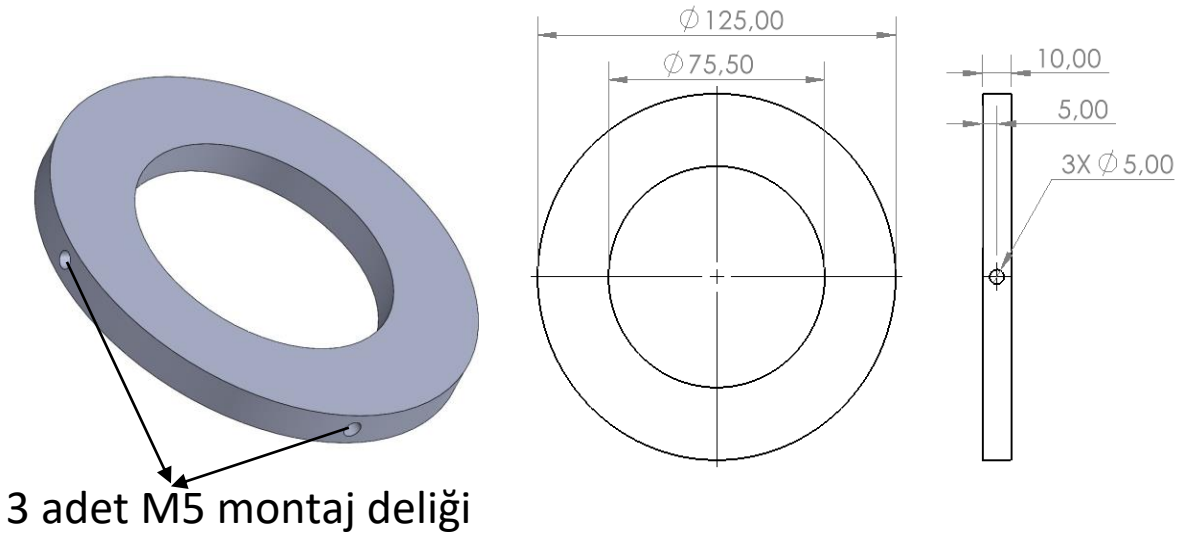


KESIT A-A

Motor Bloğunun Görevi : Motor bloğu roket motorundan aldığı itki kuvvetini roket gövdesine iletir. Motor bloğu 4 adet M5 cıvata ile alt gövdeye ve alt entegrasyon gövdesine sabitlenecektir. Motor bloğuna M8 mapa sabitlenecektir. 2 adet M5 saplama ile alt entegrasyon gövdesi kapağı montajlanacaktır. Motor bloğundaki 3/8-16 UNC cıvata deliğine motor cıvatası sabitlenecektir. En son roket motoru rokete montajlanırken motor bu cıvata ile rokete eksenel ve radyal yönde sabitlenecektir.

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

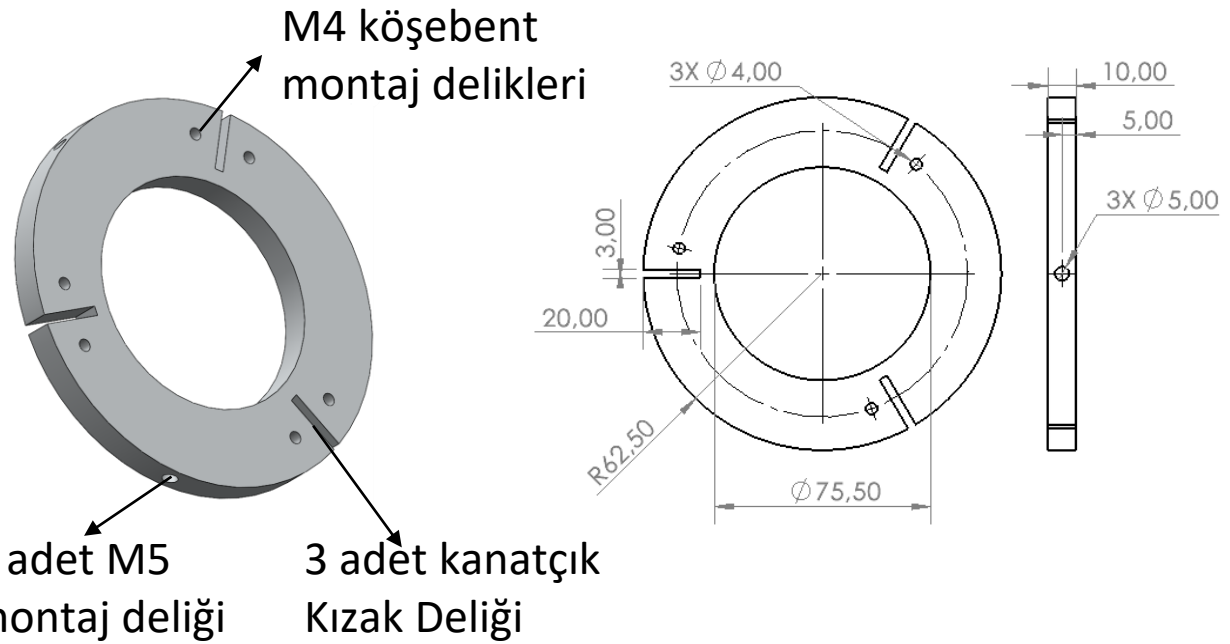
Merkezleme Halkası



Merkezleme Halkasının Görevi : Roket motorunun radyal yönde sabitlenmesinde kullanılacaktır. 3 adet M5 cıvata ile alt gövdeye sabitlenecektir.

Kanatçık Merkezleme Halkası

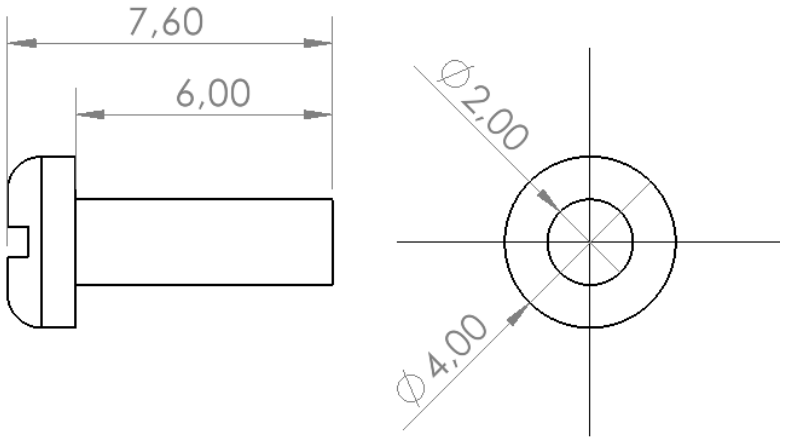
Ölçüler mm'dir.



Kanatçık Merkezleme Halkasının Görevi : Kanatçık merkezleme halkaları hem kanatçıkların sabitlenmesinde hem de roket motorunun eksenel ve radyal yönde sabitlenmesinde kullanılacaktır. M4 civata ile köşebentler sabitlenecek daha sonra ise 3 adet M5 cıvata ile alt gövdeye sabitlenecektir.

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

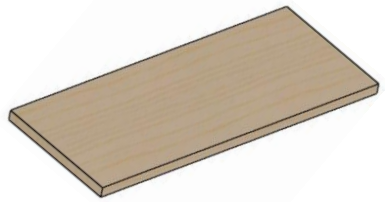
M2 Ayrılma Pimi (Shear Pin)

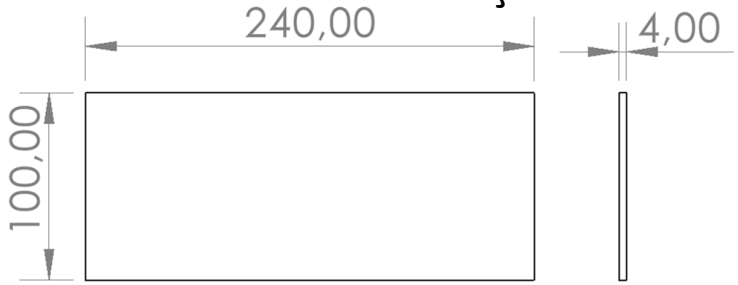


Ayrılma Pimi : Rokette toplam 5 adet M2 Ayrılma pimi (Shear Pin) kullanılacaktır. Burun omuzluğu ile üst gövde arasında 2 adet kullanılacak olup 2. ayrılma gerçekleştiği zaman bu ayrılma pimleri kırılarak burun konisini ve üst gövdeyi birbirinden ayıracaktır. Alt entegrasyon gövdesi ile orta gövde arasında 3 adet kullanılacak olup 1.kurtarma sistemi aktifleştiği zaman bu ayrılma pimleri kırılarak gövdeleri birbirinden ayıracaktır. Böylece ayrılma gerçekleşecektir.

PCB Tahta

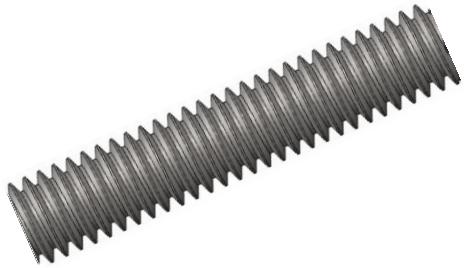
Ölçüler mm'dir.





PCB Tahta : Üzerine aviyonik sistem montajlanacaktır. Aviyonik sistemin içerisinde bulunan kart, sensörler ve piller bu PCB tahta üzerine montajlanacaktır.

M5 Saplama



Roket içerisinde birçok farklı uzunlukta M5 saplama kullanılacaktır. Ticari olarak temin edileceğinden teknik resmi yoktur.

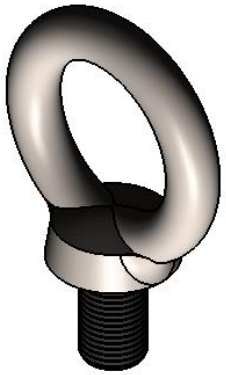
Saplama : Roket içerisindeki birçok parçanın montajlanmasında M5 saplama M5 somunlar ile beraber kullanılacaktır.

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

Ölçüler mm'dir.

M8 Mapa

M8 Mapa : Roket içerisindeki paraşütlerin şok kordonları ile gövde montajlanmasında kullanılacaktır. Şok kordonunun ucuna sırasıyla fırdöndü, karabina ve tekrardan fırdöndü takılıp M8 mapaya montajlanacaktır. Mapalar da huş plakalara montajlanacaktır. Rokette toplamda 5 adet M8 mapa kullanılacaktır. Ticari olarak temin edileceğinden teknik resmi yoktur.



Fırdöndü

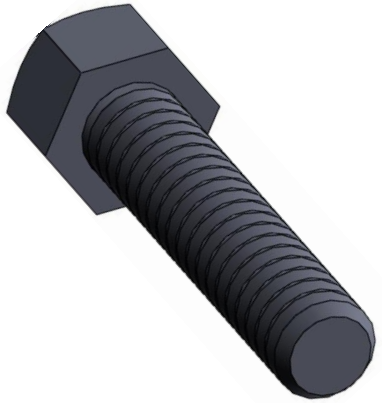
Fırdöndü : Roket içerisindeki şok kordonlarının mapalara bağlanmasında karabinayla beraber kullanılacaktır. Ticari olarak temin edileceğinden teknik resmi yoktur.

Karabina

Karabina : Roket içerisindeki şok kordonlarının mapalara bağlanmasında fırdöndüye bağlanırken kullanılacaktır. Ticari olarak temin edileceğinden teknik resmi yoktur.

3/8-16 UNC Cıvata

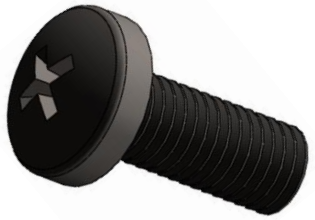
3/8-16 UNC Motor Cıvatası : Rokette kullanılacak motorun üst kısmından motor bloğunun ortasındaki montaj deliğine geçirilerek motorun montajı yapılacaktır. Ticari olarak temin edileceğinden teknik resmi yoktur.

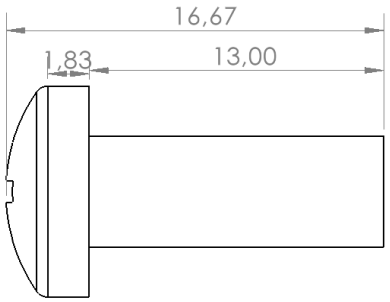


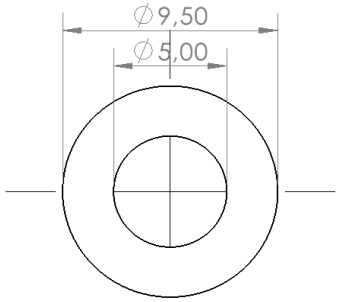
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Ölçüler mm'dir.

M5 Cıvata

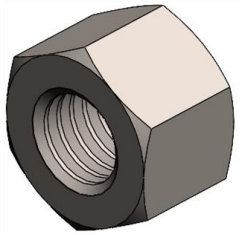


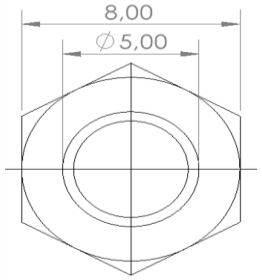


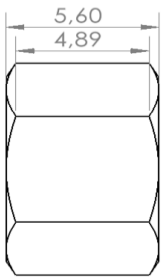


M5 Cıvata : Roket içerisindeki montajlanacak parçalar arasında somunlar ile beraber kullanılacaktır. Şekli Yassı başlı yıldız cıvatadır.

M5 Somun

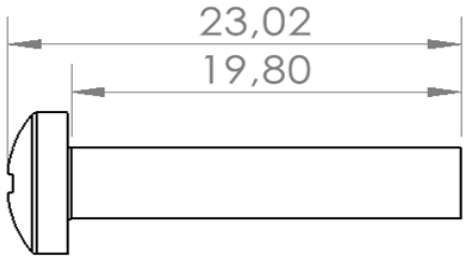


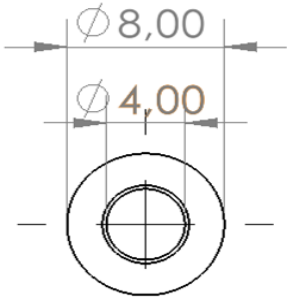




M5 Somun : Roket içerisindeki parçaların saplama ve cıvata ile montajlarında sıkıştırmak için kullanılacaktır. M5 somunun stili altıgen somun stilidir.

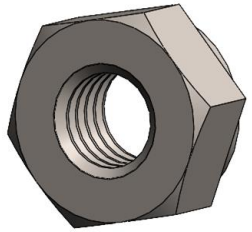
M4 Cıvata

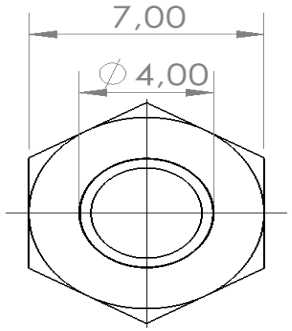


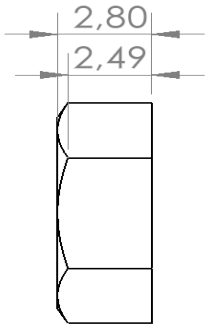


M4 Cıvata : Kanatçıklar ve kanatçık merkezleme halkasında M4 somunlar ile beraber kullanılacaktır. Şekli Yassı başlı yıldız cıvatadır. Kanatçık ve kurtarma sisteminde kullanılacaktır.

M4 Somun



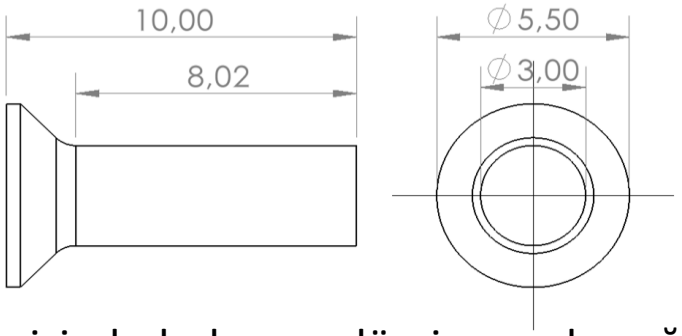




M4 Somun : Roket içerisindeki kanatçıklar ile kanatçık merkezleme halkasının montajlanmasında M4 cıvatalar ile beraber kullanılacaktır. M4 somunun stili altıgen somun stilidir.

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

M3 Cıvata



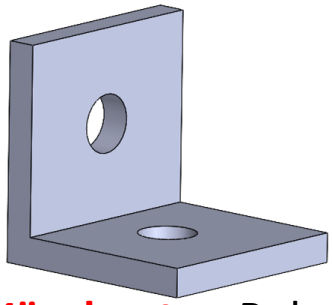
M3 Cıvata : Burun konisi içerisinde bulunan alüminyum kapağın burun konisine montajlanmasında kullanılacaktır. Toplamda 4 adet kullanılacaktır. Şekli Havşa başlı yıldız cıvatadır.

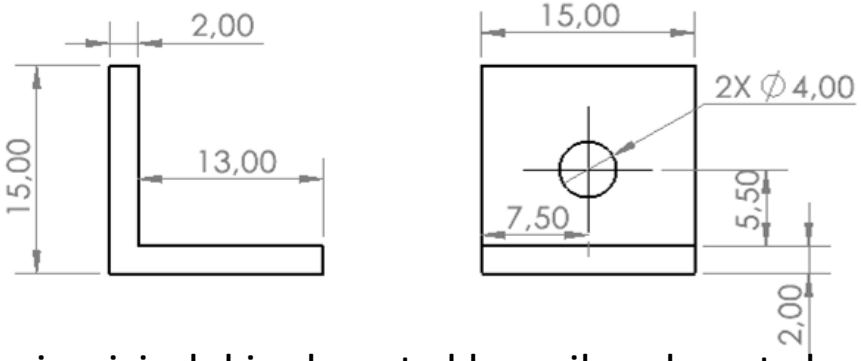
M4 Uzun Cıvata

M4 Cıvata : Roket içerisindeki motor kapağının kanatçık merkezleme halkasına montajlanmasında kullanılacaktır. Şekli Yassı başlı yıldız cıvatadır.

Köşebent

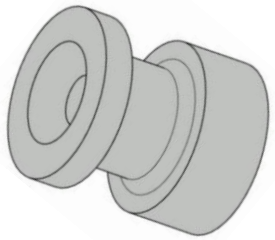
Ölçüler mm'dir.





Köşebent: Roket içerisindeki kanatçıklar ile kanatçık merkezleme halkasının montajlanmasında M4 somunlar ve M4 cıvatalar ile beraber kullanılacaktır. Toplamda 9 adet bulunmaktadır. Her bir kanatçık 3 adet köşebent ile kanatçık merkezleme halkasına montajlanmaktadır.

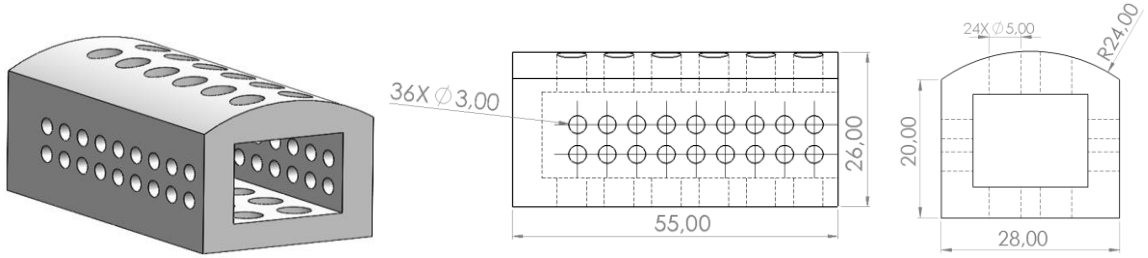
Kaydırma Ayağı



Kaydırma Ayağı: Roketimizde 2 adet kaydırma ayağı vardır. Biri motor bölümünde, diğeri ise roketin ağırlık merkezini iki kaydırma ayağının arasına alacak şekilde tasarımı yapılmıştır. M4 civata ile rokete sabitlenecektir.

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

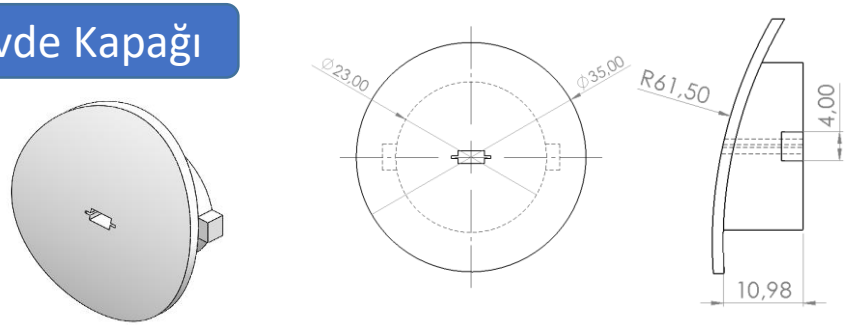
Hakem Altimetresi Haznesi



Hakem Altimetresi Haznesi Görevi : Üst entegrasyon gövdesi içinde bulunmaktadır. İçerisine hakem altimetresi montajlanacaktır.

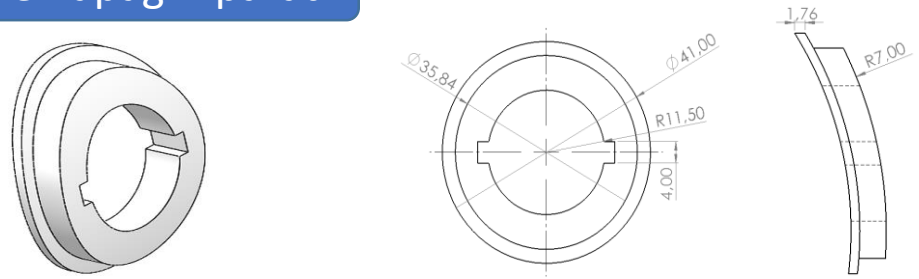
Gövde Kapağı

Ölçüler mm'dir.

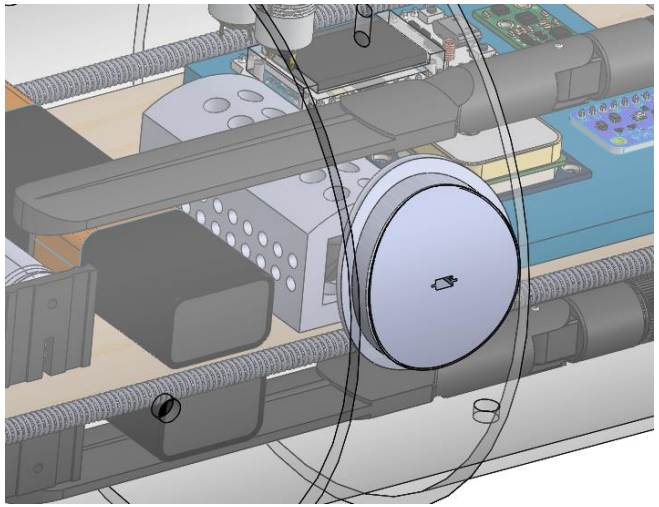


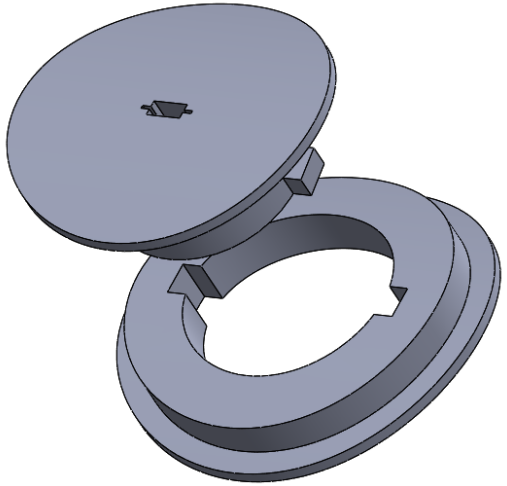
Gövde Kapağı Görevi : Üst entegrasyon gövdesi üzerindeki hakem altimetresinin konulması için açılan deliğe gövde kapak aparatının üzerine montajlanacaktır.

Gövde Kapağı Aparatı



Gövde Kapak Aparatı Görevi : Üst entegrasyon gövdesi üzerindeki hakem altimetresinin konulması için açılan deliğe geçirilecektir. Üzerine gövde kapağı montajlanacaktır.

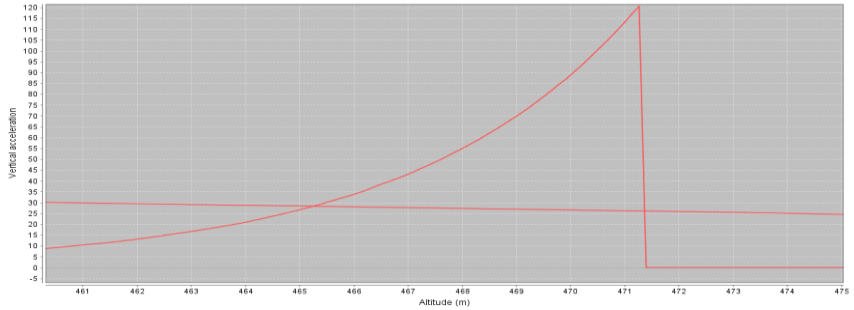




Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Roketimiz ana paraşütü açıldıktan sonra anlık olarak 120.71 m/s^2 ivmeye maruz kalmaktadır. Bu ivmeyi kullanarak G kuvveti belirlenecektir. Daha sonra bu G kuvveti ile şok kordonunun dayanıklılığını test edilecektir.

$$G = \frac{a}{g} = \frac{138{,}057}{9{,}80655} = 14{,}077$$



Dikey İvme – İrtifa Grafiği

Ana paraşüt açıldığı anda şok kordonunun taşıması gereken kütle:

= Roket Toplam Kütle – Yakıt Kütlesi – Görev Yükü – Görev Yükü Paraşütü

= 27,824 - 4,349 – 4,500 – 0,3 = 18,675 kg

Şok kordonunun taşıması gereken asgari kuvvet:

$$F = m * a * S = 18{,}675 * 138{,}07 * 1{,}5 = 3867{,}685N$$

Malzeme: Polyester
Ağırlık: 20 gr/m
Kalınlık: 1 mm
Test Edilmiş Çekme Dayanımı: 4500 N

Polyester Şok Kordonu [12]

Buna göre çekme dayanımı 3867,685 N'dan fazla olan bir şok kordonu tercih edilecektir. Araştırmalar sonucu 4500 N çekme dayanımına sahip polyester malzemeden üretilmiş şok kordonu ROKETTÜRK firmasından tedarik edilecektir. [12]

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

Ayrılma Pimi (shear pin) Adet Hesabı

M2 Ayrılma Pimi (shear pin) Tablosu		
Malzeme	Gerilme Mukavemeti (psi)	Nominal Alan (in^2)
Poliamid	14503	0.00321

İrtifa-Basınç Tablosu			
İrtifa(m)	0	500	3140
Basınç(kPa)	89.9	84.9	69.6
Basınç farkı(psi)	0	0.72	2.94

Birincil Ayrılma

Roket tepe noktasında iken dış basıncı ile roketin iç basıncı arasındaki farktan dolayı oluşacak kuvvete dayanmasına göre ayrılma pimi (shear pin) hesabı yapılmıştır.

$$F = P * A = 2.94 * \left(\frac{\pi * (4.92)^2}{4}\right) = 55.895 \text{ lbf}$$

Bir adet ayrılma piminin kesme dayanımı aşağıdaki gibidir ;

$$14503 * 0.00321 = 46.55\ lbf \quad 46.55 * 0.577 = 26.86\ lbf$$

Ayrılma Pimi adeti : $\frac{55.895\ lbf}{26.86\ lbf} = 2.08$

Bu hesaba göre birincil ayrılmada kullanmamız gereken ayrılma pimi (shear pin) sayısı 3 olarak belirlenmiştir.

İkincil Ayrılma

Roket 500 m irtifada iken dış basıncı ile roketin iç basıncı arasındaki farktan dolayı oluşacak kuvvete dayanmasına göre ayrılma pimi (shear pin) hesabı yapılmıştır.

$$F = P * A = 0.77 * \left(\frac{\pi * (4.92)^2}{4}\right) = 14.639 \text{ lbf}$$

Bir adet ayrılma piminin kesme dayanımı aşağıdaki gibidir ;

$$14503 * 0.00321 = 46.55\ lbf \quad 46.55 * 0.577 = 26.86\ lbf$$

Ayrılma Pimi adeti : $\frac{14.639\ lbf}{26.86\ lbf} = 0.545$

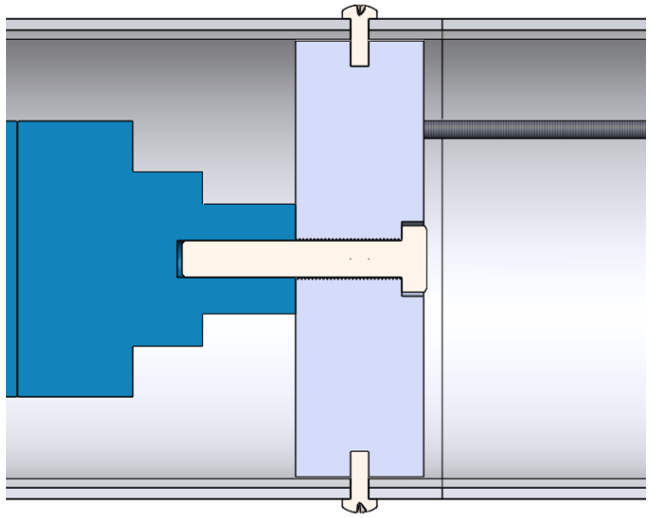
Bu hesaba göre ikincil ayrılmada kullanmamız gereken ayrılma pimi (shear pin) sayısı 2 olarak belirlenmiştir.

[8], [9]

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

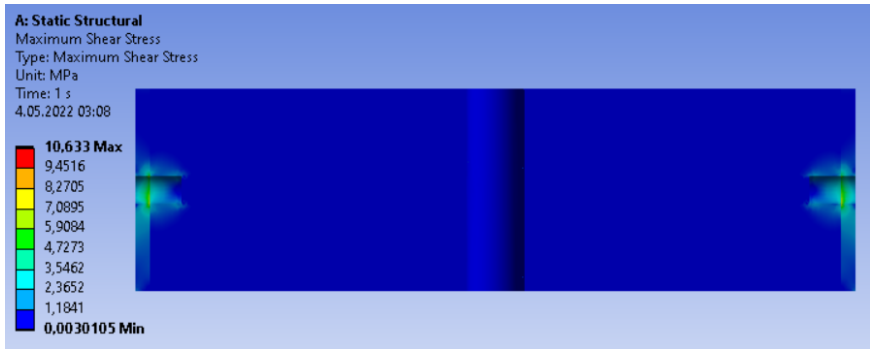
Motor Bloğu M5 Cıvata Dayanımı

M2020 motorun maksimum itkisi : 2649 N
Kullanılan M5 cıvatanın minimum çekme dayanımı : 310 MPa
M5 cıvatanın minimum kesme dayanımı : 310*0.577 = 179 MPa
M5 cıvatanın nominal alanı : 14.2 mm^2
Bu bilgilere göre cıvatanın dayanacağı maksimum kuvvet : 179*14.2=2539 N'dur.
Motor bloğunu alt gövde ve alt entegrasyon gövdesine 4 adet M5 cıvata ile montajlanacaktır. Böylece 2539*4=10159 N olur.
Sonuç olarak kesme kuvvetine göre emniyet katsayısı 10159/2649 = 3.84'dür.



Kesit Görünümü

Yukarıda el ile yapılan dayanım hesaplamasına göre kullanılacak olan M5 cıvataların M2020 motorun maksimum itkisine dayanacağı görülmüştür. Aynı zamanda Ansys içerisinde motor bloğunun M5 cıvata ile alt gövde ve alt entegrasyon gövdesine montajı modellenmiştir. Static structural modülü kullanılarak analiz çözdürülmüştür. Daha sonra bulunan değerler birbirleri ile karşılaştırılmıştır. Sonuçların benzer olduğu görülmüştür.



Analiz Sonucu [8], [9]

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

Yapısal-Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler Malzeme Özellikleri Tablosu						
Malzeme Adı [3],[4],[5], [6], [7], [16]	Yoğunluk (g/cm^3)	Akma Dayanımı (MPa)	Elastisite Modülü (GPa)	Poisson Oranı	Üretilebilirlik	Maliyet
Alüminyum Alaşım 6061	2,70	124-290	68	0,33	Üretimi ve temini diğer alaşımlara göre daha kolaydır.	Diğer alüminyum alaşımlarından daha ucuzdur.
Alüminyum Alaşım 1050	2,705	103-110	69	0,33	Üretimi kolaydır. Diğer alüminyum alaşımlarına göre daha kolay şekil verilebilir.	Temini ve maliyeti Alüminyum 6061'e göre çok daha uygundur.
Yapısal Çelik 316	7,99	579	193	0,25	İşlenebilirliği diğer çelik alaşımlarına göre daha kolaydır.	Piyasada en çok tercih edilen çelik çeşididir. Temini diğer çelik çeşitlerine göre daha kolaydır.
Kontraplak (Huş Ağacı)	0,586-0,758	5,52-6,89	0,586-0,758	0,245	İşlenebilirliği ve üretimi diğer ahşap malzemelere göre daha kolaydır.	Piyasada en çok tercih edilen ahşap çeşididir. Temini diğer ahşap çeşitlerine göre daha kolaydır.
Poliamid	1.13	37,5	2,4	0,21	üretimi kolaydır	Maliyeti çok düşüktür.

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

Yapısal-Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler Malzeme ve Üretim Yöntemleri Tablosu			
Parça Adı	**Özellik**		**Kapsam**
Üst Entegrasyon Gövdesi, Alt Entegrasyon Gövdesi, Görev Yükü Tüpü	Malzeme Bilgileri	:	Malzeme olarak birinci seçenek fiberglass (Cam Elyaf), ikinci seçenek ise alüminyum seçilmiştir. Fiberglass malzemesi, yoğunluğunun düşük olması, yüksek mukavemet değerlerine sahip olması ve sinyal geçirgenliğinin yüksek olması gibi sebeplerden dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Alüminyum malzemesinin fiberglass'a (Cam Elyaf) göre yoğunluğunun yüksek olması, mukavemetinin düşük olması ve sinyal geçirgenliğinin düşük olması nedenlerden dolayı ikinci malzeme olarak seçilmiştir.
	Üretim Yöntemleri	:	Üretim Yöntemi olarak birinci seçenek elle yatırma ikinci seçenek ise sürekli elyaf sarma (Filament Winding) seçilmiştir. Elle yatırma yöntemi, az maliyetli olması, üretilecek ürünün boyutunda herhangi bir kısıtın olmaması gibi avantajlarından dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Sürekli elyaf sarma (Filament Winding) yönteminin elle yatırma yöntemine göre maliyeti ciddi oranda arttırdığı için 2.seçenek olarak tercih edilmiştir.

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

Yapısal-Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler Malzeme ve Üretim Yöntemleri Tablosu			
Parça Adı	**Özellik**		**Kapsam**
Motor Bloğu	Malzeme Bilgileri	:	Motor bloğu malzemesi olarak birinci seçenek çelik, ikinci seçenek ise alüminyum seçilmiştir. Çelik malzemesi, ucuz, temini kolay ve dayanıklı olmasından dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Alüminyum malzemesinin çeliğe göre yoğunluğunun düşük olması, dayanımın düşük olması ve kolay deformasyona uğramasından dolayı ikinci seçenek olarak seçilmiştir.
	Üretim Yöntemleri	:	Motor bloğu üretim yöntemi olarak birinci seçenek talaşlı imalat ikinci seçenek ise lazer kesim yöntemi seçilmiştir. Talaşlı imalat yönteminin daha hassas tolerans aralıklarına sahip parçaların üretilebilmesi ve temiz yüzeylerin üretilebilmesi gibi avantajlarından dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Lazer kesim yönteminin maliyetinin fazla olmasından dolayı ikinci seçenek olarak tercih edilmiştir.

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

Yapısal-Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler Malzeme ve Üretim Yöntemleri Tablosu			
Parça Adı	**Özellik**		**Kapsam**
Merkezleme Halkası, Kanatçık Merkezleme Halkası, Burun Konisi Kapağı, Burun Ucu Diski, Motor Kapağı	Malzeme Bilgileri	:	Malzeme olarak birinci seçenek alüminyum, ikinci seçenek ise çelik seçilmiştir. Alüminyum malzemesinin yoğunluğunun düşük, üretilebilirliğininin ve teminin kolay olması, esnek bir malzeme olmasından dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Çelik malzemesinin alüminyuma göre yoğunluğunun yüksek olması, üretilebilirliğinin zor ve daha esnek bir malzeme olmasından dolayı ikinci seçenek olarak seçilmiştir.
	Üretim Yöntemleri	:	Üretim yöntemi olarak birinci seçenek talaşlı imalat ikinci seçenek ise lazer kesim yöntemi seçilmiştir. Talaşlı imalat yöntemi, daha hassas tolerans aralıklarına sahip parçaların üretilebilmesi ve temiz yüzeylerin üretilebilmesi gibi avantajlarından dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Lazer kesim yönteminin maliyetinin fazla olmasından dolayı ikinci seçenek olarak tercih edilmiştir.

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

Yapısal-Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler Malzeme ve Üretim Yöntemleri Tablosu			
Parça Adı	**Özellik**		**Kapsam**
Alt Gövde Kapağı, Burun Omuzluğu Kapağı, Üst Entegrasyon Gövdesi Kapağı, Görev Yükü Tüpü Kapağı, PCB Tahta	Malzeme Bilgileri	:	Malzeme olarak birinci seçenek huş ağacı (Kontraplak), ikinci seçenek ise alüminyum seçilmiştir. Huş ağacı malzemesinin yoğunluğunun düşük, üretilebilirliğinin ve teminin kolay ve darbeye karşı dayanıklı olmasından dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Alüminyum malzemesinin huş ağacına göre yoğunluğunun yüksek ve üretilebilirliğinin zor olmasından dolayı ikinci seçenek olarak seçilmiştir.
	Üretim Yöntemleri	:	Üretim yöntemi olarak birinci seçenek talaşlı imalat ikinci seçenek ise lazer kesim yöntemi seçilmiştir. Talaşlı imalat yönteminin daha hassas tolerans aralıklarına sahip parçaların üretilebilmesi ve temiz yüzeylerin üretilebilmesi gibi avantajlarından dolayı birinci seçenek olarak seçilmiştir. Lazer kesim yönteminin maliyetinin fazla olmasından dolayı ikinci seçenek olarak tercih edilmiştir.

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

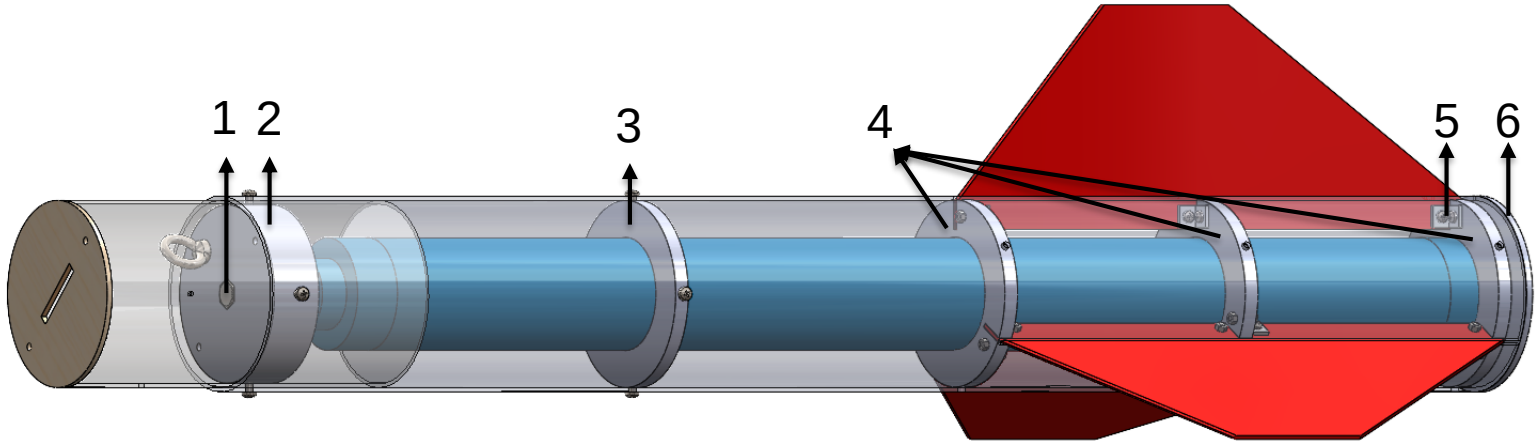
Yapısal-Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler Malzeme ve Üretim Yöntemleri Tablosu			
Parça Adı	**Özellik**		**Kapsam**
Saplama Cıvata Somun Fırdöndü Karabina Motor Cıvatası	Malzeme Bilgileri	:	Malzeme yapısal 316 çelik seçilmiştir.
	Üretim Yöntemleri	:	Ticari olarak temin edilecektir. ROKETTÜRK firmasından tedarik edilecektir. [11]
Ayrılma Pimi	Malzeme Bilgileri	:	Malzemesi poliamid'tir. Hazır alınacaktır.
	Üretim Yöntemleri	:	Ticari olarak temin edilecektir. ROKETTÜRK firmasından tedarik edilecektir.[11]
Mapa	Malzeme Bilgileri	:	Malzemesi dövülmüş çeliktir. Hazır alınacaktır.
	Üretim Yöntemleri	:	Ticari olarak temin edilecektir. ROKETTÜRK firmasından tedarik edilecektir.[11]
Köşebent	Malzeme Bilgileri	:	Malzemesi alüminyumdur. Hazır alınacaktır.
	Üretim Yöntemleri	:	Ticari olarak temin edilecektir. ROKETTÜRK firmasından tedarik edilecektir. [11]

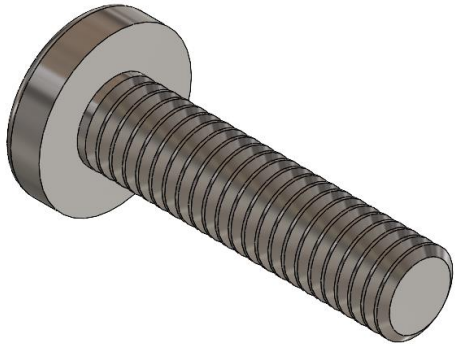
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Yapısal-Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler Malzeme ve Üretim Yöntemleri Tablosu			
Parça Adı	**Özellik**		**Kapsam**
Hakem Altimetresi Haznesi, Gövde Kapak Aparatı Gövde Kapağı	Malzeme Bilgileri	:	Katmanlı imalat yönteminde filament malzemesi olarak 1. seçenek PLA 2. seçenek ise ABS seçilmiştir. PLA Filamentinin basımının daha kolay, dayanıklı, darbelere karşı dirençli olması ve soğuma esnasında kalkma ve çatlama gibi sorunlar çıkarmamasından dolayı birinci seçenek olarak tercih edilmiştir. ABS filamentinin esnekliği az olması, üretiminde kalkma ve çatlama gibi sorunlarından dolayı ikinci seçenek olarak tercih edilmiştir.
	Üretim Yöntemleri	:	Üretim yöntemi olarak katmanlı imalat yöntemi tercih edilmiştir. Katmanlı imalat yönteminin kompleks parçaları üretilebilmesi, yaratıcı tasarımların yapılabilmesi üretimi hızlandırması ve üretim maliyetini düşürmesinden dolayı üretim yöntemi olarak tercih edilmiştir. Parça tasarımları solidworks programı üzerinden tasarlanacaktır. Solidworks üzerinden yapılan tasarım Cura programına aktarılacaktır. Daha sonra Curo programı kullanılarak tasarım G koduna dönüştürülecektir. Dönüştürülen G kodu Ender 3 Pro 3D yazıcıya aktarılacak ve parça 3D printer da üretilecektir.

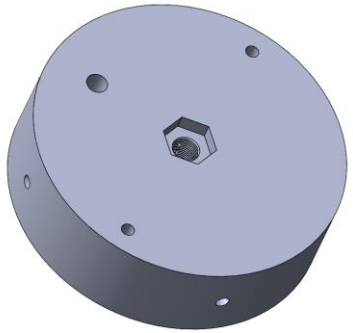
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

1) 3/8-16 UNC Cıvata

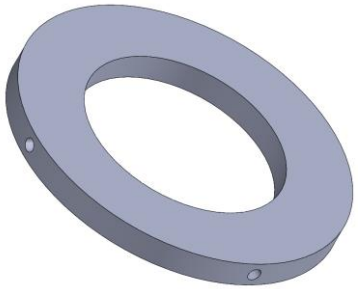




M4 Ve
M5 Cıvata

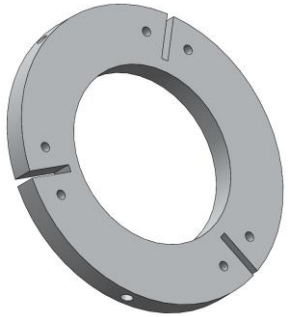


2) Motor Bloğu
Malzeme:
Çelik

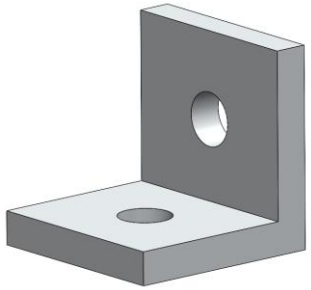


3) Merkezleme Halkası

Malzeme: Alüminyum

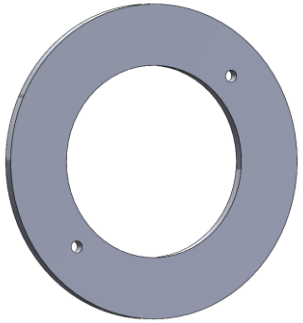


4) Kanatçık Merkezleme Halkası
Malzeme: Alüminyum



5) Köşebent

Malzeme: Alüminyum



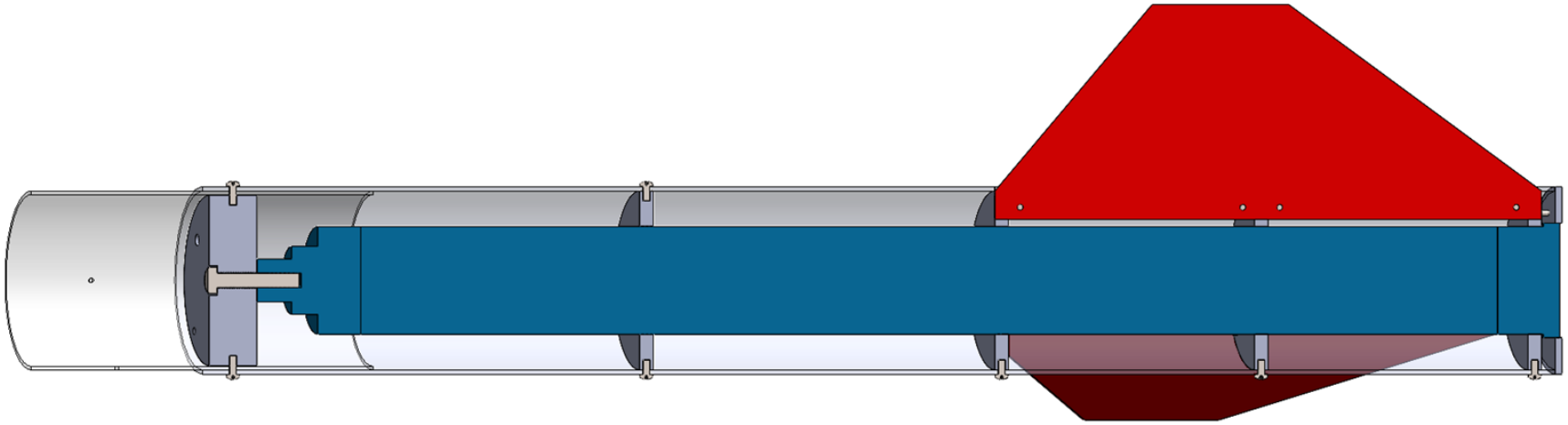
6) Motor Kapağı

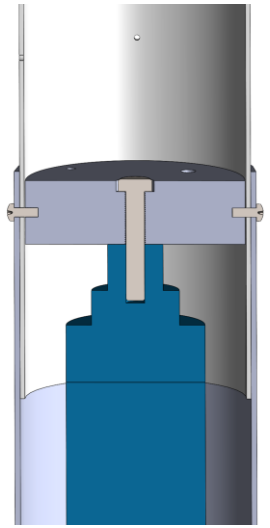
Malzeme: Alüminyum

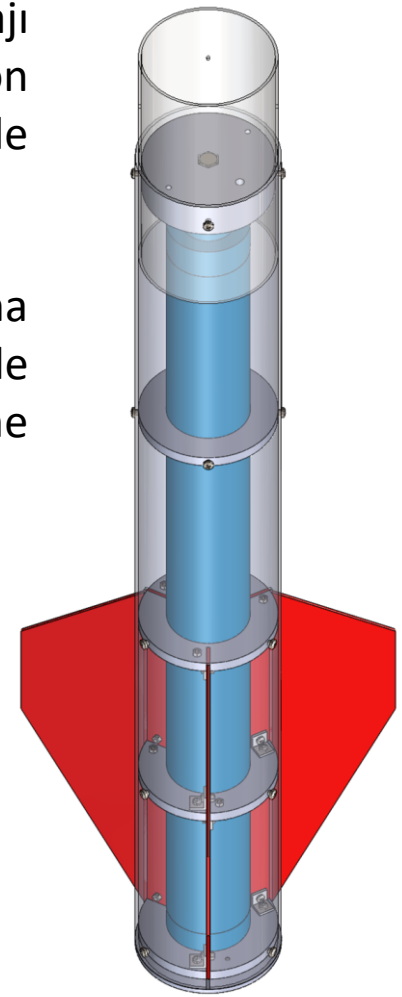
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Tasarladığımız rokette, motorun montajının kolay ve işlevsel olması planlanmıştır. Roketin montajı tamamlandıktan sonra roket motorunun montajı yapılacaktır ve böylece motor rokete en son montajlanacaktır. Roket motorunun montajı esnasında alt gövdenin içindeki gövde bağlantıları gerektiğinde demonte edilebilir şekilde montajı gerçekleştirilecektir.

Motorun montajı 3/8-16 UNC cıvata ve motor kapağı ile gerçekleştirilecektir. Motor cıvatası, motor bloğuna açtığımız dişlere geçirilerek sabitlenecektir. Motor kapağı ise merkezleme halkasına uzun M4 cıvatalar ile monte edilecektir. Motorun merkezlenmesi için 4 adet merkezleme halkası kullanılacaktır. Merkezleme halkaları alt gövdeye M5 cıvatalar ile sabitlenecektir.





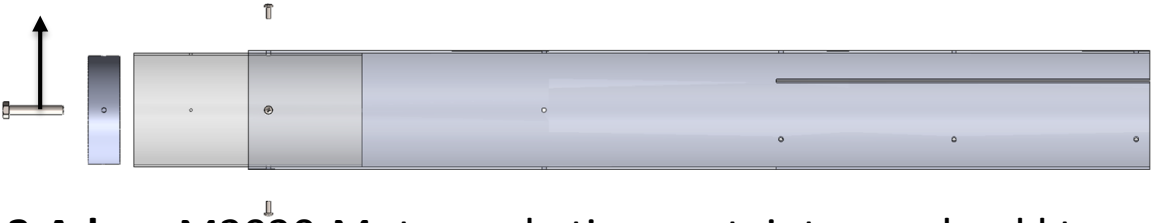


Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

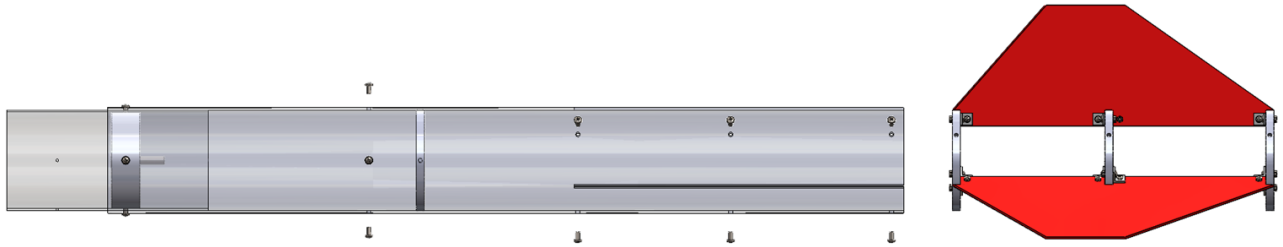
Motor Montaj Adımları

1.Adım: 3/8-16 UNC cıvata motor bloğunda açılmış deliklere geçirilip yapıştırılır. Daha sonra motor bloğu alt gövdeye M5 civatalar ile sabitlenecektir.

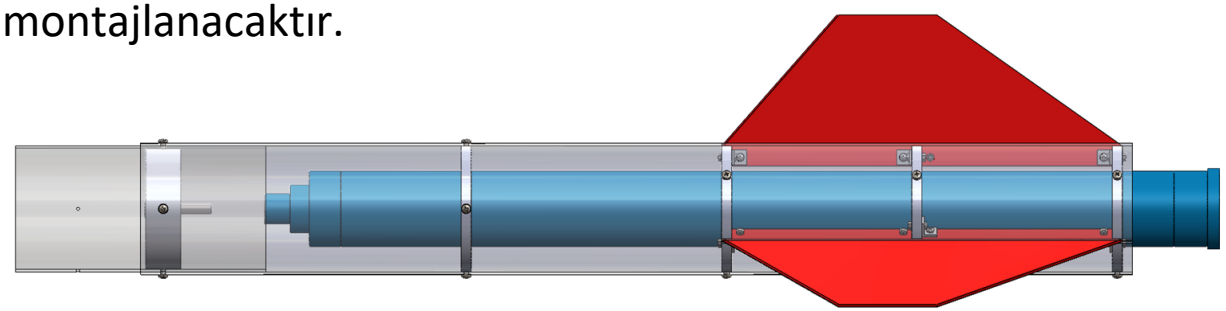
3/8 -16 UNC Cıvata



2.Adım: Merkezleme halkası ve montajı tamamlanmış kanatçık sistemi alt gövdeye M5 civatalar ile montajlanacaktır.

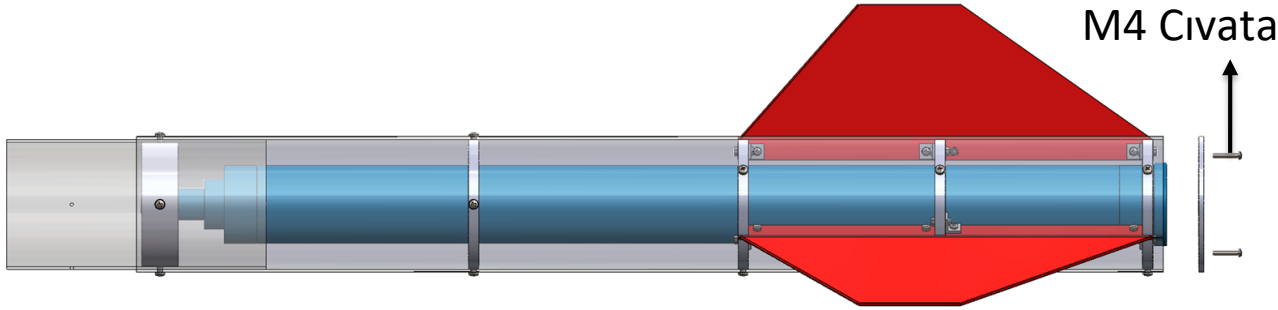


3.Adım: M2020 Motor, roketin montajı tamamlandıktan sonra merkezleme halkalarının ekseni doğrultusunda motor bloğuna yapıştırılan 3/8-16 UNC cıvataya döndürülerek montajlanacaktır.



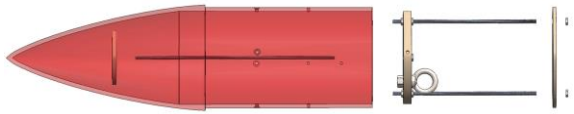
4.Adım: Motor kapağı, en alttaki merkezleme halkasına M4 cıvata ile montajlanacak ve motor montajı tamamlanacaktır. Böylece motor rokete en son montajlanacaktır.

M4 Cıvata

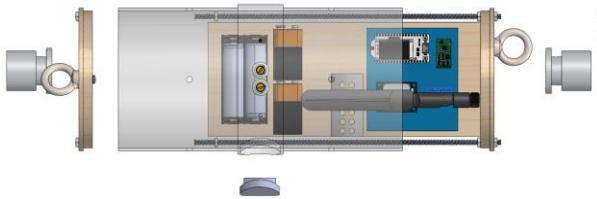


Roket Montaj Stratejisi

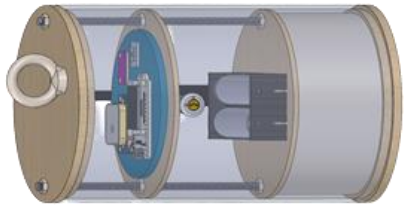
Burun Montaj : İlk olarak burun ucu diskine M5 saplama sabitlenecektir. Ardından burun ucu diski, burun konisine epoksi ile yapıştırılacaktır. Daha sonra burun konisi kapağına M5 saplama ve M8 mapa sabitlenecek ve burun konisi kapağı burun omuzluğuna 4 adet M3 havşa başlı cıvatalar ile montajlanacaktır. En son burun omzu kapağı, M5 somunlar ile saplamalara sabitlenecektir.



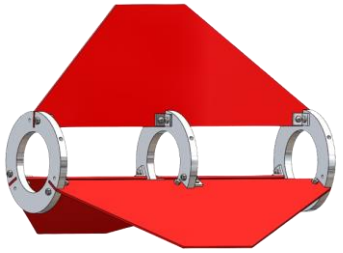
Üst Entegrasyon Montaj: Entegrasyon gövdesi kapaklarına M8 mapa ve kurtarma sistemleri montajlanacaktır. Sonra 2 adet M5 saplama alt huş kapağa M5 somun ile sabitlenecektir. Daha sonra aviyonik sistemin bulunduğu huş levha cırt kelepçe ile M5 saplamalara montajlanacaktır. Ardından bu sistem entegrasyon gövdesine geçirilerek ve üst kapak M5 somunlar ile saplamalara sabitlenecektir.



Görev Yükü Montaj : İlk olarak kuru yük ve alt kapak, M5 saplamalara somunlar ile sabitlenecektir. Ardından görev yükü aviyonik sisteminin montajlandığı huş kapak saplamalara somunlar ile sabitlenecektir. En son bu sistem görev yükü tüpüne geçirilecek ve üst kapak M5 somunlar ile saplamalara sabitlenecektir.

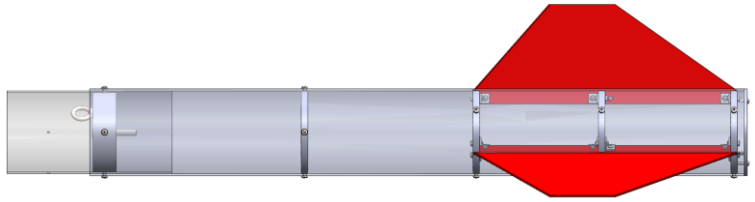


Kanatçık Montaj: Kanatçıklar merkezleme halkalarındaki yuvaya geçirilecektir. Daha sonra köşebentler, M4 cıvata ile kanatçık ve merkezleme halkalarına montajlanacaktır. En son köşebentlere M4 somun geçirilerek kanatçık montajı tamamlanacaktır.



Roket Montaj Stratejisi

Alt Gövde Montaj: Alt entegrasyon gövdesi ve 3/8-16 UNC motor cıvatası sabitlenmiş motor bloğu alt gövdeye M5 civatalar ile sabitlenecektir. Ardından merkezleme halkası ve dışarıda montajı tamamlanmış kanatçık sistemi, alt gövdeye M5 civatalar ile sabitlenecektir.



Altimeter Montajı: Hakem altimetresi montajı için 3 parçadan oluşan bir tasarım yapılmıştır. İlk parça olan hakem altimetre haznesi, üst entegrasyon gövdesi içinde bulunan huş plakaya sabitlenecektir. İkinci parça olan gövde kapağı aparatı ise üst entegrasyon gövdesi üzerine açılacak deliğe montajlanacaktır. Üçüncü parça olan gövde kapağı ise gövde kapağı aparatına montajlanacaktır. Roket rampaya yerleştirildikten sonra bir anahtar yardımıyla gövde kapağı çevrilerek açılacak ve altimetre, hakem altimetre haznesinin içerisine konulacaktır. En son kapak kapatılıp anahtar ile tekrar kilitlenecektir. Böylece hakem altimetre montajı tamamlanacaktır.

Kara Barut Montajı: Üst entgrasyon gövdesinde bulunan kapaklara bağlantı arayüzü M4 mercimek başlı civata ile montajlanacaktır. Daha sonra pyroteknik kapsül bağlantı arayüzüne montajlanacaktır. En son orta ve üst gövde, üst entegrasyon gövdesine geçilerek M5 cıvata ile montajlanacaktır. Böylece kara barut montajı tamamlanacaktır.

M5 Cıvata Dayanım Tablosu

Motor İtkisi	En Düşük Çekme Dayanımı	Cıvata Kesme Dayanımı	Nominal Alan	Kesme Dayanımı	4 Adet Cıvatanın Kesme Dayanımı	Güvenlik Katsayısı
2649 N	310 MPa	179MPa	14.2 mm^2	$179 * 14.2 = 2539$ N	$2539 * 4 = 10159$ N	$10159/2649 = 3.83$

Analiz sonucu emniyet faktörü 3.83 olarak bulunmuştur. M5 cıvataların roketin dayanımını sağladığı görülmüştür.

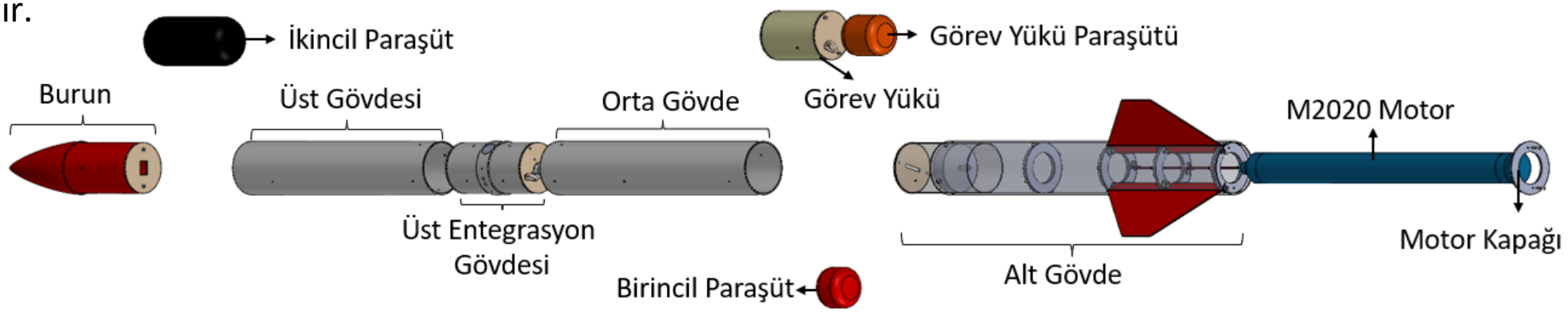
Roket Montaj Stratejisi

Roket Montaj Adımları

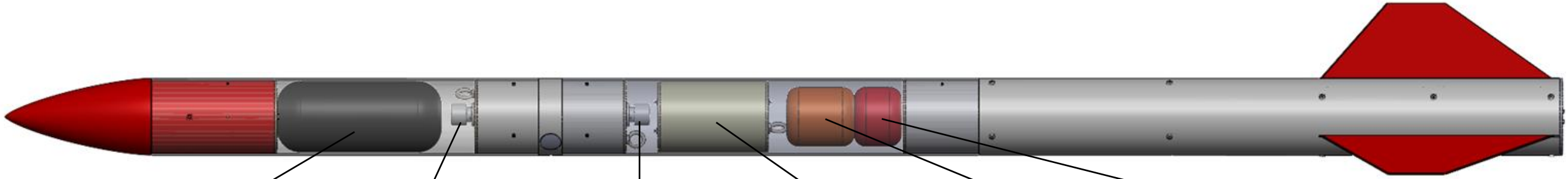
1.Adım: Burundaki mapaya bağlı şok kordonu ile ikincil paraşütün bağlı olduğu şok kordonu üst gövdeden geçirilerek üst entegrasyon gövdesi kapağında bulunan mapaya fırdöndü ve karabinayla montajlanacaktır. Üst entegrasyon alt kapağındaki mapaya bağlı şok kordonu ile birincil paraşütün şok kordonu orta gövdeden geçirilerek alt gövdede bulunan mapaya fırdöndü ve karabinayla montajlanacaktır. İkincil paraşüt ve burun konisi alt sistemi, üst gövdeye konumlandırılacak ve 2 adet M2 ayrılma pimi (shear pin) ile montajlanacaktır.

2.Adım: Sırasıyla görev yükü, görev yükü paraşütü ve birincil paraşüt orta gövde içerisine konumlandırılacaktır. Sonra orta gövde alt gövdeye montajlanan entegrasyon gövdesine 3 adet M2 ayrılma pimi (shear pin) ile montajlanacaktır.

3.Adım: Ardından üst entegrasyon gövdesi kapaklarında bulunan piroteknik kapsüllere kara barut montajı yapılacaktır. Sonra üst ve orta gövde, üst entegrasyon gövdesine 4'er adet M5 cıvata ile sabitlenecek ve roket montajı tamamlanacaktır. Roketin montajı tamamlandıktan sonra motor rokete montajlanarak motor kapağı 2 adet M4 civata ile sabitlenecektir. Böylece motor rokete en son montajlanacaktır.

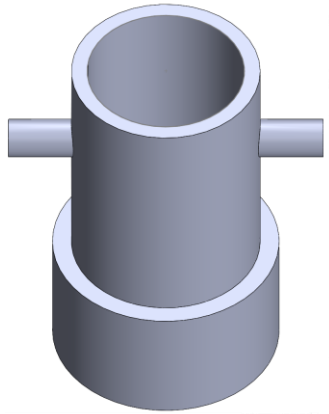


Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

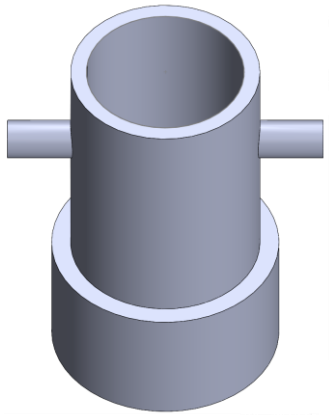


İkincil Paraşüt

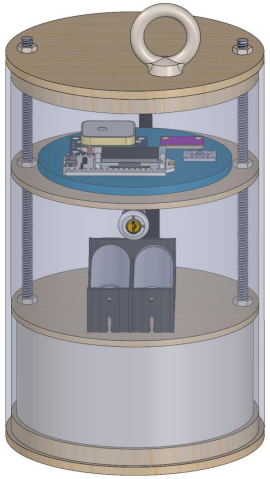
İkincil Kurtarma Sistemi



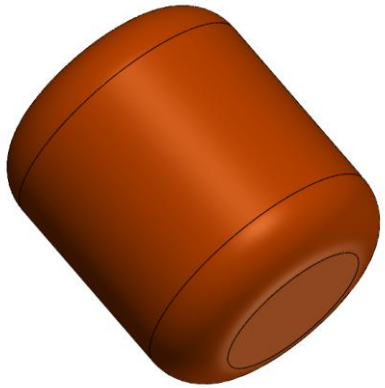
Birincil Kurtarma Sistemi



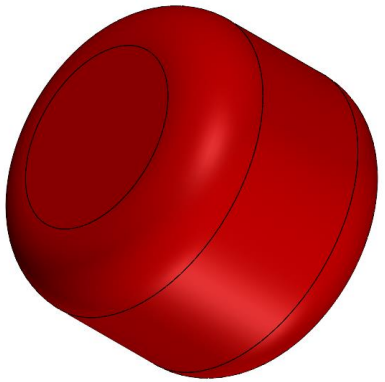
Görev Yükü



Görev Yükü Paraşütü

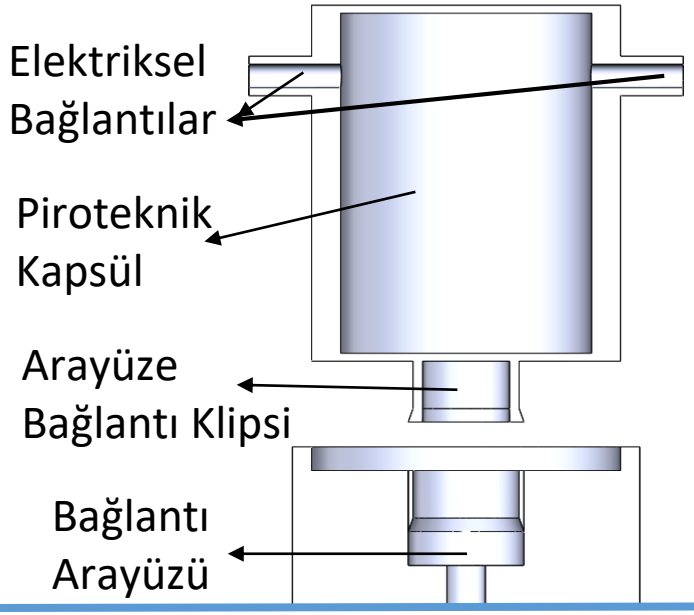


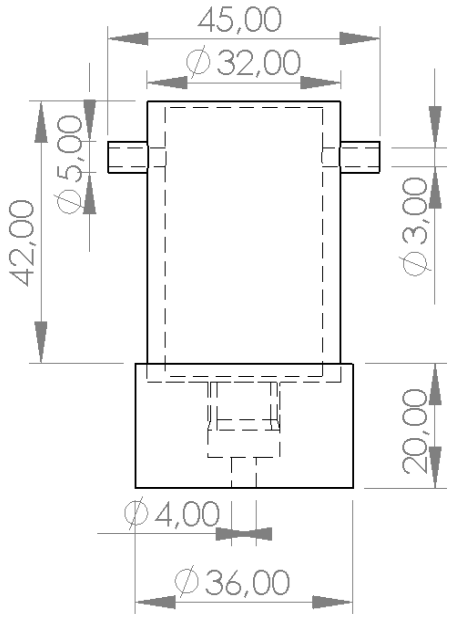
Birincil Paraşüt



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma sistemi-paraşüt açma sistemi olarak sıcak gaz üreteçli sistem (kara barut kurtarma sistemi) kullanılmasına karar verilmiştir. Alternatif sistemler mekanik yaylı sistem veya soğuk gazlı (CO2) sistemlerdir. Kara barut kurtarma sisteminin avantajları hacimsel olarak az yer kaplaması, diğer sistemlere göre hafif olmasıdır. Aynı zamanda kara barutun patlaması sonucu açığa çıkan basınç ve enerjinin alternatiflerine göre yüksek olması en büyük avantajlarındandır. Bu açığa çıkan yüksek basınç ve enerjinin roket içerisindeki diğer parçalara zarar vermemesi için önlemler alınmıştır. İlk olarak şok kordonlarının kurtarma sistemine yakın olan kısımları alüminyum bantlarla sarılacaktır. Daha sonra paraşütler yanmaz kumaşlara açılmasını engellemeyecek şekilde özel tekniklerle sarılacaktır.

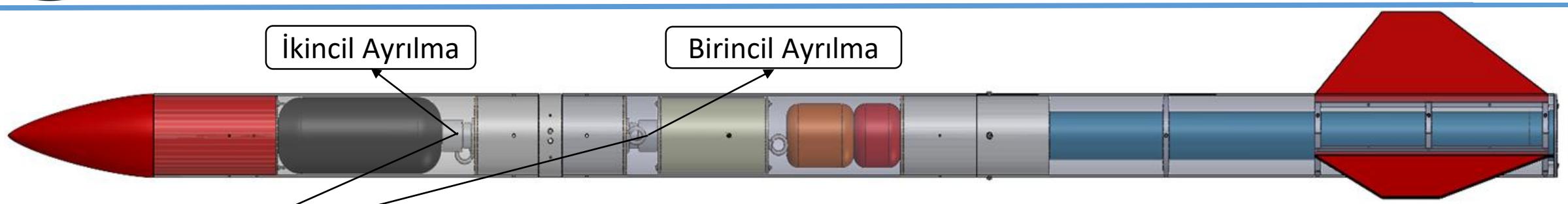


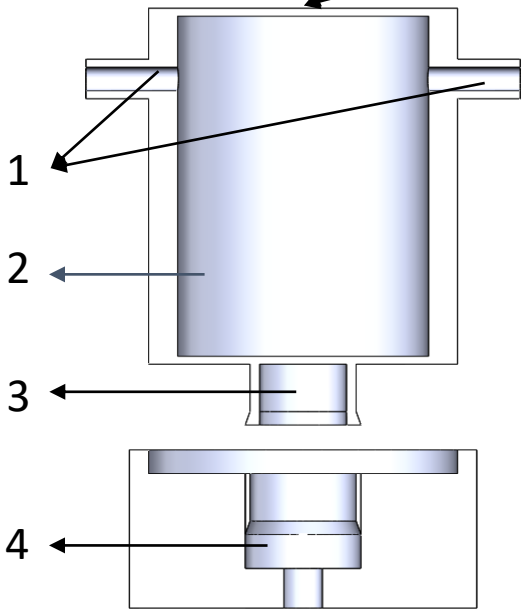


Kurtarma sistemi iki ana parçadan oluşmaktadır. Bu parçalar bağlantı arayüzü ve piroteknik kapsüldür. İlk olarak bağlantı arayüzü M4 mercimek başlı cıvata ile entegrasyon gövdesi kapaklarına montajlanacaktır. Daha sonra hazır verilecek olan piroteknik kapsül bağlantı arayüzüne klipsi yardımı ile bağlantı arayüzüne sabitlenecektir. Böylece kurtarma sisteminin mekanik montajı tamamlanacaktır.

Kurtarma sisteminde bulunan piroteknik kapsülü aktifleştirmek için 2 adet kablo kullanılacaktır. Bu kablolar montajı hazır piroteknik kapsül üzerinde bulunan deliklerden bağlanarak elektriksel bağlantı sağlanmış olacaktır. Kurtarma sisteminin kaplayacağı hacim 30388.99 mm3'dür.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi





Kurtarma Sistemi Tablosu		
Num	**Parça Adı**	**Görevi**
1	Elektriksel Bağlantı	Aviyonik sistemlerinden gelen kabloları bu noktalardan bağlayarak piroteknik malzemenin aktifleştirilmesi için kullanılacaktır.
2	Piroteknik Kapsül	Piroteknik kapsül içerisinde piroteknik malzeme bulunmaktadır. Aviyonik sistem kurtarma sistemini aktifleştirdikten sonra içerisinde bulunan piroteknik malzeme patlayarak kurtarmayı gerçekleştirecektir.
3	Arayüze Bağlantı Klipsi	Arayüze bağlantı klipsi piroteknik kapsülün bağlantı arayüzüne montajlanmasında kullanılacaktır.
4	Bağlantı Arayüzü	Üst entegrasyon gövdesinde bulunan huş kapaklara M4 mercimek başlı civata ile montajlanacaktır. Daha sonra piroteknik kapsül montajlanıp kurtarma sistemi montajı tamamlanacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kara barut Gram Hesabı

M2 Ayrılma Pimi (shear pin) Tablosu			
Malzemesi	Gerilme Mukavemeti (psi)	Nominal Alanı (inç^2)	Kesme Dayanımı (lbf)
Poliamid	14503	0.00321	26.86

Geometrik Bilgi Tablosu			
Ayrılmalar	Çap (inç)	Uzunluk (inç)	Basınç Farkı (psi)
Birincil Ayrılma	4.92	23.86	2.94
İkincil Ayrılma	4.92	18.94	0.77

Birincil Ayrılma : Birincil ayrılma sırasında 3 adet ayrılma pimi (shear pin) kırılacaktır. Basınç farkından dolayı oluşacak kuvvete göre kara barutun üretmesi gereken basınç hesaplanmıştır.

$$F = P * A = 2.94 * \left(\frac{\pi * (4.92)^2}{4}\right) = 55.895 \text{ lbf}$$

$$F_{barut} = F_{civata} - F_{basınç} = (3 * 26.86) - 55.895 = 24.685 \text{ lbf}$$

$$P = \frac{F}{A} = \frac{24.685}{\pi * \left({}^{4.92}/_{2}\right)^2} = 1.298\, psi$$

İnternet hesaplayıcılarından birincil ayrılma için 1.68 gram barut bulunmuştur. Kayıplarla beraber birincil ayrılmada 2 gr barut kullanılacaktır.

İkincil Ayrılma: İkincil ayrılma sırasında 2 adet ayrılma pimi (shear pin) kırılacaktır. Basınç farkından dolayı oluşacak kuvvete göre kara barutun üretmesi gereken basınç hesaplanmıştır.

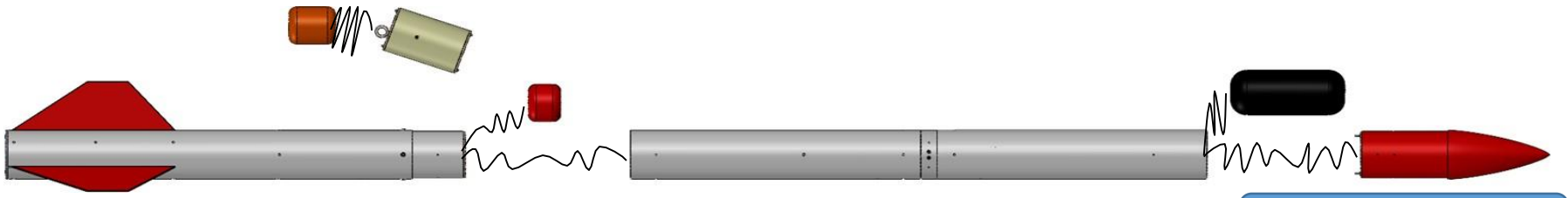
$$F = P * A = 0.77 * \left(\frac{\pi * (4.92)^2}{4}\right) = 14.639 \text{ lbf}$$

$$F_{barut} = F_{civata} - F_{basınç} = (2 * 26.86) - 14.639 = 39.08 \text{ lbf}$$

$$P = \frac{F}{A} = \frac{39.081}{\pi * \left({}^{4.92}/_{2}\right)^2} = 2.055\, psi$$

İnternet hesaplayıcılarından ikincil ayrılma için 2.65 gram barut bulunmuştur. Kayıplarla beraber birincil ayrılmada 3 gr barut kullanılacaktır. [8], [9]

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



Birincil Ayrılma

- Roket apogee noktasına ulaştığında ilk olarak 1. aviyonik sistemde bulunan BMI160 Jiroskop sensöründen ya da 2. aviyonik sistemde bulunan MPU6050 jiroskop sensöründen gelecek negatif y-eksen verileri kullanarak birincil kurtarma sistemini aktifleştirecektir. Fitil ateşlenecek ve barut patlayacaktır.
- Patlama sonucu ortaya çıkan basınç ile orta gövde ve alt entegrasyon gövdesi arasındaki 3 adet M2 ayrılma pimleri kırılıp gövdeler ayrılacaktır.
- En son sırasıyla birincil (sürüklenme) paraşüt, görev yükü paraşütü ve görev yükü dışarı çıkacaktır. Görev yükü roketten bağımsız olarak kendi paraşütü ile düşecektir.

İkincil Ayrılma

- İlk olarak roketin irtifası 500m iken 1. aviyonik sistemde bulunan BMP390 basınç sensöründen ya da 2. aviyonik sistemde bulunan BMP280 basınç sensöründen gelecek artan basınç verileri kullanılarak ikincil kurtarma sistemi aktifleşecektir. Fitil ateşlenecek ve barut patlayacaktır.
- Patlama sonucu açığa çıkan basınç etkisiyle üst gövde ile burun konisi arasındaki 2 adet M2 ayrılma pimleri kırılacak ve ayrılma gerçekleşecektir.
- En son sırasıyla burun konisi ve ikincil paraşüt üst gövdeden çıkacaktır. Burun konisi üst entegrasyon gövdesinde bulunan M8 mapaya şok kordonu ile bağlanacaktır. Aynı şekilde ikincil paraşütte entegrasyon gövdesine sabitlenecektir.

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri Tablosu			
Ayrılma	**Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)**	**Basınçlandırılacak hacim (m^3)**	**Ulaşılmak istenen basınç (Bar)**
1. Ayrılma	125	0.000614	0.506
2. Ayrılma	125	0.000675	0.528

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Kullanılan bütün paraşütler için seçilen model kubbe delikli düz halkasal paraşüttür. Kubbe delikleri paraşütlerin içine dolan havayı yavaşça çıkaracağından ötürü roketin yalpalanmasını, dönmesini ve sallanmasını engelleyecektir. Sürüklenme katsayısının 0.8 olması beklenmektedir, bu değer paraşüt testinden sonra kesinleşecektir. Paraşütün hesabı için bu değer 0.8 alınıp sabit olduğu varsayılmıştır, düşüş hızı için ve kubbe deliği için kullanılacak formüller aşağıda verilmiştir.

Düşüş Hızı Denklemi

$$v = \sqrt{\frac{8 * m * g}{(\pi * \rho * C_d * D^2)}}$$

m:paraşütün taşıdığı ağırlık ,
g: yerçekimi ivmesi(9.81m/s2)
ρ: havanın özkütlesi (1.225kg/m3)
Cd: Sürüklenme katsayısı
v: paraşüt düşüş hızı
D: paraşüt çapı

Kubbe Deliği Denklemi

$$\frac{D}{d} \leq 10$$

D : paraşüt çapı [m]
d : kubbe deliği çapı [m]

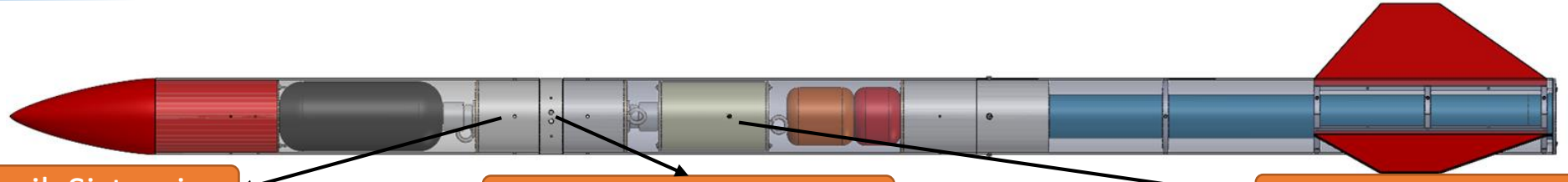
[9]

Kurtarma Sistemi Gereksinimler Tablosu							
	Paraşüt rengi	Paraşüt açık çapı (mm)	Paraşüt kapalı(mm)		Paraşüt Kütlesi(g)	Kubbe Deliği Çapı (mm)	Düşüş Hızı (m/s)
			Çap	Uzunluk			
Birincil (Sürüklenme) paraşütü	Kırmızı	800	100	80	100	80	25.161
İkincil (Ana) Paraşüt	Siyah	2800	124	290	600	280	7.792
Görev Yükü Paraşütü	Turuncu	1300	100	120	300	130	8.51

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Rokette üç adet paraşüt kullanılacaktır. Birincil (Sürüklenme) paraşüt tepe noktasından hemen sonra, roketin savrulmasını önlemek için açılarak roketi yere indirecektir. İkincil (Ana) paraşüt, yerden 500 metre yükseklikte açılarak roketi hasarsız bir şekilde yere indirecektir. İlk ayrılmanın gerçekleşmesi ile birincil (Sürüklenme) paraşüt açıldıktan sonra 4500 gram ağırlığında olan görev yükü, roketten tamamen bağımsız olarak kendi paraşütü ile ayrılacaktır. Paraşütlerin birbirlerinden rahatça ayırt edilebilmesi için farklı ve koyu renklerin kullanılması tercih edilmiştir. Paraşüt malzemesi olarak üç paraşüt için de ripstop naylon tercih edilmiştir. Ripstop naylon malzemesinin özel örgüsünden dolayı mukavemetinin yüksek olması, ince bir kumaş türü olması, hafif bir malzeme olması, tedariğinin kolay olması ve maliyetinin ucuz olmasından dolayı tercih edilmiştir. Paraşütler ticari olarak ROKETTÜRK firmasından tedarik edilecektir. Kurtarma sistemi olarak kara barut kullanılacak olup kara barutun patlaması sonucu açığa çıkan sıcak gazın paraşütlere zarar vermesi engellemek için paraşütler yanmaz kumaş (FR) ile sarılacaktır. Paraşütlerin roket gövdeleri ile arasındaki bağlantıyı sağlamak için şok kordonu kullanılacaktır. Şok kordonu malzemesi olarak elastik kordon seçilmiştir. Elastik kordon malzemesinin yüksek çekme mukavemetlerine dayanması, maruz kaldığı ani şokların büyük bir kısmını absorbe ederek diğer komponentlere aktarılmadan soğurulmasını sağlaması, esnekliğinin yüksek olması, tedariğinin kolay olması ve maliyetinin ucuz olmasından dolayı tercih edilmiştir. Şok kordonu ticari olarak ROKETTÜRK firmasından tedarik edilecektir. Tedarik edilecek olan şok kordonunun uç kısmı döndürülüp çapraz dikişler atılacak ve uç kısmında bir halka oluşturulacaktır. Bu sayede montaj kolaylaştırılacak ve düğüm atılmasından kaçınılacaktır. Kara barutun patlaması sonucu açığa çıkan sıcak gazın şok kordonuna zarar vermesini engellemek için şok kordonunun baruta yakın kısmı yanmaz maske bant ve alüminyum bantla kaplanacaktır. Bütün paraşütler ile şok kordonları arasında M8 kilitli karabina ve M8 fırdöndü kullanılacaktır. Böylece paraşüt ve halatların hem bağlantısı yapılacak hem de birbirlerine dolanmaları engellenecektir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1



1. Aviyonik Sistemi

2. Aviyonik Sistemi

Görev Yük Aviyonik Sistemi

Kurtarma Sistemi Aviyonik Sistem Tablosu

	Adı	Açıklama
	ESP32 LoRa	ESP32 LoRa 1. aviyonik sistemin uçuş bilgisayar kartıdır.
	BMP390	BMP390 sensörü basınç sensörüdür.
	BMI160	BMI160 sensörü ivme ve hız ölçme sensörüdür.
	GY-NEO6MV2	GY-NEO6MV2 seramik antene sahip bir GPS modülüdür.

Kurtarma Sistemi Aviyonik Sistem Tablosu

	Adı	Açıklama
	ESP32 LoRa	ESP32 LoRa 2. aviyonik sistemin uçuş bilgisayar kartıdır.
	BMP280	BMP280 sensörü basınç, nem ve sıcaklık sensörüdür.
	MPU6050	MPU6050 sensörü ivme ve hız ölçme sensörüdür.
	GY-NEO6MV2	GY-NEO6MV2 seramik antene sahip bir GPS modülüdür.

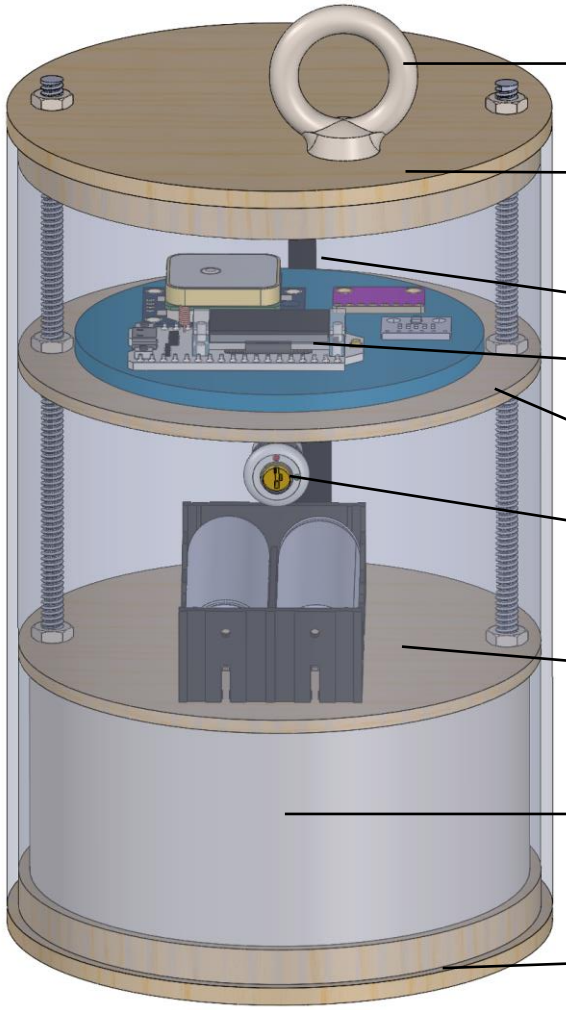
Kurtarma Sistemi Aviyonik Sistem Tablosu

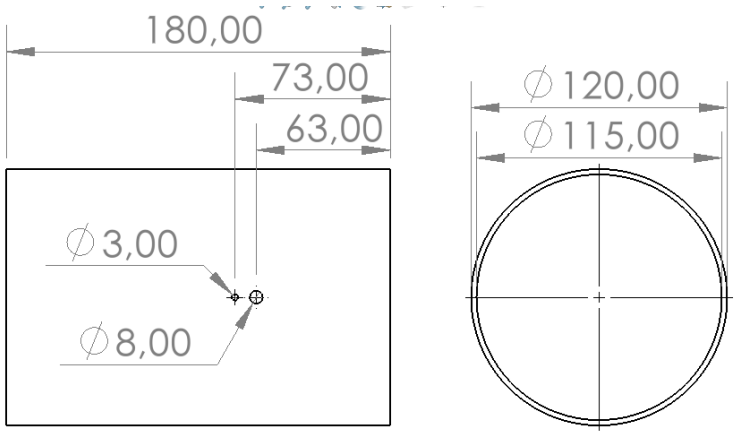
	Adı	Açıklama
	ESP32 LoRa	ESP32 LoRa görev yükünün uçuş bilgisayar kartıdır.
	BME280	BME 280 sensörü basınç, nem ve sıcaklık sensörüdür.
	BMI160	BMI160 sensörü ivme ve hız ölçme sensörüdür.
	GY-NEO6MV2	GY-NEO6MV2 seramik antene sahip bir GPS modülüdür.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

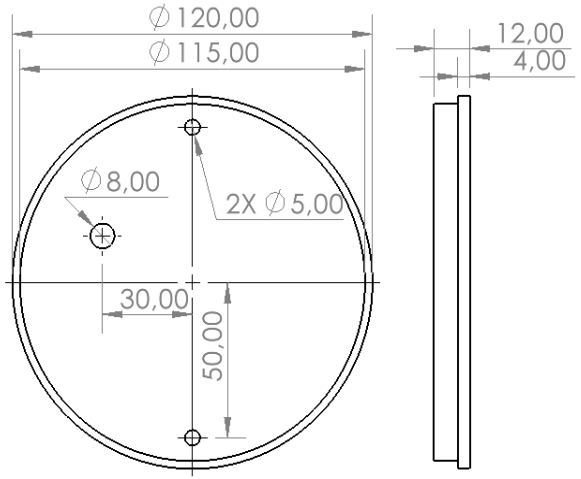
Kurtarma Sistemi-Paraşütler-2 Tablosu				
Paraşüt Sistemi	**Paraşüt Alanı (m^2)**	**Paraşüt Sisteminin Taşıyacağı Kütle (kg)**	**Paraşüt Sürükleme Katsayısı**	**Düşüş Hızı (m/s)**
Birincil Paraşüt	0.498	18.675	0.8	25.161
İkincil Paraşüt	6.096	18.675	0.8	7.792
Görev Yükü Paraşütü	1.314	4.800	0.8	8.51

Görev Yükü

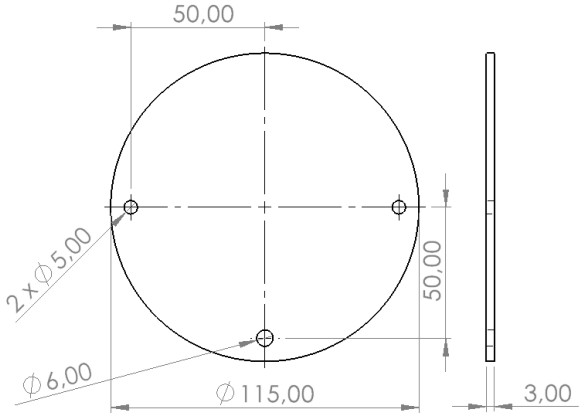




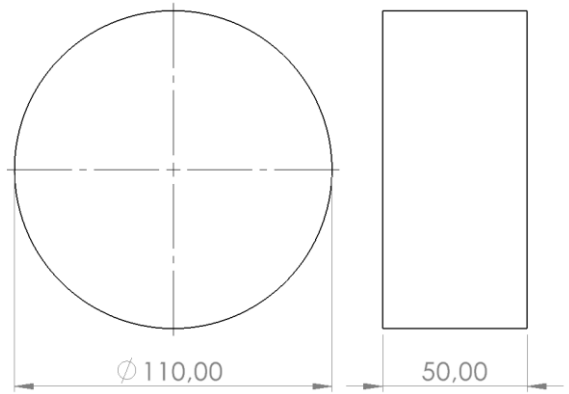
Görev Yükü Tüpü



Görev Yükü Tüpü Kapağı



Huş Kapak



Yük

Görev Yükü

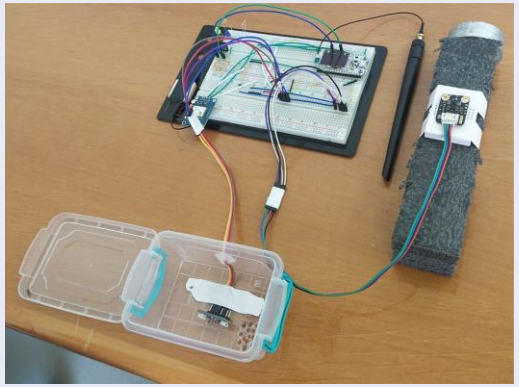
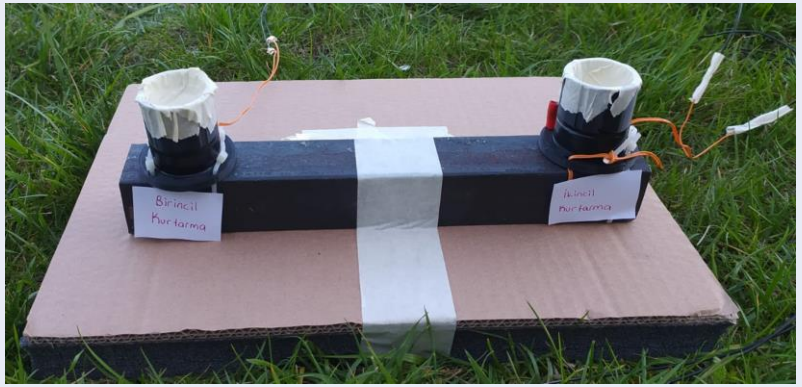
Görev yükü toplam 4500 gram ağırlığındadır. Görev yükü; görev yükü tüpü, kuru yük ve aviyonik sistemden oluşmaktadır. Görev yükü tüpünün malzemesi yüksek dayanımı ve maliyetinin ucuz olmasından dolayı fiberglass seçilmiştir. Kuru yük malzemesi olarak ise yoğunluğunun yüksek olması, maliyetinin düşük olması ve tedariğinin kolay olmasından dolayı çelik tercih edilmiştir. Görev yükünde canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal kullanılmamıştır. Görev yükünün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım yapılmıştır. Roket rampaya yerleştirildikten sonra görev yükü aviyonik sistemin aktifleştirilmesi için roketin gövdesi üzerinde bulunacak olan 1 adet anahtarlı buton kullanılacaktır. Görev yükü aktifleştirme anahtarlı butonu roket nozülünden 1440 mm mesafede bulunmaktadır. Görev yükü tüpünün üzerinde aviyonik sistemdeki sensörlerin daha doğru veri ölçümü sağlaması için bir adet 3 mm çapında basınç deliği bulunmaktadır.

Roket tepe noktasına ulaştıktan kısa bir süre sonra sensörlerden okunan veriler doğrultusunda aviyonik sistem, üst entegrasyon kapağındaki barut haznesi içerisinde bulunan fitili tetikleyecektir. Fitilin tetiklenmesi sonucunda kara barut patlayarak birincil ayrılma gerçekleşecektir. Görev yükü, tepe noktasından hemen sonra birincil paraşüt açıldıktan sonra ikincil paraşüt açılmadan önceki zaman diliminde roketten ayrılacaktır. Görev yükü kendi paraşütü ile inişini gerçekleştirecektir. Başka herhangi bir sistem ya da gövdeye bağlantısı olmayacaktır. Görev yükü tepe noktasına ulaştıktan sonra atmosfere ait basınç, sıcaklık ve nem verileri BME280 sensöründen, görev yüküne ait ivme verileri BMI160 sensöründen ve konum belirleyici GY-NEO6MV2 GPS modülünden gelen koordinat verileri ESP 32 LoRa ile HSA-TFC 868MHz 5dBi anten kullanılarak 5 Hz frekansla yer istasyonuna gönderecektir. Görev yükünün içinde bulunan Görev yükünün ihtiyaç duyacağı güç 2 adet Power-Xtra PX18650-22E Li-ion pillerden karşılanacaktır. Aktarılan konum bilgisi ile görev yükünün iniş yaptığı koordinatlar Google Maps'ten belirlenecek önce hakem heyetine daha sonra kurtarma ekibine iletilecektir. Böylece kurtarma işlemi başarılı bir şekilde gerçekleşecektir.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

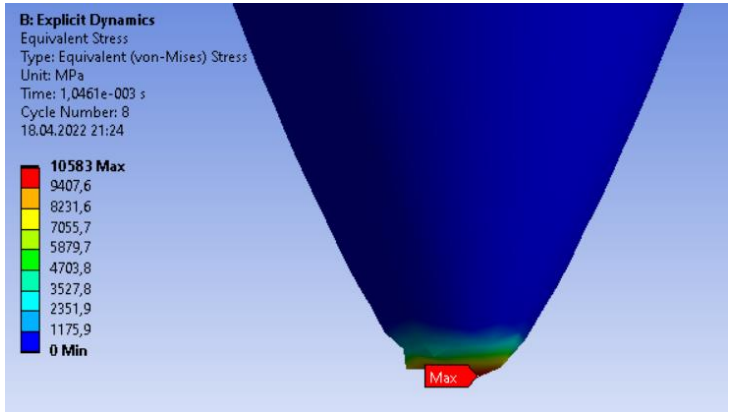
Kurtarma Sistemi Testleri Tablosu		
Test Adı	Paraşüt Atış Testi	Paraşüt Açılma Testi
Testin Yapılacağı Tarih	06.05.2022 tarihinde paraşüt atış testi yapılacaktır.	06.05.2022 tarihinde paraşüt açılma testi yapılacaktır.
Testin Yapılacağı Yer	Test Marmara Üniversitesi Recep Tayyip Erdoğan Külliyesinde yapılacaktır.	Test Marmara Üniversitesi Recep Tayyip Erdoğan Külliyesinde yapılacaktır.
Test Düzeneği ve Testin Amacı	Paraşüte temsili bir ağırlık bağlanacaktır. Daha sonra paraşüt katlanacaktır. Sonrasında ağırlık bağlanan paraşüt 5 m yükseklikteki binanın çatı katında aşağıya fırlatılacaktır. Testin amacı paraşütün belli bir yükseklikten bir ağırlık ile fırlatılması sonucu açılıp açılmadığı test edilecektir. Bütün paraşütler için aynı test yöntemi uygulanacaktır.	Paraşüt açılma testinde takımdaki bir arkadaşımız belli bir hızda koşarken paraşütün açılması sağlanacaktır. Böylece paraşüt akışa maruz bırakılarak paraşüt iplerinin dayanımı test edilecektir. Bütün paraşütler için aynı test yöntemi uygulanacaktır.
Test Sonuçu	Paraşüt çatıdan fırlatıldıktan sonra paraşütün açılabilirliği ve açıldıktan sonra paraşütün bütünlüğünü koruyup koruyamadığı gözlemlenecektir. Paraşütün yere sorunsuz inmesi, bir bütün halinde yere iniş gerçekleştirmesi ve tekrar kullanılması halinde test başarılı kabul edilecektir.	Test sonucunda akışın paraşüt üzerindeki etkileri gözlemlenecektir. Dikişlerinde açılma, kumaşında yırtılma veya delinme ve iplerinde kopma gibi durumlar kontrol edilecektir. Paraşütün bir bütün şeklinde tekrar kullanılması halinde ve paraşüt iplerinde deforme olmaması durumunda test başarılı kabul edilecektir.
Görsel		

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

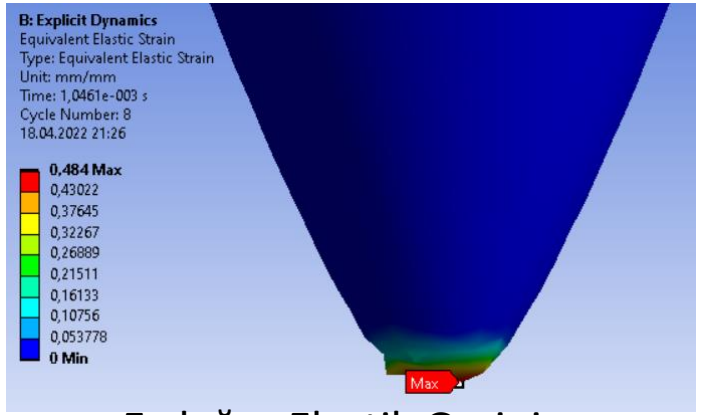
Kurtarma Sistemi Testleri Tablosu	
Test Adı	Kara Barut Kurtarma Sistemi Testi
Testin Yapılacağı Tarih	07.05.2022 tarihinde kara barut kurtarma sistemi yer testi yapılacaktır.
Testin Yapılacağı Yer	Marmara Üniversitesi Recep Tayyip Erdoğan Külliyesinde yapılacaktır.
Test Düzeneği ve Testin Amacı	Teknofestin yayınladığı Ek-9 daki teknik resime göre solidworks programında prototip kurtarma sistemi tasarımı yapılacaktır. Kurtarma sistemi daha sonra Ender 3 Pro 3D yazıcıda PLA filamentinden üretilecektir. Prototip olarak üretilen kurtarma sistemi belli levha üzerine montajlanacaktır. Kara barut ve 2 adet ateşleyici piroteknik kapsülün içerisine konularak prototip test düzeneği hazırlanacaktır. Testin sonucunda kullanılacak olan kara barut miktarı belirlenecektir.
Test Sonucu	Test sonuçlarına göre yapılan hesaplamalar gözden geçirilecektir. Daha sonra kullanılacak kara barut miktarı değiştirilip test iterasyon yapılarak tekrarlanacaktır. Bu test sonucunda kurtarma sisteminde kullanılacak olan kara barut miktarı belirlenecektir. Kurtarma sisteminin tekrar kullanılması ve aviyonik sistemlerin kurtarmayı gerçekleştirmesi halinde test başarılı kabul edilecektir.
Görsel	 

Analizler

Burun Konisi Çarpma Analizi : Burun konisi yere çarptığında üzerinde oluşacak gerilmelerin sonuçlarının incelenmesi için analiz yapılmıştır. Ansys içindeki Explicit Dynamics modülü kullanılmıştır. Burun konisinin malzemesi fiberglass olarak girilmiştir. Mesh yapısında tetrahedrons metodu patch independent olarak kullanılmıştır. Maksimum eleman boyutu 5 mm olarak girilmiştir. Ayrıca burun konisinin uç noktası kritik nokta olduğundan daha küçük eleman kullanmak için 1 mm olarak sphere of influence girilmiştir. Mesh yapısının maksimum skewness değeri 0.59'a düşürülmüştür. Modül içindeki Drop Test Wizard kullanılmıştır. Burun konisinin yere düşme açısı modellenirken en kritik durum olan 90 derece modellenmiştir. Yere çarpma hızı 8.5 m/s olarak girilmiştir. Zemine sabit destek verilmiştir. Standart yer çekimi ivmesi 9806.6 mm/s^2 olarak girilmiştir. Analiz 0.001 saniyedir. Analiz sonucunda beklenildiği gibi burun konisinde yüksek gerilme ve deformasyon oluştuğu görülmüştür. Çünkü yere çarpma açısı 90 derece olarak modellenmiştir. Analiz sonucunda burun konisinin uç kısmının deforme olacağı görülmüştür. Analiz sonucunda burun konisi uc kısmının epoksi ile doldurulup bu kısmın zarar görmesinin engellenmesi amaçlanmaktadır.



von-Mises Gerilme

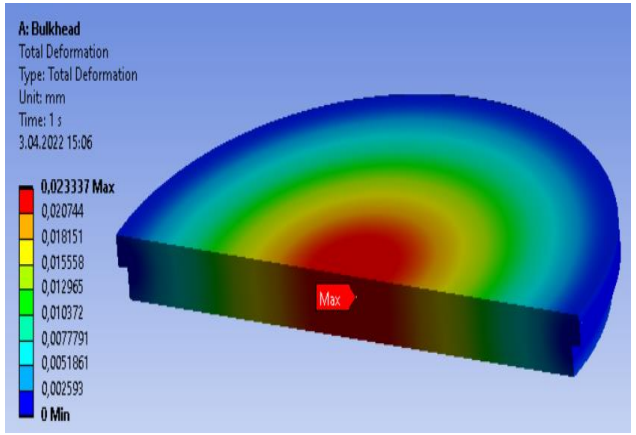


Eşdeğer Elastik Gerinim

Burun konisi fiberglass (Cam Elyaf) malzemesinden üretilecektir. Üretimi için kalıp oluşturulup bu kalıp üzerine el yatırma yöntemiyle fiber kumaşlar serilerek üretimin yapılması planlanmaktadır. Analiz malzemesi olarak ANSYS içerisinde bulunan ACP(PRE) modülü kullanılarak fiber ve epoksiden oluşan bir malzeme girilerek analiz çözülmüştür.

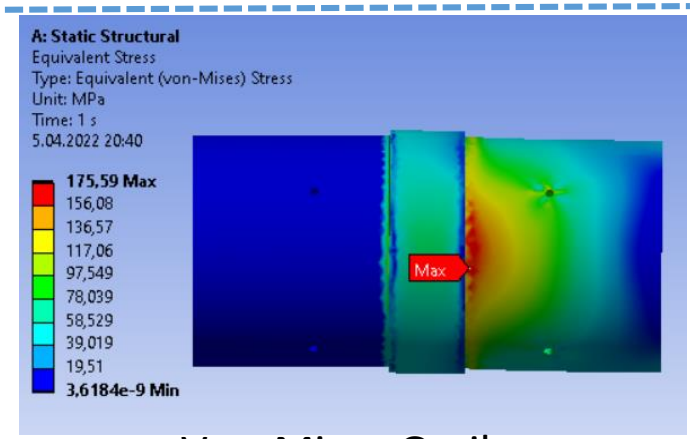
Analizler

Huş Kapağı Analizi : Huş kapak barutun patlaması sonucu oluşacak basınca maruz kalmaktadır ve bundan dolayı dayanım analizi yapılmıştır. Analiz için Ansys içindeki static structural kullanılmıştır. Malzeme olarak huş seçilmiştir. Mesh yapısında Hexa elemanlar kullanılarak maksimum skewness değeri 0.48 bulunmuştur. Kara barut haznesinin montajlandığı kısımdan 0.0528 MPa girilmiştir. Kapağın gövdeye montajlanacağı kısımlardan sabit destek verilmiştir. Huş kapağın üzerinde oluşan gerilme ve deformasyonlar incelenmiş ve maksimum gerilme 1.7 MPa bulunmuştur. Bulunan bu değer huş malzemesinin akma mukavemetinin (Akma mukavemeti 38.1 Mpa'dır.) aşağısındadır. Emniyet katsayısı 22.4'dür. Analiz sonucunda kara barutun patlaması sonucunda huş kapağın yeterli dayanımı gösterdiği görülmüştür.



Von-Mises Gerilme

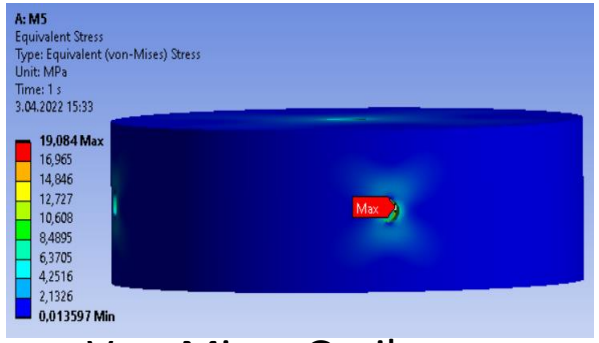
Üst Entegrasyon Gövdesi Bükme Analizi : Üst Entegrasyon gövdesi taşıyacağı ağırlığın sonucunda deformasyon miktarının incelenmesi için analizi yapılmıştır. Ansys içindeki static structural kullanılmıştır. Analiz malzemesi olarak fiberglass (Cam Elyaf) seçilmiştir. Mesh yapısında tetrahedrons metodu patch independent olarak kullanılarak maksimum skewness değeri 0.69 bulunmuştur. Gövdenin ön yarısının taşıyacağı ağırlık 4589 kg yani yaklaşık 45 kN kuvvet ve gövdenin alt yarısından sabit destek girilerek analiz çözülmüştür. Analiz sonucunda beklenildiği gibi üst entegrasyon gövdesinin maruz kaldığı yüklerde dayanım sağladığı görülmüştür.



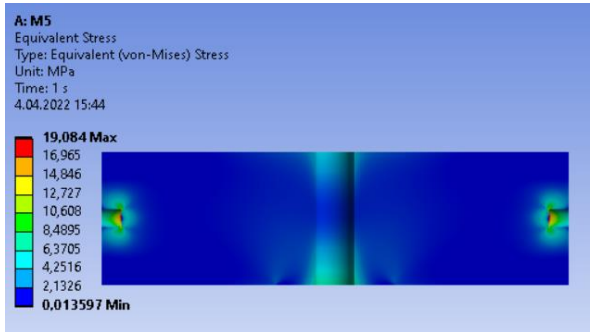
Von-Mises Gerilme

Analizler

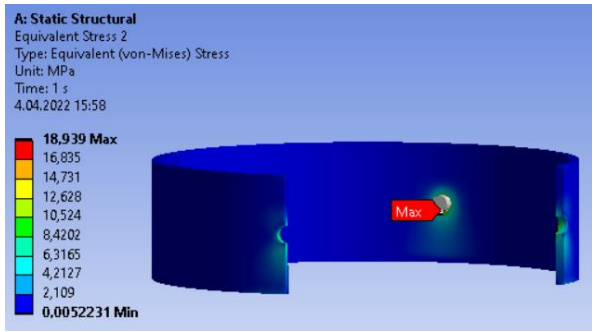
Motor Bloğu Analizi : Motorun oluşturacağı maksimum itkinin motor bloğunun, vidaların ve alt entegrasyon gövdesi üzerindeki etkisinin incelenmesi için analiz yapılmıştır. Ansys içindeki static structural kullanılmıştır. Motor bloğu yapısal çelik alt entegrasyon gövdesi fiberglass seçilmiştir. Mesh yapısında tetrahedrons metodu patch independent olarak kullanılmıştır. Ayrıca cıvata deliklerinin olduğu kısımlara 10 mm çapında 1 mm eleman boyutunda sphere of influence girilmiştir. Cıvata delikleri ve motor bloğu arasına beam, gövde ile blok arasına no seperation kontakt tanımlanmıştır. Maksimum skewness değeri 0.59'dur. M2020 motorun maksimum itkisi 2649 N motor bloğunun ortasına 30 mm çapındaki dairesel alandan verilmiştir. Cıvata deliklerinden sabit destek verilmiştir ve motor bloğuyla vidalar üzerindeki gerilmeler incelenmiştir. Ayrıca alt entegrasyon gövdesinin altından sabit destek verilip gövde üzerindeki gerilme ve deformasyonlar incelenmiştir. Sonuç olarak motor bloğu üzerindeki maksimum gerilme 19.1 MPa, yapısal çeliğin akma mukavemeti 250 MPa'dır. Emniyet katsayısı 13.1'dir. Alt entegrasyon gövdesini üzerindeki maksimum gerilme 18.9 MPa, Emniyet katsayısı 31.2'dir. Motor bloğunun motor itki kuvvetine dayandığı analiz sonucunda görülmüştür.



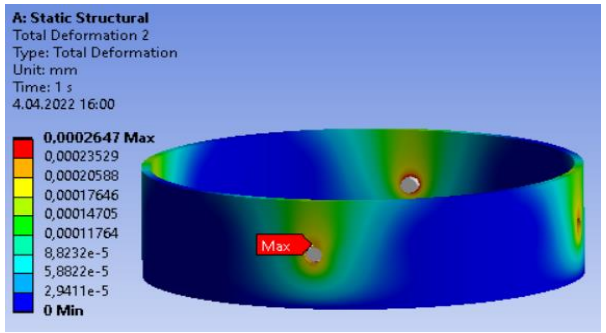
Von-Mises Gerilme



Von-Mises Gerilme



Von-Mises Gerilme



Toplam Deformasyon

Analizler

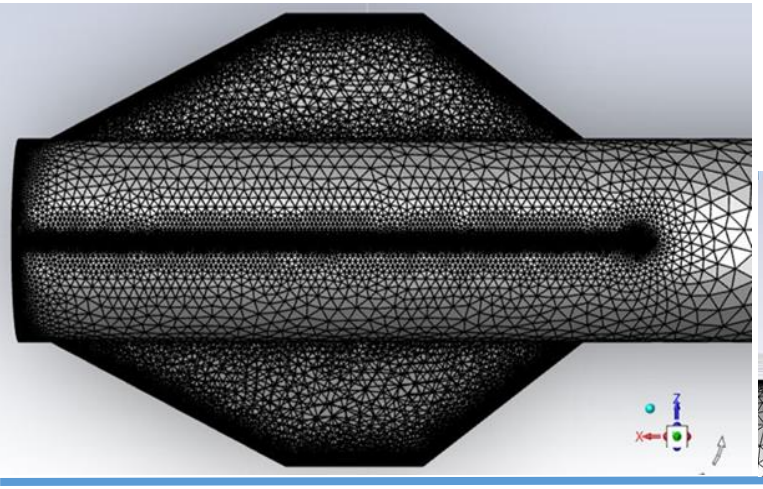
Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri: Analiz Ansys programında Fluid Flow (Fluent) modülünde yapılmıştır. Bu analizin amacı roketin uçuşu esnasında üzerine etki eden sürüklenme kuvvetini belirlemek ve tasarlanan roket modelinin aerodinamik olarak uygunluğunu belirlemektir. Analize başlarken hucüm açısının 0 derece olduğu varsayımı yapılarak başlanmıştır. İlk önce geometri SpaceClaim içerisine aktarılarak burada dış akış hacmi oluşturulmuştur. Daha sonra mesh aşamasına geçilerek geometriye 'inflation layers' girilerek rokete mesh atanmıştır. Mesh işlemi tamamlandıktan sonra Fluent bölümüne geçirilerek burada sınır şartları girilmiş ve analiz çözdürülmüştür. Analiz için en uygun Y+ değerini ve viscous modeli belirlemek için ilk başta sadece burun konisine analiz yapılmıştır. Burun konisinde hızı belirlerken roketin ulaştığı maksimum hız olan 267.6 m/s (0.8 mach) değerine göre analiz edilmiş ve bu değerler için havanın özellikleri alınarak analiz çözülmüştür. Y+ değerini belirlemek için viscous model Spalart-Allmaras model seçilmiştir. Burun konisi için ilk önce Y+ değeri belirlenmiş sonra Y+ değerine göre viscous modeli belirlenmiştir. Burun konisi için belirlenen değerler sonra genel roket için uygulanarak analiz çözülmüştür.

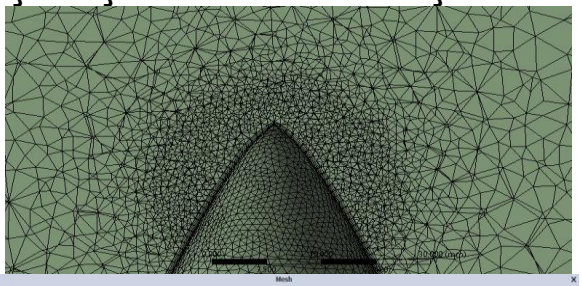
Farklı Y+ Değerleri İçin Analiz Çıktıları Tablosu

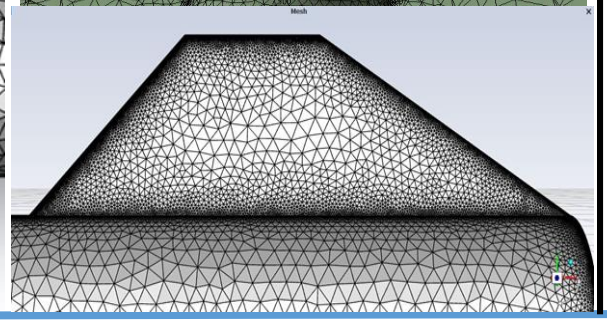
Y+ değeri	İlk Katman Yüksekliği (m)	Hız (m/s)	Yoğunluk (Kg/m^3)	Min. Ortogonal Kalite	Max. Skewness	Cd
160	0.3	267.6 (0.8 mach)	1.06	0.15	0.85	0.43748385
105	0.2	267.6 (0.8 mach)	1.06	0.15335	0.84665	0.45355928
80	0.15	267.6 (0.8 mach)	1.06	0.15094	0.84906	0.46386653
55	0.10	267.6 (0.8 mach)	1.06	0.15211	0.84789	0.47365329
26.5	0.05	267.6 (0.8 mach)	1.06	0.12952	0.84969	0.49363002

Analizler

Mesh: Genel roket geometrisi için Y+ değeri 55 olarak bulunmuştur. Sonra genel rocket için mesh işlemi yapılmıştır. Mesh yapısında toplamda 1246286 nodes, 4695783 element bulunmaktadır. Min. ortogonal quality 0.15 ve max. skewness değeri ise 0.81 bulunmuştur. Daha sonra Y+ değerine göre 5 farklı model için analiz çözümlenmiştir. Analiz sonucuna göre roket için viscous modeli k-epsilon-Standart belirlenmiştir. Mesh işlemi bittikten sonra setup bölümüne geçilmiş burada sınır şartları girilerek analiz çözümlenmiştir.







Sonuçlar: Bütün Ansys işlemleri daha önce burun konisinde yapıldığı gibi yapılmıştır. UBR raporunda Mach-Cd değerlerini elde etmek içim 0.1 - 0.8 mach değerlerine kadar analiz bu mach sayıları için teker teker çözülmüştür. Analiz sonucunda elde edilen Cd değerleri UBR raporuna eklenmiştir. Aşağıdaki tabloda 0.1'dan 0.8 mach'a kadarki Cd katsayılar verilmiştir.

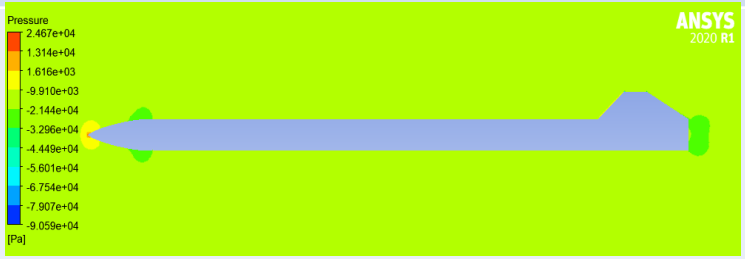
Mach-Cd Tablosu	
Mach	Cd
0.1	0.494
0.2	0.462
0.3	0.451
0.4	0.442
0.5	0.437
0.6	0.432
0.7	0.431
0.8	0.433

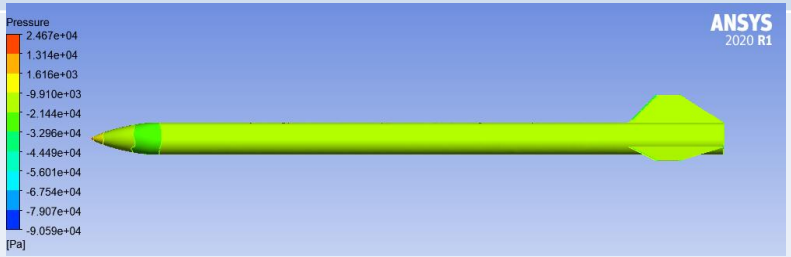
Analizde bulduğumuz Cd değerinin OpenRocket programından okunan değere göre daha düşük olduğu gözlemlenmiştir. Bu katsayının düşük olmasının nedeni çözüm ağının tam anlamıyla iyileştirilememiş olması ve sınır şartlarının belirsizliğinden dolayı eksik verilerin bulunmasından kaynaklanmaktadır. Ama basınç değerleri incelenecek olursa roket üzerinde herhangi bir yapısal sorun teşkil etmemektedir.

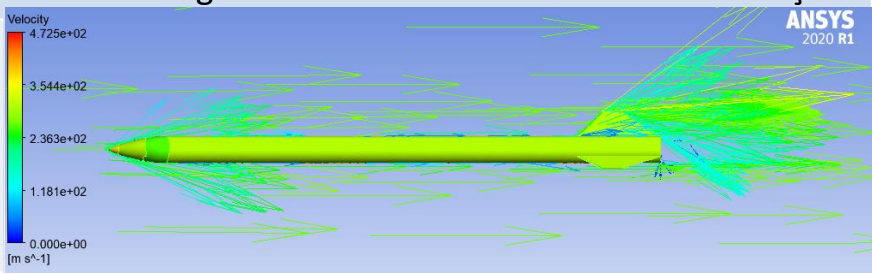
Analizler

Genel Roket CFD Tablosu

Analiz sonucunda farklı mach değerlerindeki roketin hava üzerine etkiyen basınç dağılım incelenmiştir. Analiz sonucunda beklendiği gibi burun konisi uç kısmında basınç fazla iken burun konisi geometrisi sayesinde bu basınç roketin bütün yüzeylerine dağılmaktadır. Kanatçıkların geometrisi ve tipleri sayesinde kanatçıklara etki eden hava akışı yüzeye çarparak smoot bir şekilde kanatçıkların arkasında birleşmektedir. Kanatçıkların arka tarafında ise vorteks oluşmadığı gözlemlenmiştir. Genel Roket CFD sonuçlarından elde edilen aerodinamik kuvvetler STATİC STRUCTUAL modülüne aktarılarak bu kuvvetlerin roket gövdesi üzerindeki etkileri analiz edilmiştir.

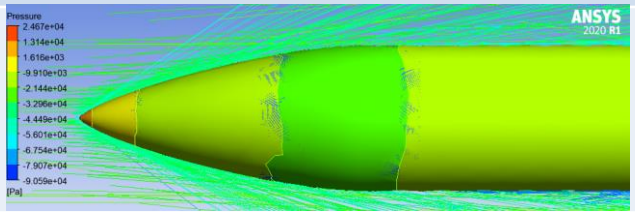


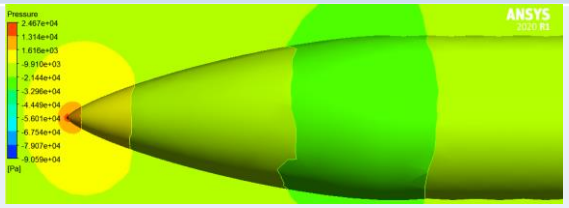




Burun Konisi CFD Tablosu

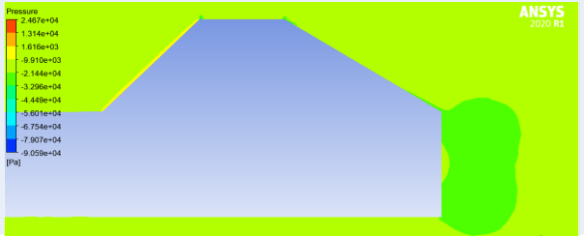
Analiz sonucunda farklı mach değerlerindeki roketin hava üzerine etkiyen basınç dağılım incelenmiştir. Analiz sonucunda beklendiği gibi burun konisi uç kısmında basınç fazla iken burun konisi geometrisi sayesinde bu basınç roketin bütün yüzeylerine dağılmaktadır. Seçilen Von karman burun geometrisinin ve incelik oranının aerodinamik olarak uygun olduğu anlaşılmıştır.

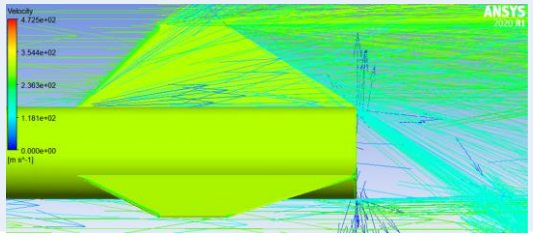




Kanatçık CFD Tablosu

Roketi aerodinamik olarak etkileyen en önemli parçalardan biri de kanatçıklardır. Analizde kanatçık geometrisinin ve tipinin uygunluğu analiz edilmiştir. Kanatçıklara gelen hava kanatçık tipinin rounded olmasından dolayı hava akışı kanatçıkları düzgün bir şekilde terk etmektedir ve vorteks oluşturmamaktadır.





Aviyonik – Özet

Kullanılacak olan 1. ve 2. aviyonik sistemler, arasında herhangi elektriksel veya kablosuz bağlantı bulunmayan birbirlerinden tamamen bağımsız ve Falcon Roket Takımı'nın özgün tasarımıdır. 1. aviyonik sistemde ESP32 LoRa kartı, GY-NEO6MV2 GPS modülü, BMI160 jiroskop sensörü, BMP390 basınç sensörü, HSA-TFC 868MHz bandında 5dbi anten ve 2 adet Power X-tra PX18650-22E Li-ion pil bulunmaktadır. 2. aviyonik sistemde ESP32 LoRa kartı, GY-NEO6MV2 GPS modülü, MPU6050 jiroskop sensörü, BMP280 basınç sensörü, HSA-TFC 868MHz 5dbi anten ve 2 adet Power X-tra PX18650-22E Li-ion pil bulunmaktadır. Aviyonik sistemlerde, birincil ve ikincil kurtarma sistemi barut kaplarına bağlı her sistem için birbirinden bağımsız ateşleyici (eyleyici-pyro) kullanılacaktır. Aviyonik sistemler, roketin gövdesi üzerinde dışarıdan erişilebilecek olan 1. aviyonik sistem aktifleştirme anahtarı ve 2. aviyonik sistem aktifleştirme anahtarı ile aktifleştirilecektir. Aviyonik sistemlerin aktifleşmesi, roket rampada aktifleştirildikten sonra anlık olarak yer istasyonuna uçuş öncesi verileri kesintisiz bir şekilde iletmesi ile teyit edilecektir. Aviyonik sistemlerdeki sensörlerin ihtiyacı olan 5V gerilim, LM7805 regülatör kullanılarak ESP32 LoRa'dan sağlanacaktır. 1. aviyonik sistemde, roket rampadan ayrılarak apogee noktasına y-eksende pozitif hareketi ile ulaştıktan sonra BMI160 jiroskop sensöründen gelen jiroskop negatif y-eksen verileri ile birincil kurtarma sistemi ateşleyicisine (eyleyici-pyro) BD135 transistörü ile 9V pilden gerilim gönderilerek birincil kurtarma sisteminin barutu patlatılacaktır. Roket apogeeden sonra ikinci kez 500 metre irtifaya eriştiği BMP390 basınç sensöründen gelen artan basınç değerlerinin irtifaya dönüştürülmesi ile tespit edilecek ve ikincil kurtarma sistemi ateşleyicisine (eyleyici-pyro) BD135 transistörü ile 9V pilden gerilim gönderilerek ikincil kurtarma sisteminin barutu patlatılacaktır. 1. aviyonik sistemde gerçekleşecek güç kesintisi, sensörden veri alınamaması veya yanlış veri gönderilmesi durumlarında 1. aviyonik sistemden bağımsız güç kaynağı ile çalışacak olan 2. aviyonik sistem, senkron veriler kullanılarak birincil ve ikincil kurtarma sistemlerinin aktifleştirilmesini sorunsuz bir şekilde gerçekleştirecektir. 2. aviyonik sistemde, roket

Aviyonik – Özet

rampadan ayrılarak apogee noktasına y-eksende pozitif hareketi ile ulaştıktan sonra MPU6050 jiroskop sensöründen gelen jiroskop negatif y-eksen verileri ile birincil kurtarma sistemi ateşleyicisine (eyleyici-pyro) BD135 transistörü ile 9V pilden gerilim gönderilerek birincil kurtarma sisteminin barutu patlatılacaktır. Roket apogeeden sonra ikinci kez 500 metre irtifaya eriştiği BMP280 basınç sensöründen gelen artan basınç değerlerinin irtifaya dönüştürülmesi ile tespit edilecek ve ikincil kurtarma sistemi ateşleyicisine (eyleyici-pyro) BD135 transistörü ile 9V pilden gerilim gönderilerek ikincil kurtarma sisteminin barutu patlatılacaktır. Sensörlerden gelecek verilerin doğruluğu Kalman Filtrelemesi kullanılarak sağlanacaktır. 1. ve 2. aviyonik sistemin verileri uçuş boyunca yer istasyonunda kesintisiz görüntülenecektir. Roketin yeryüzüne başarılı bir şekilde inişi, yer istasyonuna gönderilen GY-NEO6MV2 GPS modülünün sabit koordinat verileri ile tespit edilecektir. Roket, kurtarma ekibi tarafından bulunana kadar 1. ve 2. aviyonik sistem kesintisiz bir şekilde koordinat verilerini yer istasyonuna iletecektir. Yer istasyonuna iletilen veriler önce hakem heyetine sonra kurtarma ekibine iletilecek olup ekibin roketi bulması ile görev başarılı bir şekilde tamamlanacaktır.

Aviyonik Sistemler Karşılaştırma Tablosu			
1. Aviyonik Sistemin Farklılıkları	**İki Sistemin Benzerlikleri**		**2. Aviyonik Sistemin Farklılıkları**
-Jiroskop sensörü olarak BMI160 sensörü kullanılarak birincil kurtarma sisteminin ateşleyicisi (eyleyici-pyro) ateşlenecektir. -Basınç sensörü olarak BMP390 sensörü kullanılarak ikincil kurtarma sisteminin ateşleyicisi (eyleyici-pyro) ateşlenecektir.	-Birincil kurtarma sisteminin ateşleyicisinin (eyleyici-pyro) ateşlenmesi jiroskop sensörü verileri ile tetiklenecektir. -İkincil kurtarma sisteminin ateşleyicisinin (eyleyici-pyro) ateşlenmesi basınç sensörü verileri ile tetiklenecektir. -2 adet BD135 ve LM7805 kullanılacaktır.	-ESP32 LoRa kullanılacaktır. -2 adet Power-Xtra PX18650-22E Li-ion pil kullanılacaktır. -1 adet HSA-TFC 868MHz 5dbi anten kullanılacaktır. -GY-NEO6MV2 GPS modülü kullanılacaktır.	-Jiroskop sensörü olarak MPU6050 sensörü kullanılarak birincil kurtarma sisteminin ateleyicisi (eyleyici-pyro) ateşlenecektir. -Basınç sensörü olarak BMP280 sensörü kullanılarak ikincil kurtarma sisteminin ateşleyicisi (eyleyici-pyro) ateşlenecektir.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

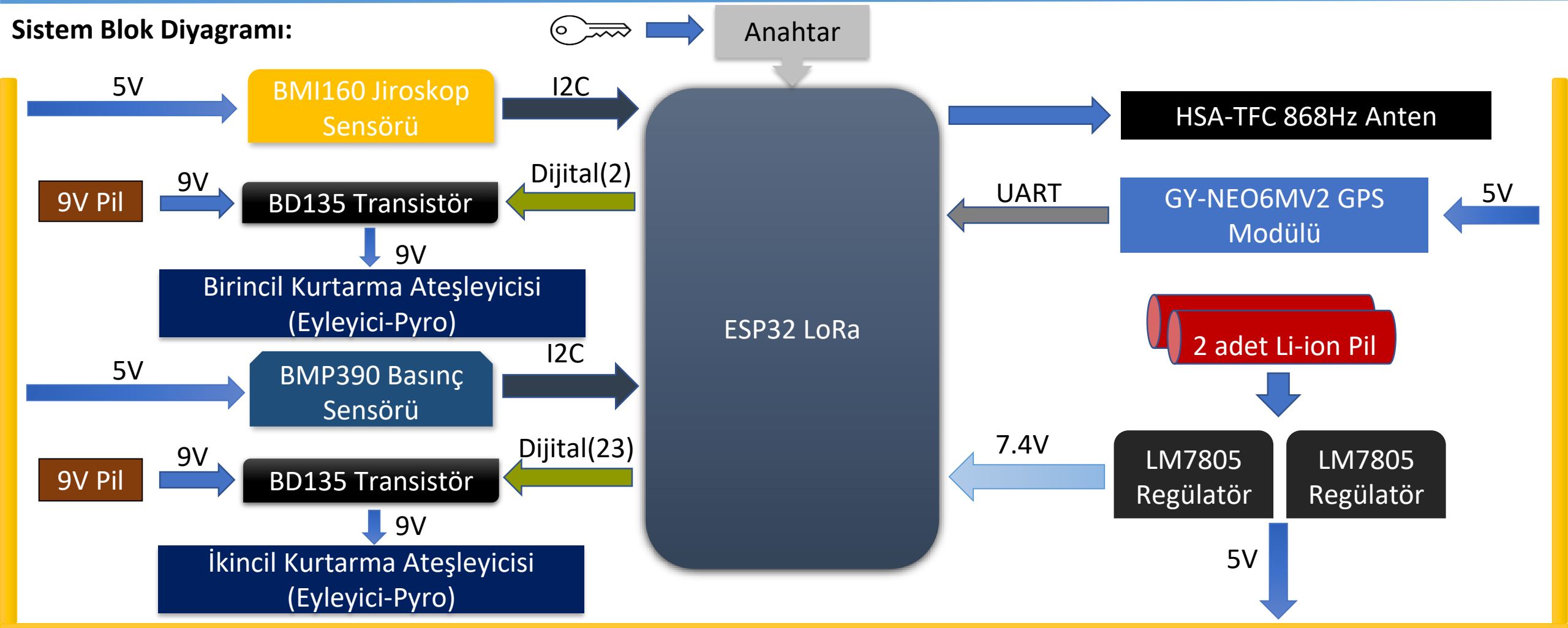
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	ESP32 LoRa[17]		1. aviyonik sistemde sensörlerden gelen verileri kullanarak algoritmaya göre kurtarma sistemlerini aktifleştirilmesini kontrol edecektir ve üstüne entegre olan LoRa modülü sayesinde yer istasyonu ile haberleşilmesini sağlayacaktır.
1. Sensör	BMI160 Jiroskop sensörü[18]	Evet	Jiroskop sensöründen gelen y-eksen jiroskop verilerinin negatif olması ile roketin apogee noktasında olduğu tespit edilerek birincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesini sağlayacaktır.
2. Sensör	BMP390 Basınç sensörü[19]	Evet	Basınç verilerini yükseklik verilerine dönüştürerek roketin apogeeden sonra ikinci kez 500 metre irtifada ikincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesini sağlayacaktır.
GPS Modülü	GY-NEO6MV2[20]	Hayır	Uçuş görevinin tamamlanmasının ardından GPS modülünden gelen konum verileri ile roketin kurtarma görevinin gerçekleşmesini sağlayacaktır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Transistör	BD135[21]	Hayır	İkincil kurtarma sistemlerinin ateşleyicilerini (eyleyici- pyro) aktifleştirmek için gerekli gerilimin 9V pillerden çekilmesini sağlayacaktır.
Regülatör	LM7805[22]	Hayır	1. aviyonik sistemde 5V gerilime ihtiyaç duyan GY-NEO6MV2 GPS modülünü, BMI160 jiroskop ve BMP390 basınç sensörlerini beslemek için kullanılacaktır.
Güç Kaynağı	Power-Xtra PX18650-22E Li-ion pili[23]	Hayır	Roketin görevi boyunca 1. aviyonik sistem için gerekli güç ihtiyacını karşılayacaktır.

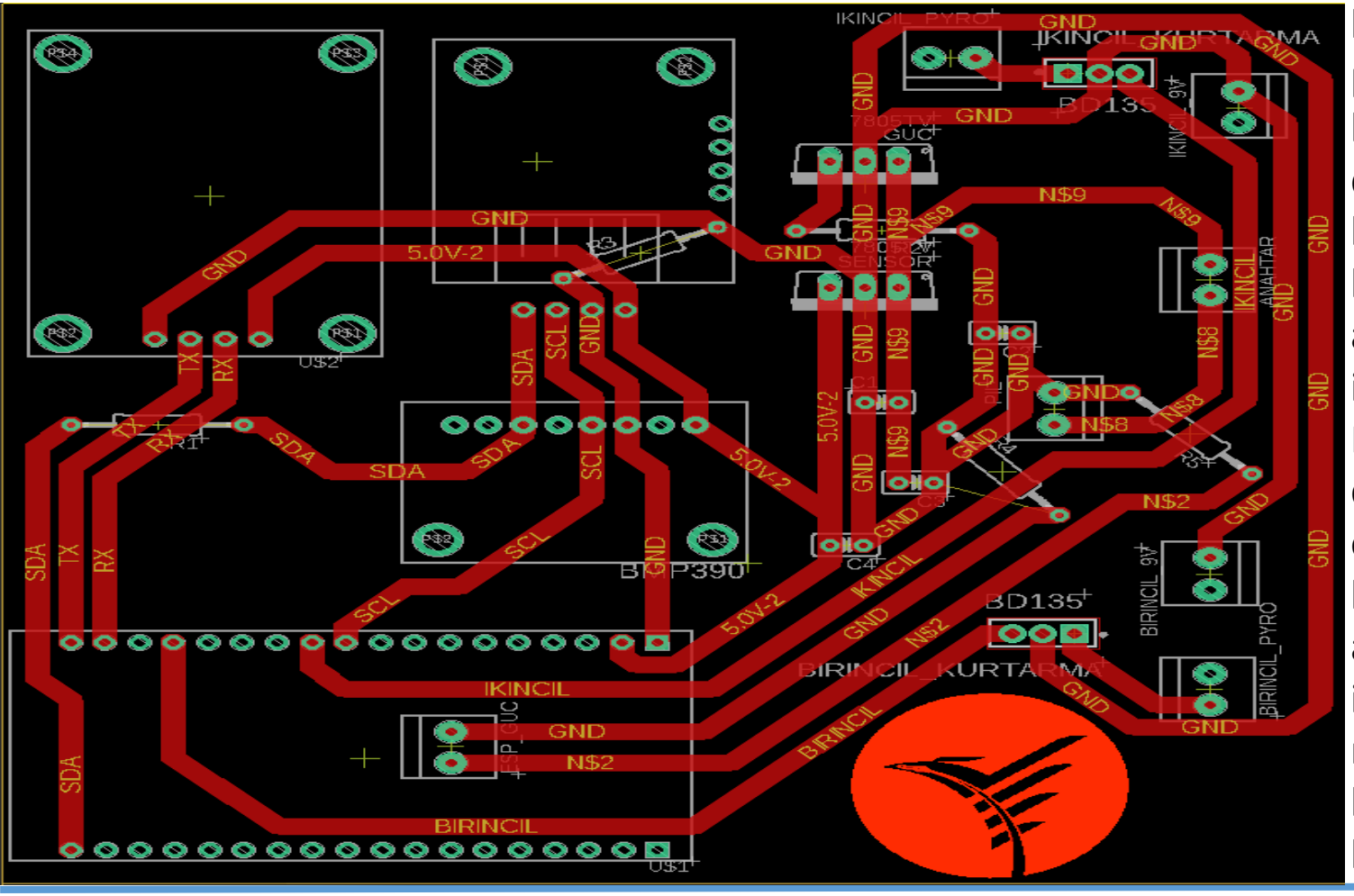
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

Sistem Blok Diyagramı:



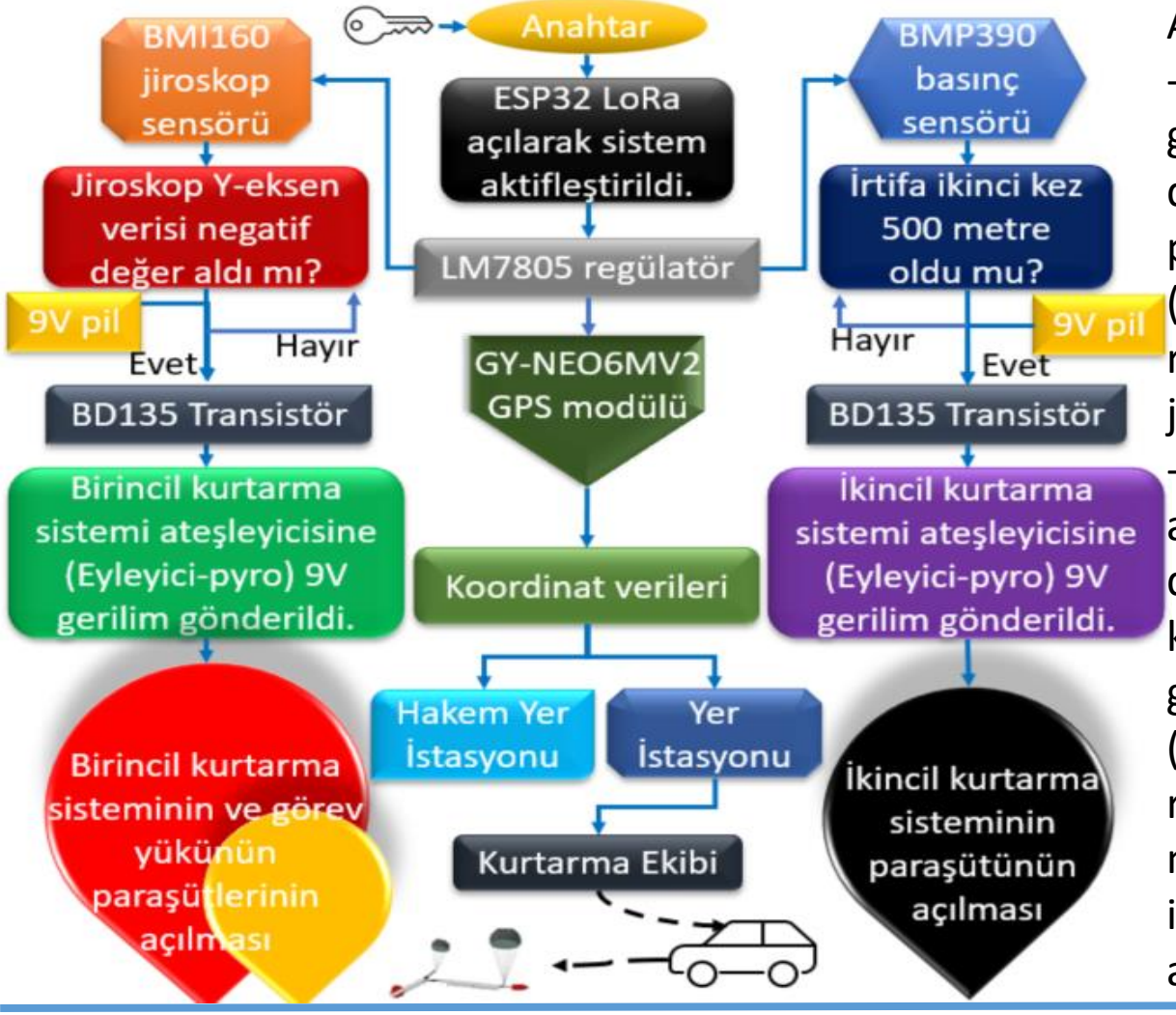
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

Kart tasarımı ve üretim yöntemi:



Eagle'dan tasarlanan özgün PCB tasarımının yağlı kağıda basılmış olan devre şeması temiz bakır plakaya yerleştirilecektir. 10-12 dakika sıcak presle her tarafına baskı uygulanacaktır. Soğuduktan sonra devrenin zarar görmemesi için suyun altında kağıt kaldırılacaktır. Hazırlanan tuz ruhu (HCl)[24] ve hidrojen peroksit (H_2O_2)[25] karışımının içine atılacaktır. Bakır kısımların erimesi kartın asit karışımı içinde titreştirilmesi sonucu gerçekleştirilecektir. Devre metal bulaşık süngeri ile temizlendikten sonra dremel ile delikler açılacaktır. Komponentlerin karta entegrasyonu tamamlandıktan sonra kart kullanıma hazır hale gelecektir. V-66 Yalıtım Verniği[26] ile atışın gerçekleştiriliceği Tuz Gölü'nün iklim şartları için PCB dayanıklılığı arttırılacaktır. LM7805 regülatörlerinin ve BD135 transistörlerinin enerji kayıplarını önlemek için alüminyum soğutucular kullanılacaktır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3



Algoritmada seçilen parametreler:

-Roketin apogee noktasına kadar BMI160 jiroskop sensöründen gelen pozitif y-eksen verileri, apogee noktasından sonra roket düşüşe geçmesiyle negatif olacaktır ve BD135 transistör yardımı ile pilden gelen 9V gerilim birincil kurtarma sisteminin ateşleyicisini (eyleyici-pyro) aktifleştirecektir. Parametrenin seçilme nedeni roketin apogee noktasında birincil kurtarma sisteminin y-negatif jiroskop verileri doğrultusunda aktifleştirilmesini sağlamaktır.

-BMP390 basınç sensörü tarafından roketin apogee noktasına kadar azalan ve düşüşe geçmesi ile oluşan artan basınç verileri irtifaya dönüştürülecektir. Elde edilen artan basınç verileri ile roketin ikinci kez 500 metre irtifada olduğu tespit edildiğinde 9V pilden gelen gerilim BD135 transistörü ile birincil kurtarma sisteminin ateşleyicisi (eyleyici-pyro) aktifleştirilecektir. Parametrenin seçilme nedeni roketin uçuş boyunca basınç verilerinin irtifaya çevrilerek apogee noktasından sonra serbest düşüşe geçmesi ile ikinci defa 500 metre irtifanın tespit edilmesiyle ikincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesini sağlamaktır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

Veri Filtreleme :

Roketin uçuş görevi esnasında meydana gelen titreşim, anlık sapma, sıcaklık, şok ve diğer fiziksel etkenlerden dolayı sensörlerden alınan veriler bozulmaya maruz kalır ve bu sebepten doğrudan roket algoritmasında kullanılmamaktadır. Sensörlerden gelen verilerin anlık sapma yapması veya bozuk okunması roketin algoritmasının yanlış çalışmasına neden olabilmektedir. Bu durumların önüne "Kalman Filtrelemesi" kullanılarak geçilecektir. Kalman filtresi bir matematiksel modeldir, bu model içerisine gönderilen verilerden yola çıkarak gelebilecek diğer verileri tahmin etmeye çalışır. Bu tahminleri yaparken matematiksel modelin ilk iteratifine girdi olarak sensörlerin hata paylarındaki veriler girilir. Kovaryans ile beraber hataların toplamı bulunur. Bulunan bu değer ile beraber 'Kalman kazancı' hesaplanır ve bu kalman kazancı kullanılarak bir sonraki iteratif adımda oluşacak değer tahmin edilir. Bu tahmin bir sonraki iteratif aşamada bir önceki bulunan değer olarak kullanılır ve tahmin algoritması çalışır. 1. aviyonik sistemde BMI160 jiroskop sensöründen, BMP390 basınç sensöründen ve GY-NEO6MV2 GPS modülünden elde edilen jiroskop, basınç ve koordinat verileri kalman filtrelemesi ile filtrelenerek algoritmada kullanılacaktır. Bu veriler ESP32 LoRa kartının içerisinde kurulan kalman filtrelemesi ile algoritmada kullanılarak roketin uçuş görevini güvenli şekilde gerçekleştirmesini sağlayacaktır.

Kalman Filtresi Formülü: [29]

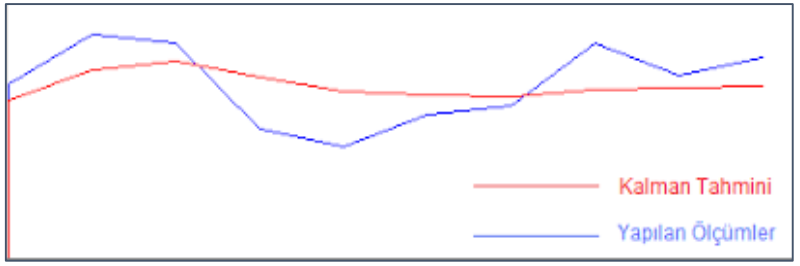
$$X_k = K_k \bullet Z_k + (1 - K_k) \bullet X_{k-1}$$

X_k = Yapılan tahmin.

K_k = Kalman kazancı.

Z_k = Sensörden gelen veri.

X_{k-1} = Önceki tahmin.



Kalman tahmini ile sensör kıyas tablosu.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

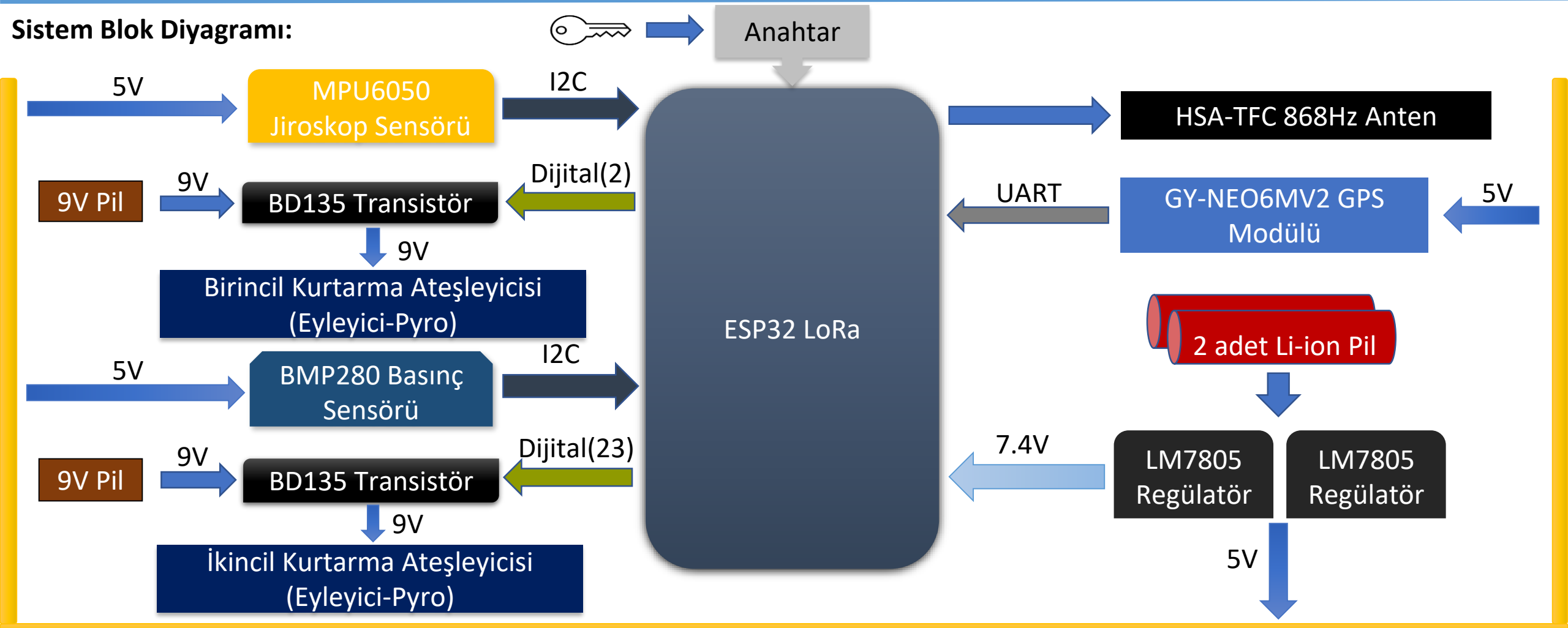
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	ESP32 LoRa		2. aviyonik sistemde sensörlerden gelen verileri kullanarak algoritmaya göre kurtarma sistemlerini aktifleştirilmesini kontrol edecektir ve üstüne entegre olan LoRa modülü sayesinde yer istasyonu ile haberleşilmesini sağlayacaktır.
1. Sensör	MPU6050 Jiroskop sensörü[27]	Evet	Jiroskop sensöründen gelen y-eksen jiroskop verilerinin negatif olması ile roketin apogee noktasında olduğu tespit edilerek birincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesini sağlayacaktır.
2. Sensör	BMP280 Basınç sensörü[28]	Evet	Basınç verilerini yükseklik verilerine dönüştürerek roketin apogeeden sonra ikinci kez 500 metre irtifada ikincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesini sağlayacaktır.
GPS Modülü	GY-NEO6MV2	Hayır	Uçuş görevinin tamamlanmasının ardından GPS modülünden gelen konum verileri ile roketin kurtarma görevinin gerçekleşmesini sağlayacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Transistör	BD135	Hayır	İkincil kurtarma sistemlerinin ateşleyicilerini (pyro-eyleyici) aktifleştirmek için gerekli gerilimin 9V pillerden çekilmesini sağlayacaktır.
Regülatör	LM7805	Hayır	2. aviyonik sistemde 5V gerilime ihtiyaç duyan GY-NEO6MV2 GPS modülünü, MPU6050 jiroskop ve BMP280 basınç sensörlerini beslemek için kullanılacaktır.
Güç Kaynağı	Power-Xtra PX18650-22E Li-ion pili[23]	Hayır	Roketin görevi boyunca 2. aviyonik sistem için gerekli güç ihtiyacını karşılayacaktır.

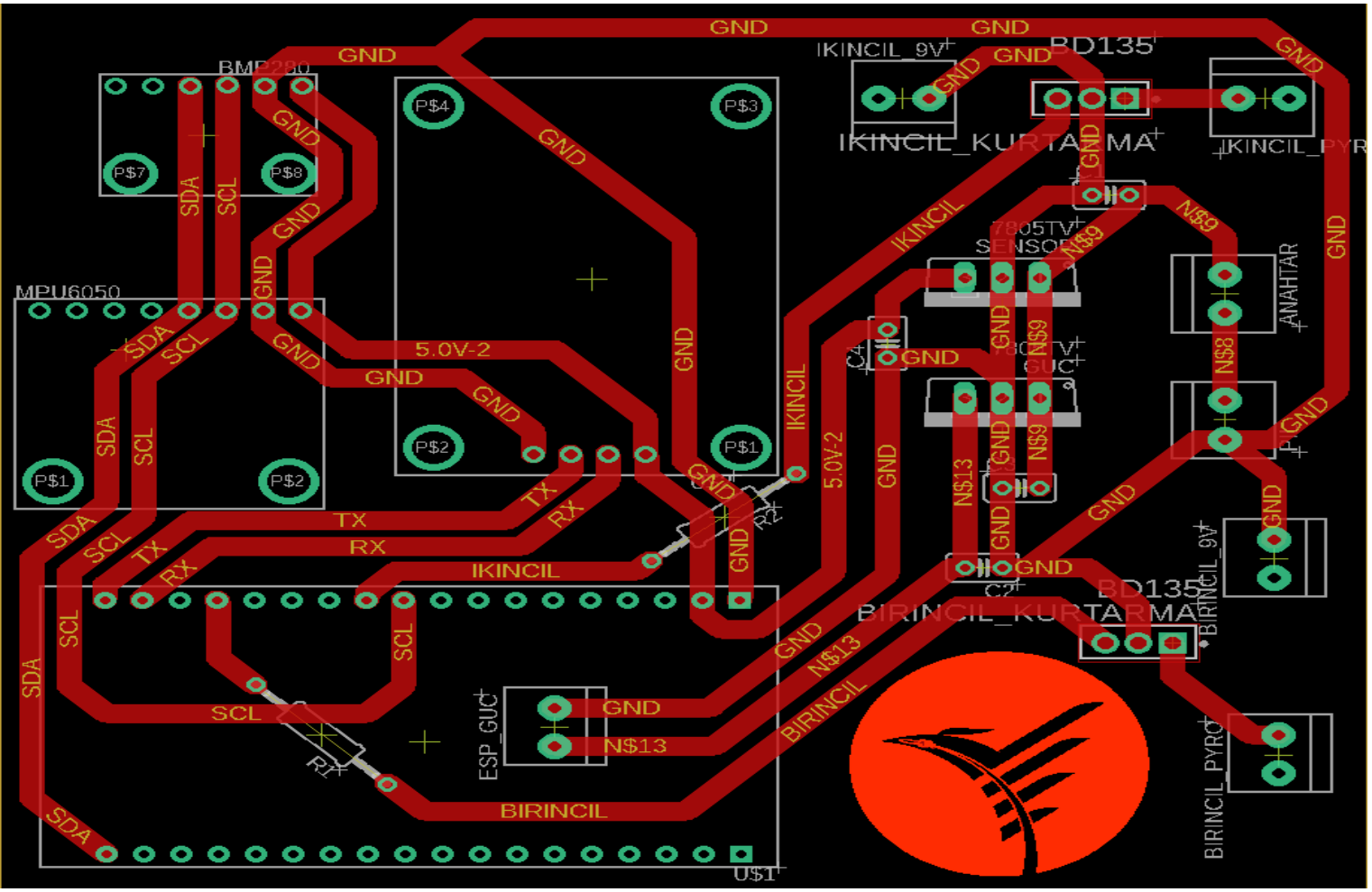
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

Sistem Blok Diyagramı:



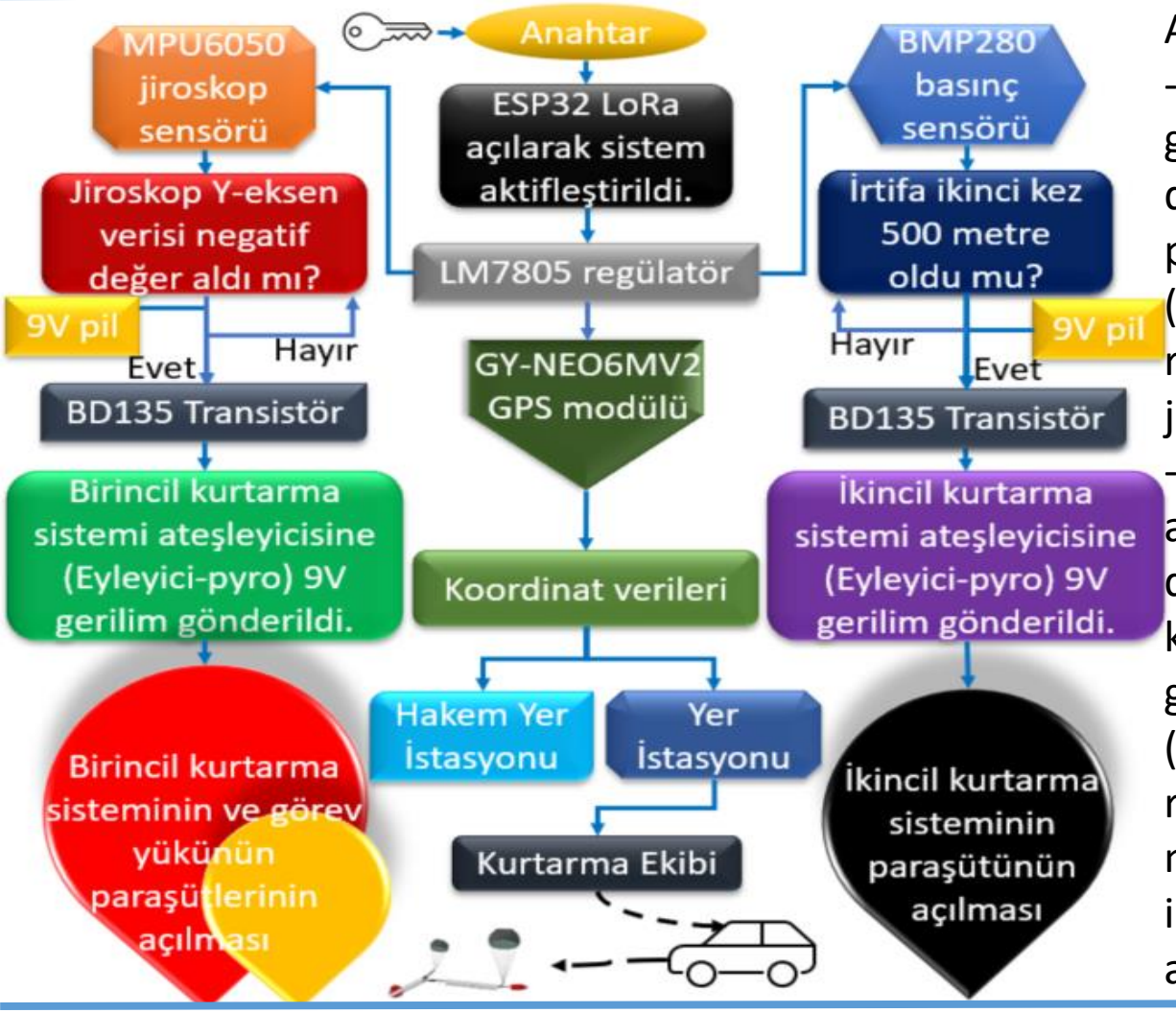
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

Kart tasarımı ve üretim yöntemi:



Eagle'dan tasarlanan özgün PCB tasarımının yağlı kağıda basılmış olan devre şeması temiz bakır plakaya yerleştirilecektir. 10-12 dakika sıcak presle her tarafına baskı uygulanacaktır. Soğuduktan sonra devrenin zarar görmemesi için suyun altında kağıt kaldırılacaktır. Hazırlanan tuz ruhu (HCl) ve hidrojen peroksit (H2O2) karışımının içine atılacaktır. Bakır kısımların erimesi kartın asit karışımı içinde titreştirilmesi sonucu gerçekleştirilecektir. Devre metal bulaşık süngeri ile temizlendikten sonra dremel ile delikler açılacaktır. Komponentlerin karta entegrasyonu tamamlandıktan sonra kart kullanıma hazır hale gelecektir. V-66 Yalıtım Verniği ile atışın gerçekleştiriliceği Tuz Gölü'nün iklim şartları için PCB dayanıklılığı arttırılacaktır. LM7805 regülatörlerinin ve BD135 transistörlerinin enerji kayıplarını önlemek için alüminyum soğutucular kullanılacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



Algoritmada seçilen parametreler:

-Roketin apogee noktasına kadar MPU6050 jiroskop sensöründen gelen pozitif y-eksen verileri, apogee noktasından sonra roket düşüşe geçmesiyle negatif olacaktır ve BD135 transistör yardımı ile pilden gelen 9V gerilim birincil kurtarma sisteminin ateşleyicisini (eyleyici-pyro) aktifleştirecektir. Parametrenin seçilme nedeni roketin apogee noktasında birincil kurtarma sisteminin y-negatif jiroskop verileri doğrultusunda aktifleştirilmesini sağlamaktır.

-BMP280 basınç sensörü tarafından roketin apogee noktasına kadar azalan ve düşüşe geçmesi ile oluşan artan basınç verileri irtifaya dönüştürülecektir. Elde edilen artan basınç verileri ile roketin ikinci kez 500 metre irtifada olduğu tespit edildiğinde 9V pilden gelen gerilim BD135 transistörü ile birincil kurtarma sisteminin ateşleyicisi (eyleyici-pyro) aktifleştirilecektir. Parametrenin seçilme nedeni roketin uçuş boyunca basınç verilerinin irtifaya çevrilerek apogee noktasından sonra serbest düşüşe geçmesi ile ikinci defa 500 metre irtifanın tespit edilmesiyle ikincil kurtarma sisteminin aktifleştirilmesini sağlamaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Veri Filtreleme :

Roketin uçuş görevi esnasında meydana gelen titreşim, anlık sapma, sıcaklık, şok ve diğer fiziksel etkenlerden dolayı sensörlerden alınan veriler bozulmaya maruz kalır ve bu sebepten doğrudan roket algoritmasında kullanılmamaktadır. Sensörlerden gelen verilerin anlık sapma yapması veya bozuk okunması roketin algoritmasının yanlış çalışmasına neden olabilmektedir. Bu durumların önüne "Kalman Filtrelemesi" kullanılarak geçilecektir. Kalman filtresi bir matematiksel modeldir, bu model içerisine gönderilen verilerden yola çıkarak gelebilecek diğer verileri tahmin etmeye çalışır. Bu tahminleri yaparken matematiksel modelin ilk iteratifine girdi olarak sensörlerin hata paylarındaki veriler girilir. Kovaryans ile beraber hataların toplamı bulunur. Bulunan bu değer ile beraber 'Kalman kazancı' hesaplanır ve bu kalman kazancı kullanılarak bir sonraki iteratif adımda oluşacak değer tahmin edilir. Bu tahmin bir sonraki iteratif aşamada bir önceki bulunan değer olarak kullanılır ve tahmin algoritması çalışır. 2. aviyonik sistemde MPU6050 jiroskop sensöründen, BMP280 basınç sensöründen ve GY-NEO6MV2 GPS modülünden elde edilen jiroskop, basınç ve koordinat verileri kalman filtrelemesi ile filtrelenerek algoritmada kullanılacaktır. Bu veriler ESP32 LoRa kartının içerisinde kurulan kalman filtrelemesi ile algoritmada kullanılarak roketin uçuş görevini güvenli şekilde gerçekleştirmesini sağlayacaktır.

Kalman Filtresi Formülü:

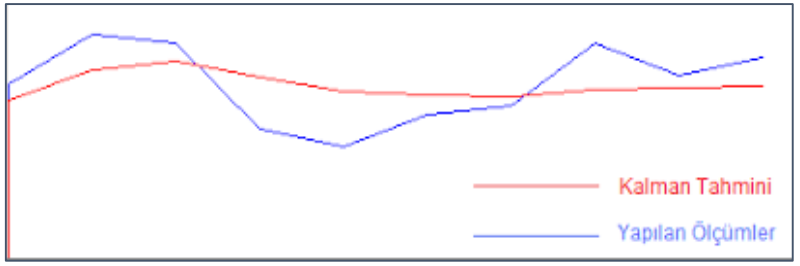
$$X_k = K_k \bullet Z_k + (1 - K_k) \bullet X_{k-1}$$

X_k = Yapılan tahmin.

K_k = Kalman kazancı.

Z_k = Sensörden gelen veri.

X_{k-1} = Önceki tahmin.



Kalman tahmini ile sensör kıyas tablosu.

Aviyonik – İletişim

1.Sistem Link Bütçesi		2.Sistem Link Bütçesi	
Haberleşme Modülü	130mA	Haberleşme Modülü	130mA
GY-NEO6MV2	67mA	GY-NEO6MV2	67mA
BMP390	0.64mA	BMP280	0.027mA
BMI160	0.925mA	MPU6050	4.1mA
HSA-TFC Anteni	40mA	HSA-TFC Anteni	40mA
Toplam	238.565 mA	Toplam	241.127 mA

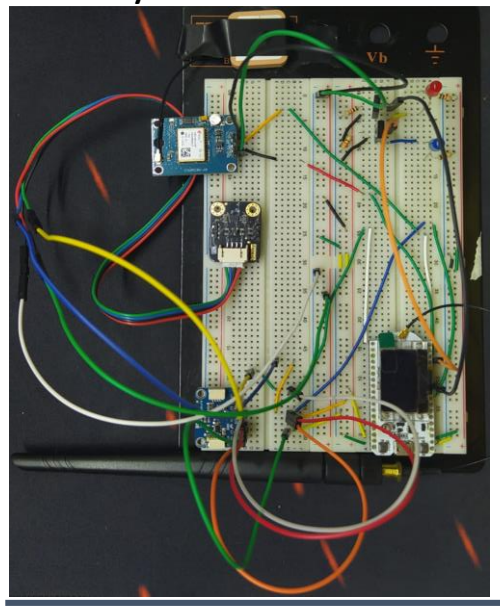
1. aviyonik sistemin ihtiyaç duyduğu akım, Esp32 LoRa'nın sağladığı 500mA akım ile karşılanmaktadır. 2. aviyonik sistemin toplam çekeceği akım Esp32 LoRa'nın verebildiği 500mA akım ile karşılanmaktadır.

Uçuş görevi boyunca 1. ve 2. aviyonik sistemlerde, I2C[30] protokolü ile basınç ve jiroskop, UART[31] protokolü ile GPS verileri; haberleşme modülü ile ESP32 LoRa'ya iletilecek ve DIP ile paketlenerek yer istasyonuna iletilecektir. Verilerin yer istasyonuna güvenli bir şekilde ulaşması için 868MHz ISM bandında Esp32 LoRa'nın sahip olduğu Sniffer protokolü[32] kullanılacaktır. Esp32 LoRa'da bulunan Sx1276 çipinin sahip olduğu güç amplifikatörü sayesinde +20dBm çıkış gücünde olması, uzun mesafelere sinyal iletebilmesi, -148dBm hassasiyeti ile zayıflamış sinyallerin tespit edilebilmesi, sinyallerdeki gürültünün azaltılması ve 868Mhz frekansta haberleşmesi ile haberleşme modülü için gerekli olan özelliktedir. Yer istasyonu ile kartın haberleşmesinde Arduino IDE yazılımı kullanılacaktır. Yer istasyonunda kullanılmak üzere 868 Mhz bandında 5dBİ güç ile yüksek menzilde kesintisiz haberleşmeyi sağlayabilen HSA-TFC anteni[33] seçilmiştir. Antenin uzunluğu 155mm'dir ve hafif yapısı ile birlikte bu antenin seçilmesinde büyük etken oluşturmaktadır. Link Bütçesi: Serbest Uzay Kaybı: 20*Log(868)+20*Log(3.3)+32.44=101.58dBm, İletim Kaybı: 1.5dBm, Atmosferik Kayıp: 3dBm, Polarizasyon Kaybı: 3dBm, RF Çıkış gücü: 20dBm, Alıcı Anten Kazancı: 5dBi, Verici Anten Kazancı: 5dBi'dir. Receive Sensivity: (20dBm)+(5dBi)+(5dBm)-(101.58dBm)-(1.5dBm)-(3dBm)-(3dBm)= -79.08dBm.

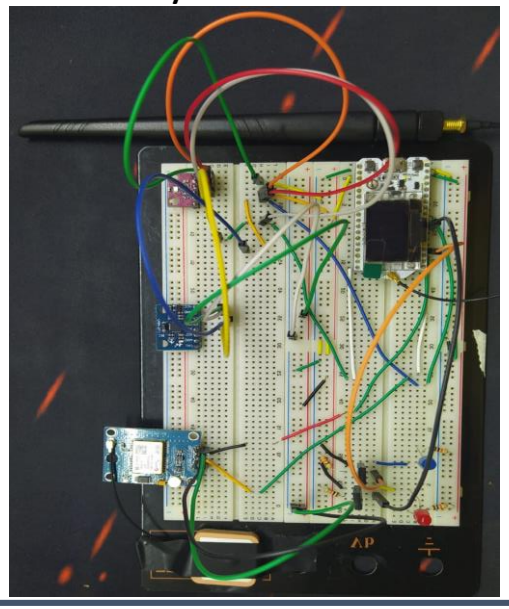
Aviyonik Prototip Testi

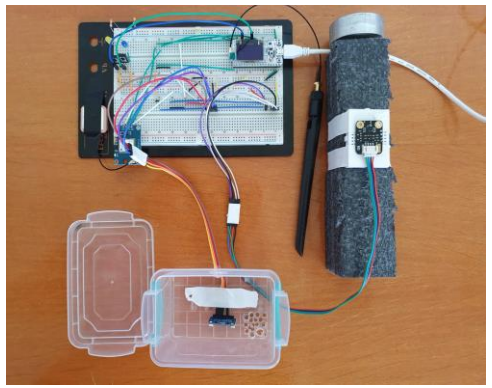
Algoritma Testleri: Algoritma testleri Marmara Üniversitesi Recep Tayyip Erdoğan Külliyesinde gerçekleştirilmiştir. 1. ve 2. aviyonik sistemlerin devre prototipleri breadboard üstünde kurulmuştur. Aviyonik sistemlerde sensör verilerinin sapmalarını önlemek için kalman filtrelemesi kullanılmıştır. 1. aviyonik sistemde BMI160 jiroskop sensörü ve 2. aviyonik sistemde MPU6050 jiroskop sensörü roketin apogee noktasında yapacağı y-eksen negatif hareketi ile simüle edilerek birincil kurtarma sistemi ateşleyicisi (eyleyici-pyro) ateşlendirilip birincil kurtarma sistemi algoritma testi başarıyla gerçekleştirilmiştir. 1. aviyonik sistemde BMP390 basınç sensörü ve 2. aviyonik sistemde BMP280 basınç sensörü roketin uçuş görevi boyunca maruz kalacağı yüksek ve alçak basınçlar dikkate alınarak ikinci defa 500 metre irtifaya ulaşması simüle edilerek ikincil kurtarma sistemi ateşleyicisi (eyleyici-pyro) ateşlendirilip ikincil kurtarma sistemi algoritma testi başarıyla gerçekleştirilmiştir. 1. ve 2. aviyonik sistemde yer alan GY-NEO6MV2 GPS modülünden elde edilen koordinat verilerinin doğruluğu ile GPS algoritma testi başarıyla gerçekleştirilmiştir. 1. ve 2. aviyonik sistemlerinin başarıyla gerçekleştirilmesi sonucunda ESP32 LoRa ile Arduino IDE yazılımının işlevsellik algoritma testi de başarıyla gerçekleştirilmiştir.

1. Aviyonik Sistem



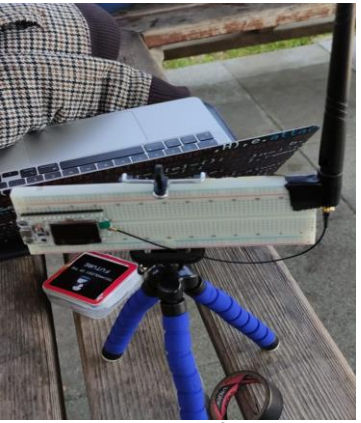
2. Aviyonik Sistem

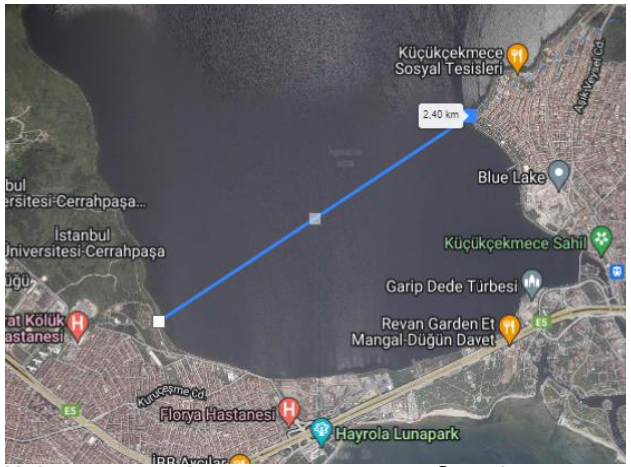




Aviyonik Prototip Testi

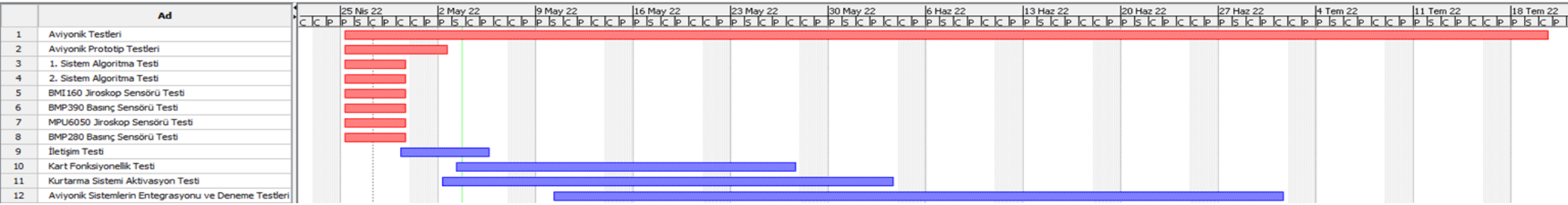
Yer İstasyonu





İletişim Testleri: İletişim testleri İstanbul'da bulunan Küçükçekmece Gölü'nde gerçekleştirilmiştir. Yer istasyonunda ve aviyonik sistemlerde HSA-TFC 868MHz 5dbi anten kullanılmıştır. Yer istasyonunda ve aviyonik sistemlerde iki farklı ekip yer almaktadır. 1. aviyonik sistem ve 2. aviyonik sistem yaklaşık 2.4km'lik mesafede yer istasyonu ile haberleştirilmiştir. Aviyonik sistemlerde yer alan GY-NEO6MV2 GPS modülünden elde edilen koordinat verileri yer istasyonunda bulunan ekip tarafından Google Maps'e girilerek aviyonik sistemlerin bulundukları konum teyit edilip iletişim testi başarıyla gerçekleştirilmiştir.

Kart Fonksiyonellik Testleri: Kart fonksiyonellik testleri Marmara Üniversite Recep Tayyip Erdoğan Külliyesinde gerçekleştirilecektir. Aviyonik sistemlerin Eagle'da çizilen özgün PCB kart tasarımları baskı devre yöntemiyle bastırılacaktır ve KTR teslim tarihinden sonra kart fonksiyonellik testlerinin yapılması planlanmaktadır.



Aviyonik Prototip Test Takvimi

Bütçe

Falcon Roket Takımı Bütçesi				
Parça	Komponent	Malzeme	Adet	Fiyat
1	Burun Konisi	Fiberglas	1	1000
2	Gövdeler	Fiberglas	3	1500
3	Entegrasyon Gövdeleri	Fiberglas	2	600
4	Mapalar	Dövülmüş Çelik	5	85
5	Huş Kapaklar	Huş Ağacı	1	200
6	Saplamalar	Çelik	7	50
7	Fırdöndü	Çelik	8	400
8	Karabina	Çelik	16	360
9	Somunlar, Vidalar	Çelik	3	140
10	Paraşütler	Ripstop nylon	3	5000
11	Şok Kordonu	Naylon kauçuk	5	165
12	Görev Yükü Tüpü	Fiberglas	1	400
13	Görev Yükü	Çelik	3,7kg	300

Falcon Roket Takımı Bütçesi				
Parça	Komponent	Malzeme	Adet	Fiyat
14	Motor Bloğu	Çelik	1	200
15	Merkezleme Halkaları	Alüminyum	4	600
16	Kanatçık	Alüminyum	3	350
17	Plastik Parçalar	ABS Filament,PVC	1	250
18	Karabarut	Barut	30 gr	100
19	Motor Kapağı	Alüminyum	1	50
20	Esp32 LoRa	-	6	1500
21	BME280	-	2	400
22	BMP390	-	2	300
23	GY-NEO6MV2	-	6	570
24	BMI160	-	4	842
25	Li-ion Pil	-	8	440
26	BMP280	-	2	80

Falcon Roket Takımı Bütçesi				
Parça	Komponent	Malzeme	Adet	Fiyat
27	MPU6050	-	2	70
28	HSA-TFC	-	6	180

Toplam Bütçe = 16132 TL

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
1	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takım 10 kişiden oluşmaktadır.
2	3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	Takımda bir danışman bulunmaktadır.
3	3.1.17.	Uçuş benzetim raporu hem ÖTR hem de KTR aşamalarında hazırlanacak ve teslim edilecektir.		9	KTR ile birlikte teslim edilmiştir.
4	3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dahil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.		2 ve 88'dan 108'a kadar	Gerekli bilgiler sayfalarda verilmiştir.
5	3.1.22	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		2	Takım yapısında takım üyeleri ve danışmanı listelenmiştir.
6	3.1.23.	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.		45,46 ve 47	M2020 motor kullanılmıştır.
7	3.1.24.2	Danışman olarak görev yapacak kişiler, çalıştığı ilgili eğitim/öğretim kurumlarından alacakları öğretmenlik/eğitmenlik/akademisyenlik yaptığına ve kurum tarafından yarışma takımı için danışman olarak görevlendirildiğine dair belgeyi KTR ile sisteme yüklemelidir.		2	Danışmanın çalıştığı eğitim kurumu ve görevi ile ilgili belgeler sisteme yüklenmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
8	**3.1.24.3**	Danışman olarak görev yapacak kişilerin danışmanlık görevlerini yerine getireceğine dair belgenin ıslak imzalı hali KTR ile sisteme yüklenmelidir.		2	Islak imzalı belge KTR ile birlikte sisteme yüklenmiştir.
9	**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.		55,57 ve 58	Roketimizde 3 adet paraşüt kullanılmaktadır.
10	**3.2.1.4.**	Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü (Şekil-1'deki sarı renkli sürüklenme paraşütü) açmakla yükümlüdürler.		55,62	Tepe noktasında görev yükü ayrılmakta ve roketin birincil (Sürüklenme) paraşütü açılmaktadır.
11	**3.2.1.5.**	İkincil (Ana paraşüt) paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılacaktır.		55,58	İkincil (Ana) paraşüt yere 500 m arasında açılacaktır.
12	**3.2.1.6.**	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		55,58,71, 72,73,77, 79,83,86	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştirmeyecektir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
13	**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.		59,62,71, 72,73,77, 79,83,86	Görev yükü, 1. ve 2. aviyonik sistemlerinde GY-NEO6MV2 GPS modülü kullanılmıştır.
14	**3.2.1.21.**	Takımların "Open Rocket Simulation" menüsüne (Şekil 3) uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur. Open Rocket dosyasına Şekil 3'te belirtilen simülasyonu eklemeyen takımlar değerlendirmeye alınmayacaktır.		5	Şekil 3'e uygun olarak Open Rocket programında yörünge benzetimi yapılmıştır.
15	**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.		62	Görev yükünün toplam kütlesi 4500 gramdır. Şekil 3 ile verilen değerler simülasyona girilmiştir. Bu değerler ile benzetim yapılmıştır.
16	**3.2.2.1.**	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		57,58 ve 60	Roketimizde 3 adet paraşüt kullanılmaktadır.
17	**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.		5	İkincil paraşütle taşınan yüklerin hızı 7.792 m/s'dir.
18	**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.		5	Birincil (Sürüklenme) paraşüt ile roketin düşüş hızı 25.161 m/s'dir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
19	**3.2.2.5**	Görev Yükü, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan (hiçbir noktaya şok kordonu vb. herhangi bir ekipman ile bağlanmadan) tek başına kendi paraşütü ile “bağımsız” olarak indirilmelidir.		55 ve 62	Görev yükü kendi paraşütü ile hiçbir parçaya bağlanmadan bağımsız olarak düşüşünü gerçekleştirecektir.
20	**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.		51,52,53, 54,55 ve 56	Kurtarma sisteminde kara barutu kullanılarak patlatma işlemi sonucu ayrılma işlemi gerçekleşir.
21	**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).		57	Paraşütler kırmızı, siyah ve turuncu renklerde olup ayırt edilmesi kolay olmaktadır.
22	**3.2.3.1.**	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		62	Görev yükünün toplam kütlesi 4500 gramdır.
23	**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.		61 ve 62	Görev Yükünün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım yapılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
24	**3.2.3.4.**	Orta İrtifa kategorisinde tepe noktasında roketten ayrılan Görev Yükü, tepe noktasından itibaren atmosfere ait basınç, sıcaklık ve nem verilerinin 5 Hz frekansla (her farklı veri grubundan saniyede 5 veri yayımlanması) yer istasyonuna iletilmesi gerekmektedir.		62	HSA-TFC anteni ve ESP32 LoRa modülü kullanılarak görev yükünün verileri 5 Hz ile yer istasyonuna iletilecektir.
25	**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.		39, 42 ve 62	Görev Yükünde canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal kullanılmamıştır.
26	**3.2.4.1.**	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3	Roketimizin maksimum mach sayısı 0.8'dir.
27	**3.2.4.3.**	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır (Kademelerin farklı çaplara sahip olması ve kademeler arasında çap değişimine izin verilmemektedir. Rampa yerleşim kısıtları dahilinde Boat-Tail kullanımına izin verilmektedir.)		12,18,19, 20,23	Roketin tüm parçalarının dış çapları (131 mm) aynı değerdedir.
28	**3.2.4.4.**	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.		4,15,16 ve 17	Roketimizde uçuş kontrol yüzeyleri sabittir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
29	**3.2.4.5**	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		3	Roketimizin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 2.02'dir.
30	**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.		5	Rampadan çıkış hızı 32.5 m/s'dir.
31	**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.		12,18 ve 23	Basınç deliklerinin çapları 4 mm'dir. Rokette toplamda 5 tane vardır.
32	**3.2.5.2.**	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır. Orta irtifa, Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.		65,66,67, 68,69ve 70	Analizler ve hesaplar gerekli sayfalarda gösterilmiştir.
33	**3.2.5.3.**	Aerodinamik yüzey (gövde, kanatçık, burun) malzemesi olarak PVC, sıkıştırılmış kağıt/kraft ve PLA kullanılamaz. Aerodinamik yüzeylerde ve roket içerisinde mukavemet gerektiren yerlerde sağlamlığı testler ve analizler ile kanıtlanmamış, tasarım raporlarında belirtilmemiş malzemelerin kullanılması durumunda takım elenecektir.		13,16,17, 21 ve 22	Gerekli bilgiler sayfalarda verilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
34	**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.		43	Tek parça dövülmüş çelik M8 mapa kullanılmıştır.
35	**3.2.5.5.**	Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir. Örnek burun omuzluğu Şekil 4'te ve örnek entegrasyon gövdeleri Şekil 5'te gösterilmiştir.		12,23,24	Burun omuzluğu gövde dış çapının 1.603 katıdır. Entegrasyon gövdeleri ise entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının 0.919 katı kadar girmektedir.
36	**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.		33	Roketimizde 2 adet kaydırma ayağı vardır. Biri motor bölümündedir. Diğerinin yeri ise roketin ağırlık merkezini iki kaydırma ayağının arasına alacak şekilde tasarımı yapılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
37	**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.		4	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçalar yer almamaktadır.
38	**3.2.5.10.**	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6).		23 ve 62	Tüm anahtarlar roketin nozülünden en azami 2500 mm mesafede yer almaktadır.
39	**3.2.5.11.**	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		46,47 ve 50	Motor rokete en son montajlanacaktır. Gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde tasarımı yapılmıştır.
40	**3.2.6.1.**	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		59,62,71, 72,73,77, 79,83,86	Ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş bilgisayarında bulunan sensörlerden gelecek veriler doğrultusunda tetiklenecektir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
41	**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.		85	ESP32 nin üstünde entegre olan haberleşme modülü olan LoRa belirtilmiştir.
42	**3.2.6.6.**	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.			Ticari uçuş bilgisayarı kullanılmamaktadır.
43	**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.		73,79,85	1. ve 2. olarak iki adet özgün uçuş bilgisayarı kullanılacaktır. İki uçuş bilgisayarı da haberleşme bilgisayarı özelliklerini taşımaktadır.
44	**3.2.6.9.**	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		71,76,82	1. ve 2. aviyonik sistem arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı bulunmamaktadır.
45	**3.2.6.10.**	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		71, 85	1. ve 2. sistem birbirinden bağımsız sensörlere, işlemciye, güç kaynağına ve kablolamaya sahiptir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
46	**3.2.6.11.**	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		71,72,86	1. ve 2. aviyonik sistemde birbirlerinden bağımsız birincil ve ikincil kurtarma sistemi ateşleyicisi (eyleyicisi-pyro) kullanılacaktır.
47	**3.2.6.12.**	Uçuş kontrol bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.		71	Aviyonik sistemlerde gerçekleşecek herhangi bir hata diğer sistemi etkilemeyecek ve her iki aviyonik sistem görevi başarılı bir şekilde gerçekleştirecektir.
48	**3.2.6.13.**	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		71,72,73, 77,78,79, 83,84,86	1. ve 2. aviyonik sistemlerde en az 2 sensör bulunmaktadır. Sensörlerin verileri kontrol algoritmasında kullanılacaktır.
49	**3.2.6.14.**	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		59,71,72,73, 75,77,78 81,83,84	1. aviyonik sistemde 1 adet BMP390 ve 2. aviyonik sistemde 1 adet BMP280 basınç sensörü bulunmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
50	**3.2.6.15.**	Uçuş kontrol bilgisayarında iki (2) adet basınç sensörü kullanılması durumunda kullanılan sensörlerin birbirinden farklı olması gerekmektedir (Farklı uçuş kontrol bilgisayarlarında kullanılan sensörler birbirleri ile aynı olabilir).		59,71,72, 73,77,78, 79,84,85, 87	Her iki aviyonik sistemde 1 adet birbirinden farklı basınç sensörü kullanılmıştır.
51	**3.2.6.16.**	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		71,72,73, 77,79,83, 86	Ayrılma sistemleri basınç ve jiroskop sensörleri verileri ile tetiklenecektir.
52	**3.2.6.18.**	Eğer eyleyici tek ise, 1. ve 2. 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.		71,72,73, 77,79,83, 86	1. ve 2. aviyonik sistemde birbirlerinden bağımsız birincil ve ikincil kurtarma sistemi eyleyicisi (ateşleyicisi-pyro) sensörlerden gelecek veriler doğrultusunda aktifleşecektir.
53	**3.2.6.19.**	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		71,72,73, 77,79,83, 86	Kurtarma sistemleri sensörlerden gelecek veriler doğrultusunda aktifleşecektir.
54	**3.2.6.20.**	Bütün takımların, roketlerinden ve görev yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		62,71,72, 85,87	Yer istasyonunda ESP32 LoRa ve HSA-TFC anteni kullanılacaktır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
55	**3.2.6.23.**	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		85	Link bütçesi 1. ve 2. aviyonik için yapılarak açıkça belirtilmiştir.
56	**3.2.6.24.**	Roket üzerindeki aviyonik alt sistemler ve sensörler uçuş esnasında maruz kalacakları titreşim, basınç ve şok gibi etkiler altında görevlerini rahatlıkla yerine getirmelidir. Bu kapsamda gerekli koruyucu önlemler alınmalı, tasarım doğrulama aşamasında ilgili testler gerçekleştirilmeli ve sonuçları ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		72,78, 84,86	Kalman Filtrelemesi kullanılmıştır. Testler KTR' de belirtilerek yapılmıştır.
57	**3.2.6.25.**	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir.		71,72, 87	1. ve 2. aktifleştiği bilgisi yer istasyonundan teyit edilecektir.
58	**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.		19,23,62, 24,71,75, 77,81,83	Aviyonik sistemler roketin gövdesi üzerindeki anahtar yuvasından anahtar ile çevrilerek aktifleşecektir.
59	**3.2.6.27.**	Uçuş bilgisayarı açıldığında rokete bağlı herhangi bir sistem aktif hale gelirse takım diskalifiye edilecektir.		71,72,73, 75,77,79, 81,83,86	Kurtarma sistemleri sensörlerden gelen veriler doğrultusunda aktifleşecektir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
60	**3.2.6.28.**	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		62	Görev yükü aviyonik sistemi roketin gövdesi üzerindeki anahtar ile aktifleşecektir.
61	**3.2.6.29.**	Sisteme güç sağlayan her türlü güç kaynağı (akü, pil , süperkapasitör vb.) ile besledikleri ilk devreler arasında mekanik açma/kapama anahtarı (Ing. on/off switch) bulunacaktır. Mekanik anahtar vasıtasıyla bağlantı kesildiğinde güç besleme elemaninin herhangi bir sistem elemanıyla (LED göstergeler, güç çeviriciler, regülatörler de dahil olmak üzere) bağlantısı olmayacaktır.		71	1. ve 2. aviyonik sistemler ayrı güç kaynakları ile beslenecek olup ayrı anahtarlar ile aktifleşeceklerdir.
62	**3.2.6.30.**	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.			1. ve 2. aviyonik sistemde Li-po pil kullanılmamaktadır.
63	**3.2.6.32.**	Kullanılacak piller roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.		62,71,72, 74,80,85	Görev yükü, 1. ve 2. aviyonik sistemlerde kullanılan Li-ion piller yeterli kapasitededir.
64	**3.2.6.33.**	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		71,72,73, 77,79,83, 86	Aviyonik sistemlerin ayrılma sekansları basınç ve jiroskop verileri ile tetikleneceklerdir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
65	**3.2.6.34.**	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		71,72,73, 77,79,83, 86	Sistem input verilerinin alınacağı basınç ve jiroskop sensörleri belirtilmiştir.
66	**3.2.6.35.**	Sensörlerden okunan veriler doğrudan kullanılmamalı ve herhangi bir hatalı okuma ya da sensör hatası durumu göz önünde bulundurulmalıdır. Bu gibi durumlar için alınacak önlemler (filtreleme vs.) ilgili tasarım raporlarında detaylı anlatılmalıdır.		72,78,84, 86	1. ve 2. aviyonik sistemlerde kalman filtrelemesi kullanılacaktır.
67	**3.2.6.36.**	Özgün uçuş bilgisayarları ve tüm uçuş algoritmaları takım üyelerinin kendi özgün tasarımları olmalıdır. Takım üyeleri özgün sistemler ile ilgili detayları açıklayabilmeli ve özellikle uçuş algoritmalarını değiştirebilecek yetkinlikte olmalıdır. Tasarımlarının özgün olmadığı tespit edilen takımlar diskalifiye edilecektir.		71,72, 76,77, 82,83	Tüm uçuş algoritması ve kart tasarımı Falcon Roket Takımı'nın özgün tasarımıdır.
68	**3.2.7.1.**	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.		13,16,17, 21,22,39, 40,41,42, 43,44 ve 45	Tasarım aşamasında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemektedir.
69	**3.2.7.2**	Tasarım, insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte (gürültü etkilerine ve belirsizliklere karşı dayanıklı) olmalıdır.		12 ve 15	Roketin tasarımı en az seviyede sadelik ve gürbüzlükte yapılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
70	**3.2.7.3.**	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.		109	Hata türleri ve etkileri analizinde gerekli bilgiler verilmiştir.
71	**3.2.7.4.**	Tasarım, üretim, entegrasyon ve atış günlerinde güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmeli, gerekli tedbirler eksiksiz planlamalı ve icra edilmelidir.		109	Hata türleri ve etkileri analizinde gerekli bilgiler verilmiştir.
72	**3.2.7.5.**	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.		109	Hata türleri ve etkileri analizinde gerekli bilgiler verilmiştir.
73	**4.1.2**	Takımların rapor içeriklerinde kendi üretmedikleri tablolar, görseller, denklemler ve benzeri içeriklerin kullanımında ilgili içeriğin alındığı belgeye referans vererek kullanması beklenmektedir. Bu duruma aykırı bir içerik tespit edildiğinde takım kopya çekmiş sayılacak ve yarışmadan diskalifiye edilecektir.		110, 111 ve 112	Referanslar ilgili sayfada verilmiştir.
74	**4.1.3.**	Takımların, referans verecekleri içeriklerde APA (American Psychological Association) referans tipini kullanmaları gerekmektedir. (İsmi verilen referans tipi ile alakalı ihtiyaç duyulan bilgilere “American Psychological Association. (2020). Publication manual of the American Psychological Association (7th ed.).” belgesinden ulaşabilirsiniz.)		110,111 ve 112	Referans verilen içeriklerde APA (American Psychological Association) referans tipi kullanılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
75	**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.		89'dan 108'a kadar	Kontrol listesi KTR ile birlikte teslim edilmiştir.
76	**4.2.5.**	Tasarımın mimarî bileşenleri, arayüzler de dahil olmak üzere tanımlanacaktır.		4,18,19, 20'den 34'e kadar	Tasarımın mimarî bileşenleri tanımlanmıştır.
77	**4.2.8.**	Malzeme seçim kriterlerinin ve söz konusu seçimlerin sistemle uyumluluğunun raporda yer alması beklenmektedir.		13,16,17, 21,21 ve 38'dan 45'e kadar	Malzeme seçim kriterlerinin ve söz konusu seçimlerin sistemle uyumluluğuna raporda yer verilmiştir.
78	**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.		63,64, 86,87	Gerekli analiz ve testler yapılmıştır ve ilgili sayfalarda sunulmuştur.
79	**4.3.2.**	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır.		1'den 87'e kadar	Şartnamede verilen araç gereksinimleri ve görev başarım kriterleri eksiksiz sağlanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
80	**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).		109	Hata Modları ve Etkileri Analizi tasarım süreci sonucunda son haline getirilmiştir. Roketle ilgili tüm yapısal, akışkanlar dinamiği, uçuş algoritması yeterliliği vb. analizleri tamamlanmıştır.
81	**4.3.4.**	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.		1'den 87'e kadar	Tasarımımızın geçirdiği aşamalar nedenleriyle sunulmuştur.
82	**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.		12,15,18,19, 20,23-34,37, 45- 53,55,59	Bilgisayar destekli tasarımlar yapılmıştır ve raporun ilgili sayfalarında sunulmuştur.
83	**4.3.6.**	Sistem entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmalıdır (Yani, "Zorlu Görev kategorisi için kademeler birbirlerine nasıl bağlanır" "Burun gövdeye nasıl bağlanır", "Paraşüt gövdeye nasıl bağlanır", "Motor yeniden çıkartılabilecek şekilde gövde içerisine nasıl sabitlenir" vb. gibi sorulara yanıt niteliğinde, tüm sistemlerin montajının detayları CAD programından alınmış görseller ile desteklenerek sunumda anlatılmalıdır).		48,49,50	Roket montaj stratejisi entegrasyon şeması kullanılarak ve CAD programından alınmış görseller ile ilgili sayfalarda sunulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
84	**4.3.7.**	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		13,16,21, 40'tan 45'e kadar, 76,82	Gövde ve gövde içi yapısal parçaların malzeme ve üretim bilgileri detaylı olarak verilmiştir.
85	**4.3.8.**	Zaman, üretim ve test planlarının hazırlanmış olması gerekmektedir (Planların içeriğinde hangi hafta hangi üretimlerin yapılacağı, hangi tarihlerde bileşenlerin test edileceği gibi detaylı bilgilere yer verilmelidir).		63,64,86, 87	Gerekli sayfalarda bilgiler verilmiştir.
86	**4.3.9.**	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		63'ten 70'e kadar, 86,87	KTR içerisinde tasarımın üretilebilir olduğuna dair analiz/test sonuçları sunulmuştur.
87	**4.3.11.**	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR'de sunulmalıdır.		54 ve 56	Gerekli nihai analizler ilgili sayfalarda verilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
88	**4.3.12.**	Raporu destekleyici “.ork” uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir			Rapor ile birlikte ‘’.ork’’ uzantılı Open Rocket dosyaları teslim edilmiştir.
89	**4.3.13.**	Takımların KTR’de istenilen tüm bilgileri ilgili bölümlerde sunmaları beklenmektedir. Raporun yanlış yerlerine eklenmiş bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır		1’den 112’e kadar	KTR’de istenilen bilgiler ilgili bölümlerde sunulmuştur.
90	**4.3.15.**	KTR’de sunulmak üzere TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından istenilen bilgiler, analiz ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun ve rahat anlaşılır ve takip edilebilir şekilde raporda sunulmalıdır. Bu şartı yerine getiremeyen takımlar için raporun ilgili bölümünde gerektiğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde puan eksiltmesi uygulanacaktır.		1’den 112’e kadar	KTR’de sunulan bilgiler, analizler ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun ve rahat anlaşılır ve takip edilebilir bir şekilde sunulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
91	**4.3.16.**	Takımların sunacağı KTR'nin TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından etkin ve verimli değerlendirilmesi için "Giriş Kriterleri" (Entry Criterias) bulunmaktadır. Takımların KTR'de sunmaları beklenen çıktıların Giriş Kriterlerine uyması beklenmektedir. Aksi halde KTR hiçbir şekilde değerlendirmeye alınmayacaktır. Eğer "Giriş Kriterleri" sağlanmışsa, KTR için "Çıkış Kriterleri" (ExitCriterias) dikkate alınarak hakemler tarafından değerlendirme yapılacaktır. Giriş ve Çıkış Kriterleri tasarım raporları şablonları ile birlikte duyurulacaktır.		1'den 112'e kadar	Gerekli sayfalarda bilgiler verilmiştir.
92	**4.3.17.**	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR'de belirtilecektir.		76,82	1. ve 2. aviyonik sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler ile anahtarlama devreleri gösterilmiştir.
93	**4.6.2.**	Uçuş Benzetim Raporları ÖTR ve KTR raporlarından ayrı olarak, bu raporlarla eş zamanlı "iki" (2) defa gönderilecektir.		9	Uçuş benzetim raporu KTR ile birlikte teslim edilmiştir.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

HTEA Şablonu, ‘falcon_roket_takımı_htea_şablonu.xlsx’ adıyla sisteme yüklenmiştir.

Referanslar

[1]Gary A. Crowell Sr.,1996 ,The Discriptive Geometry of Nose Cones, Sayfa 6
[2]Gary A. Crowell Sr.,1996 ,The Discriptive Geometry of Nose Cones, Sayfa 9
[3]JPS Composite Materials,https://jpscm.com/products/e-glass-s-glass/
[4]StringFixer,https://stringfixer.com/tr/6061_aluminium_alloy#:~:text=T6%20tav%206061%2C%206061%20al%C3%BCminyum,'d%C4%B1r%20(39%20ksi)
[5]MatWeb,https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=b1aa69c0528a40729478403542a8c94a&ckck=1
[6]MatWeb,https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=5edc39d3b0fd44efa9fdd90d049c3737
[7]Matweb,https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=bd6620450973496ea2578c283e9fb807
[8]Lumen Learning,https://courses.lumenlearning.com/physics/chapter/11-3-pressure/
[9]Wikipedia,https://tr.wikipedia.org/wiki/Newton%27un_hareket_yasalar%C4%B1
[10]Serway, 2000, Serway Fizik 5. Baskı, sayfa 166, Palme Yayıncılık
[11]Roket Türk,https://rocketturk.com
[12]Roket Türk,https://rocketturk.com/urun/hazir-sok-kordonu-25-cm/
[13]Arıkan H.,http://www.endil.yildiz.edu.tr/proceedings/57.pdf
[14]Kara M.,Uyaner M.,2017,Filaman Sarım ile Üretilen CTP Kompozit Borularda Tabaka Sayısının Teğetsel Gerilme Dayanımına Etkisi
[15]Koluman Plastik,http://www.kolumanplastik.com/tr/urunler/poliamid-6
[16]String Fixer, https://stringfixer.com/tr/Fiberglass

Referanslar

[17]Esp32 LoRa, https://www.alldatasheet.com/datasheet-pdf/pdf/1148023/ESPRESSIF/ESP32.html
[18]BMI 160 Jiroskop Sensörü, https://www.mouser.com/datasheet/2/783/BST-BMI160-DS000-1509569.pdf
[19]BMP 390 Basınç Sensörü, https://www.bosch-sensortec.com/media/boschsensortec/downloads/product_flyer/bst-bmp390-fl000.pdf
[20]GY-NEO6MV2 Gps Sensörü, Epitran,https://www.epitran.it/ebayDrive/datasheet/NEO6MV2.pdf
[21]BD135 transistör, https://www.st.com/resource/en/datasheet/cd00001225.pdf
[22]LM7805 Regülatör, https://www.sparkfun.com/datasheets/Components/LM7805.pdf
[23]Power-Xtra PX18650-22E Lion Pil, https://www.robolinkmarket.com/Data/EditorFiles/PDF/power-xtra-12c-30a.pdf
[24]Tuz ruhu, https://tr.wikipedia.org/wiki/Hidroklorik_asit
[25]Hidrojen Peroksit, https://tr.wikipedia.org/wiki/Hidrojen_peroksit
[26]V-66 Yalıtım Verniği, https://www.doraelektronik.com.tr/urun/due-ci-v66-yalitim-sprey-200-ml#:~:text=K%C4%B1r%C4%B1lma%2C%20%C3%A7entik%20veya%20%C3%A7atlama%20yapmayacak,bir%20yal%C4%B1t%C4%B1m%20sa%C4%9Flamak%20i%C3%A7in%20kullan%C4%B1l%C4%B1r
[27]MPU6050 Jiroskop Sensörü, https://product.tdk.com/system/files/dam/doc/product/sensor/mortion-inertial/imu/data_sheet/mpu-6000-datasheet1.pdf
[28]BMP280 Basınç Sensörü, https://www.mouser.com.tr/datasheet/2/783/BST_BMP280_DS001-1509562.pdf

Referanslar

[29]Kalman Filtrelemesi, http://www.ibrahimcayiroglu.com/Dokumanlar/Makale_BilgiPaylasim/(1-2012)-Kalman_Filtresi_Ve_Bir_Programlama_Ornegi-Ibrahim_CAYIROGLU.pdf
[30]I2C, https://www.ti.com/lit/an/slva704/slva704.pdf?ts=1650997439831&ref_url=https%253A%252F%252Fwww.google.com%252F
[31]UART, https://www.infineon.com/dgdl/Infineon-Component_UART_V2.0-Software%20Module%20Datasheets-v02_05-EN.pdf?fileId=8ac78c8c7d0d8da4017d0e7f69251131
[32]Sniffer Protokolü, https://www.ijcsmc.com/docs/papers/March2015/V4I3201599a15.pdf
[33]HSA-TFC Anteni, https://robotistan.com/Data/EditorFiles/rf-868mhz-5dbi-sma-anten-datasheet.pdf