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

Takım Yapısı

5 Takım Kaptanı
İsmail ALICI
Makine Mühendisliği/ 2. Sınıf

Takım Danışmanı
Arş. Gör.
İnci UMAKOĞLU

Elektronik Birimi Üyesi
Alperen TİKEN
Elektrik-Elektronik Mühendisliği/ 2. Sınıf

Elektronik Birimi Üyesi
Can DOĞRUYOL
Elektrik-Elektronik Mühendisliği/ 2. Sınıf

3 Elektronik Birimi Üyesi
Celal Şahin AVCI
Elektrik-Elektronik Mühendisliği/ 2. Sınıf

Elektronik Birimi Üyesi
Cenker MOKAN
Elektrik-Elektronik Mühendisliği/ 2. Sınıf

4 Elektronik Birimi Üyesi
Ilgar BENLİ
Elektrik-Elektronik Mühendisliği/ 1. Sınıf

2 Mekanik Birimi Üyesi
Emin AYRAN
Makine Mühendisliği/ 2. Sınıf

Mekanik Birimi Üyesi
Cemile TUTU
Makine Mühendisliği/ 2. Sınıf

Mekanik Birimi Üyesi
Mine Nur Avcı
Fizik/ 1. Sınıf

1 Mekanik Birimi Üyesi
Ziya AK
Makine Mühendisliği/ 2. Sınıf

1. Atış Sorumlusu
2. Atış Alanı Sorumlusu
3. Atış Sonrası Kurtarma Sorumlusu
4. Yer İstasyonu Sorumlusu
5. İletişim Sorumlusu

Kütahya Dumlupınar Üniversitesi

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2760 mm
Çap (mm):	131 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	22787.7 g
Yakıt Kütlesi (g):	4349 g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2527.3 g
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	5100 g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	29664 g

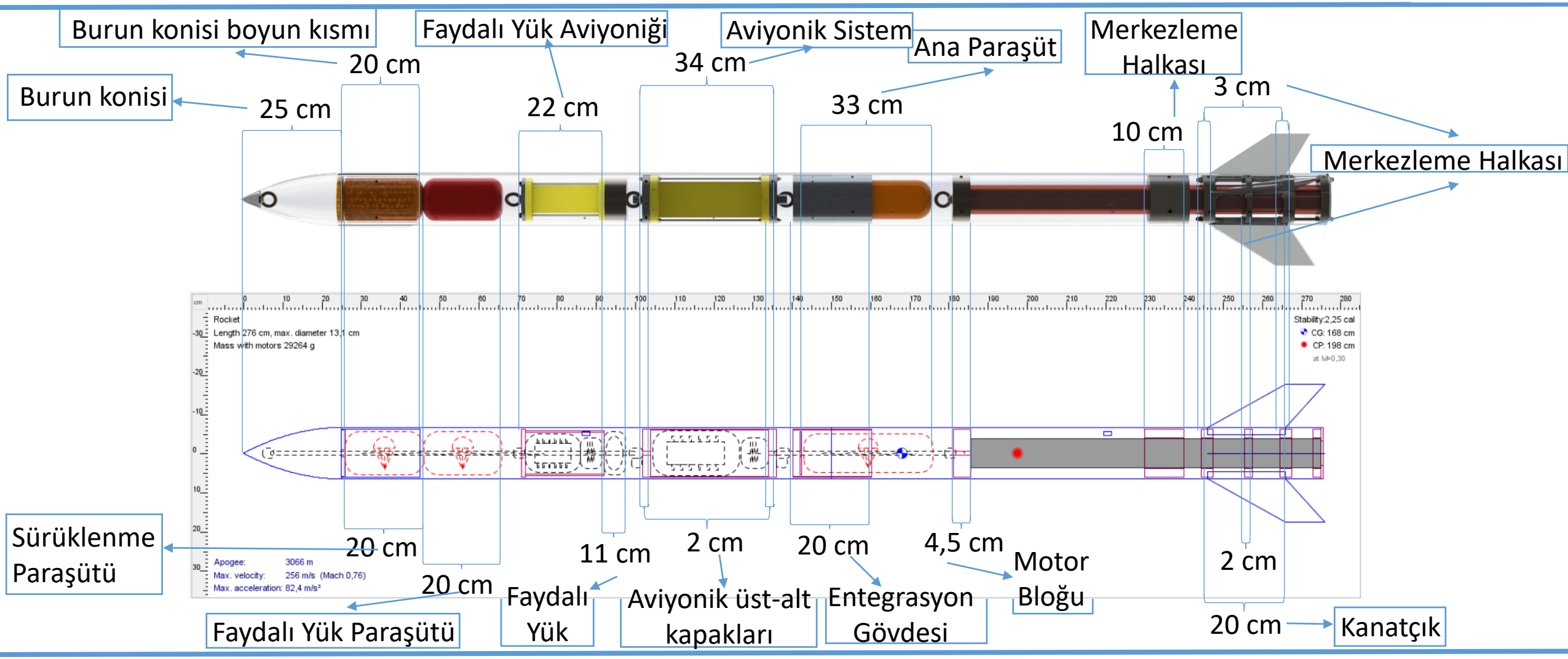
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	0,00905
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	31 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	2.160 cal.
En büyük ivme (g):	81.3 m/s^2
En Yüksek Hız (m/s):	251 m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0.75
Tepe Noktası İrtifası (m):	2929 m

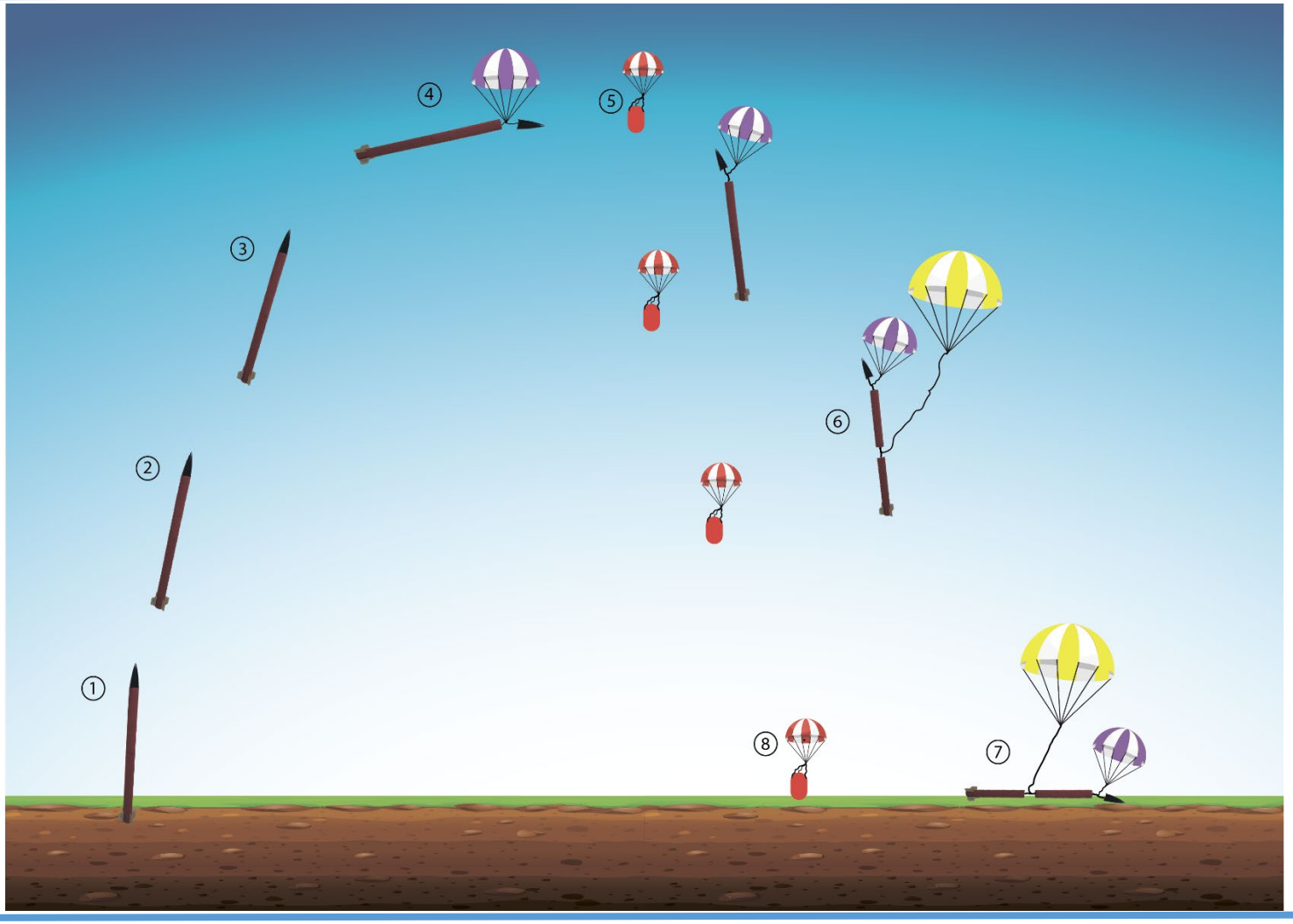
Motor

M2020

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



1. Adım	Motorun Ateşlemesi (Zaman = 0 s, İrtifa = 0 m, Hız = 0 m/s)
2. Adım	Rampa Çıkışı (Zaman = 0.41,5 s, İrtifa =5.7658 m, Hız = 30.126 m/s)
3. Adım	Motor Yakıt Bitişi (Zaman = 4.2912 s, İrtifa = 668.57 m, Hız = 247.21 m/s)
4. Adım	İlk Ayırma ve Tepe Paraşütünün Açılması (Zaman = 25.291 s, İrtifa = 3010.7 m, Hız = -0.16369 m/s)
5. Adım	Faydalı Yük'ün ve Paraşütünün Roketten Ayırması (Zaman = 25.341 s, İrtifa = 3010.7 m, Hız = -0.65291 m/s)
6. Adım	İkinci Ayırma ve Ana Paraşütün Açılması (Zaman = 110.5 s, İrtifa = 588.41 m, Hız = -27.44 m/s)
7. Adım	Roketin İnişinin Tamamlanması (Zaman = 177.62 s, İrtifa = 0 m, Hız = -8.4149 m/s)
8. Adım	Faydalı Yük'ün İnişinin Tamamlanması (Zaman = 347.43 s, İrtifa = 0 m, Hız = -12.68 m/s)

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada ?	ÖTR'de içerik neydi ?	KTR'de içerik ne oldu ?	KTR'de hangi sayfada ?
Kanatçık Yapısı	11	Airfoil	Rounded	16
Kırılabilir Pim	13	İki Parça	Tek Parça	18
Kanatçık	12	Kanatçık yüksekliği yanlış yazılmış	Kanatçık yüksekliği düzeltildi	15

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu?	KTR'deki içerik detayı?	KTR'de hangi sayfada?
Burun Konisi İç Kapak	Burun konisi iç kapak materyali Kestamid olarak değiştirilmiştir.	Burun konisi iç kapağının materyali daha yüksek mukavemete sahip olduğundan dolayı ABS'den Kestamite değiştirilmiştir.	13
Payload Aviyonik Sistem Yuvası Materyali	Payload aviyonik sistem yuvası materyali Kestamid olarak değiştirilmiştir.	ABS malzemeden yapılması planlanan payload aviyonik sistem yuvası ABS'ye göre daha mukavemetli olan kestamite değiştirilmiştir.	30

Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

Uçuş Benzetim Raporu (UBR) ek bir PDF dosyası ile ‘ÜLGENHAN Roket Takımı UBR.pdf’ adında ulaştırılmıştır.

Kütle Bütçesi

Kütle Bütçesi ek bir Excel dosyası ile ‘ÜLGENHAN Roket Takımı - Kütle Bütçesi.xlsx’ adında ulaştırılmıştır.

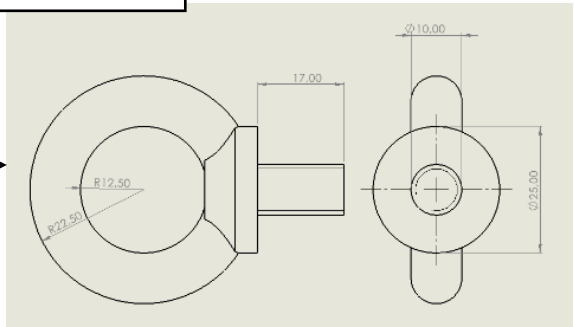
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

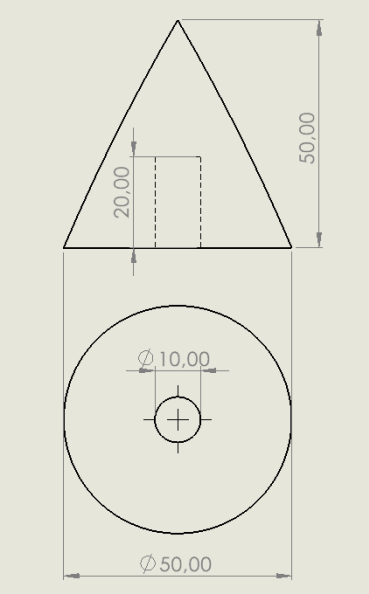
Burun Konisi Uç Kısmı Alüminyum Detayı

M 10 Kuş Gözü Döküm Mapa

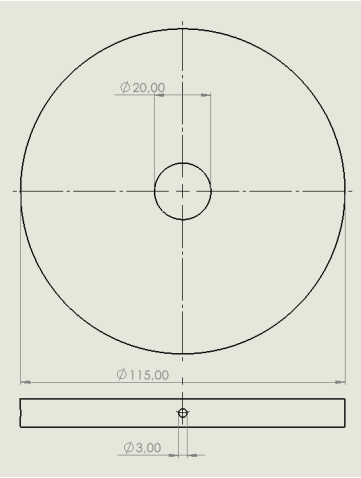
*1



Burun Konisi Uç Kısım

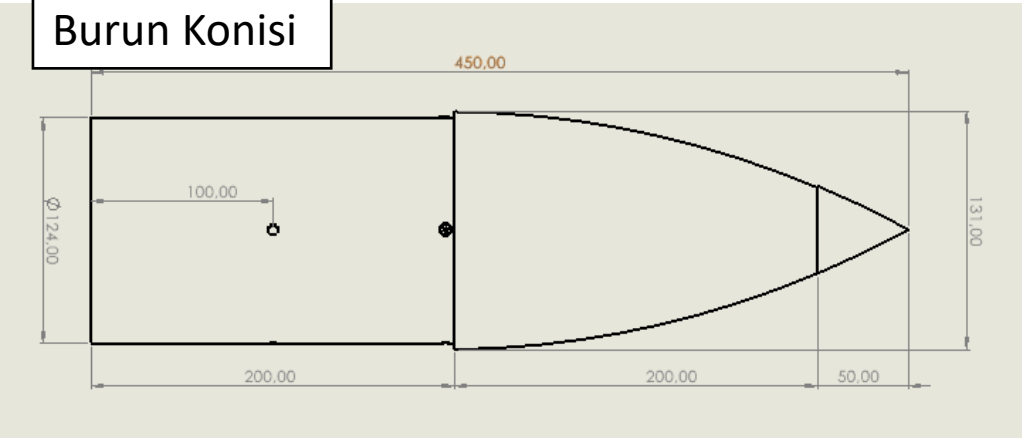


Burun Konisi İç Kapak



Burun Konisi Malzemesi	Cam Elyaf + Alüminyum
Burun Konisi Şekli	Parabolik
Burun Konisi Şekil Katsayısı	1
Burun Konisi ve Boyun Et Kalınlığı	3 mm
Burun Konisi Toplam Uzunluğu	450 mm
Burun Konisi Toplam Çap Uzunluğu	131 mm
Burun Konisi Uzunluğu	250 mm
Boyun Uzunluğu	200 mm
Boyun Çap Uzunluğu	123 mm
Burun Konisi Uç Alüminyum Uzunluğu	50 mm

Burun Konisi



Burun Konisi – Detay

Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi Adı	Çap (mm)	Cidar(mm)	Uzunluk(mm)
Burun Konisi Uç Kısım	Alüminyum 7075	CNC Freze – CNC Tornalama	50 mm	0-50 mm	50 mm
Burun Konisi İç Kapak	Kestamid	CNC Tornalama	118 mm	98 mm	10 mm
Burun Konisi	Fiberglas	Elle yatırma	131 mm	3 mm	450 mm

Burun Konisi Uç Kısmı

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	İşleme kolaylığı sağlaması, gerekli simülasyon verilerine ulaşılması için uygun yoğunluk değerlerini karşılaması ve düşük yüzey pürüzlüğüne sahip olması, yüksek işlenebilirlik ve yüksek akma – çekme mukavemetine sahip olması nedeniyle seçilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Alüminyum 7075, içi dolu çubuktan parça uzunluğu kadar keilir. CNC Tornalama ile parçaya 20 mm' lik M10 cıvata deliği açıldıktan sonra parça delik ile sabitlenip CNC Freze ile istenilen şekle getirilir. CNC Freze tercih edilmesinin sebebi burun konisinin geometrik şeklini en iyi işleyebilecek makine olmasıdır. Uç kısmı burun konisine yapıştırılarak montajlanacaktır. Uç kısmının alüminyum olmasının sebebi burun konisi malzemesi olan cam elyafa göre diş yapısını daha iyi korumasıdır.

Burun Konisi İç Kapak

Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Gerekli simülasyon değerlerine ulaşılması ve maruz kalacağı kuvvetler göz önüne alındığında; uygun yoğunluk, akma ve çekme mukavemetlerini karşılaması nedeniyle seçilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Üretim yöntemi olarak tornalama kulanılacaktır. Tornalama yönteminin seçilmesinin sebebi kestamidin kolay işlenebilmesi ve rahat şekil verilebilmesidir.

Burun Konisi – Detay

Burun Konisi		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	İşleme kolaylığı sağlaması, gerekli simülasyon verilerine ulaşılması için uygun yoğunluk değerlerini karşılaması ve düşük yüzey pürüzlüğüne sahip olması nedeniyle seçilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Solidworks üzerinden burun konisinin iç yüzeyini dış yüzey kabul ederek bire bir ölçüde çizilen ve üç boyutlu yazıcıda basılan kalımın üzerine cam elyaf kumaşın yatırılması ile üretilecektir. Gövdenin üretilebilmesi için burun konisinin ölçülerine uygun 3 boyutlu yazıcıdan kalıp oluşturulur. Kalıp zımparalanıp temizlendikten sonra birinci kalıp ayırıcı olarak vaks sürülür. Sünger ile ikinci aıyırıcı polivinil alkol uygulanır. Fırça ile reçine sürülür. Takviye olarak kullanılacak örgü elyaf hazırlanır. Reçine sertleştirici ile uygun ölçüde eklenerek homojen olana kadar karıştırılır. Jelkot üzerine reçine sürüldükten sonra örgü elyaf yerleştirilir ve fırça darbeleriyle reçine örgü elyafa emdirilir. Fırça rulolanarak hava kabarcıkları giderilir. İşlem et kalınlığı 3 mm kalınlığa gelene kadar devam ettirilir. Sarım tamamlandığında burun konisi 12 saat kurumaya bırakılır. Gerekli delik açma işlemleri yapılır ve yüzey pürüzleri giderilmek için zımparalanır. Burun konisi boyanmaya ve montaja hazır hale gelir.

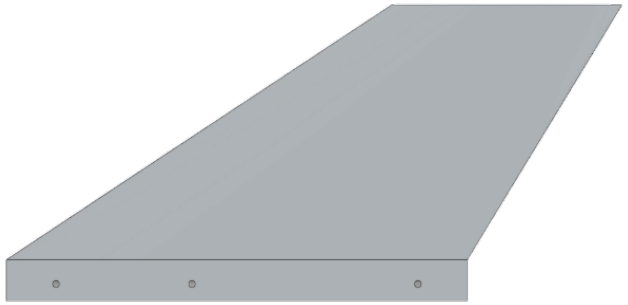
Burun konisinin geometrisi yandaki formül kullanılarak ve openrocket verileri göz önüne alınarak hesaplamıştır.

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

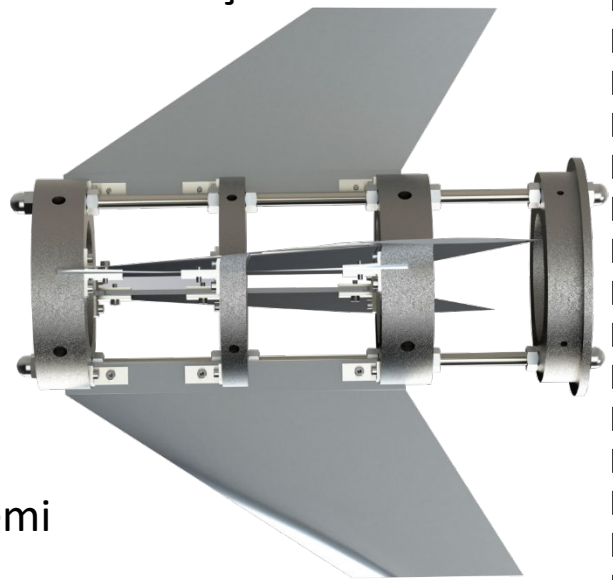
	Formül Tanımı
K	Parametre (K değeri 1 alınmıştır)
R	Burun Konisi çapı
L	Burun konisi toplam uzunluğu
Y	Burun konisinin ucundan L ye kadar değişiklik gösteren herhangi bir x noktasının yarıçapı (CAD tasarımının doğru yapılabilmesi için kullanılmıştır.)

Kanatçık Mekanik Görünüm

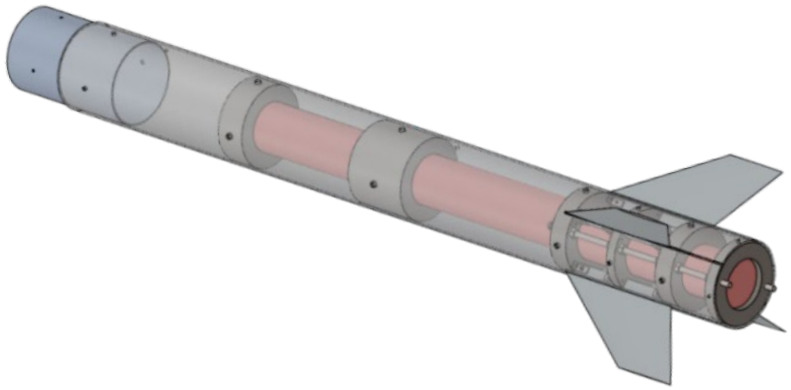
*Kanatçık



*Kanatçık Yuva Sistemi

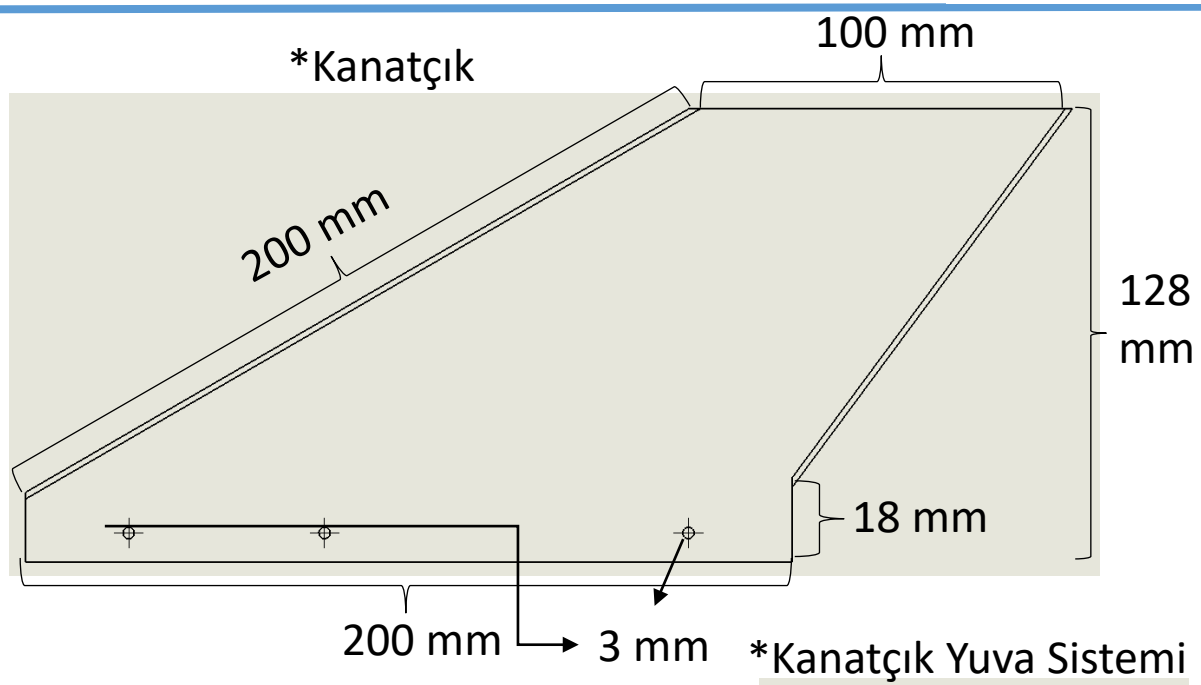


*Montajlanmış Kanatçık Sistemi

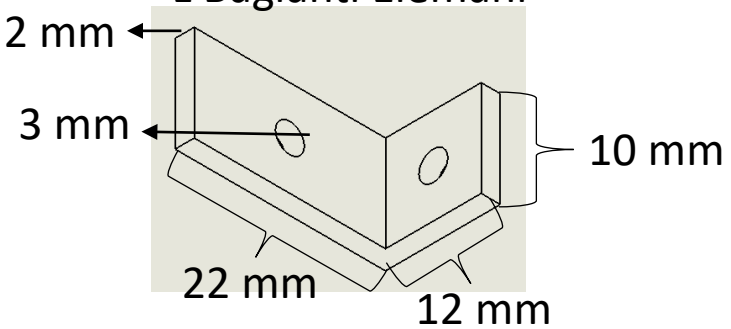


*L Bağlantı Elemanı

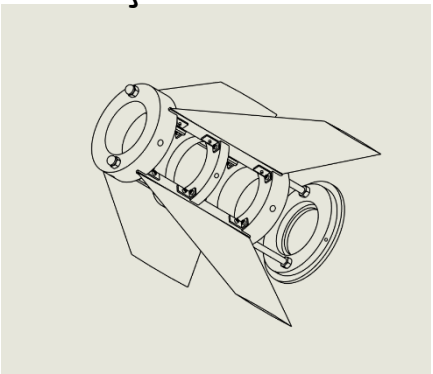
*Kanatçık



*L Bağlantı Elemanı



*Kanatçık Yuva Sistemi



Kanatçık – Detay

Kompanent	Malzeme	Üretim Yöntemi Adı	Boy (mm)	Cidar(mm)	Uzunluk(mm)
Kanatçık (Raunded)	1050 Alüminyum	Talaşlı İmalat	118	3	200

Burun Konisi		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	İşleme kolaylığı sağlaması, gerekli simülasyon verilerine ulaşılması için uygun yoğunluk değerlerini karşılaması ve düşük yüzey pürüzlüğüne sahip olması nedeniyle seçilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	İşlemesi yapılacak sac belirlenir. Kesimi yapılacak olan fotoğrafın ve ya parçanın CAD programları ile vektörel çizimlerinin uygun bir şekilde yapılır. Sac kesim tezgahına yerleştirilir. Lazer Kesim makinesinin, saca uygun şekilde gaz parametrelerinin ve lazer ayarlarının en ince detayına göre yapılarak kesim yapılır. Kesilen alüminyum parçalar CNC Freze ile uç ve firar kısımları yuvarlatılır.

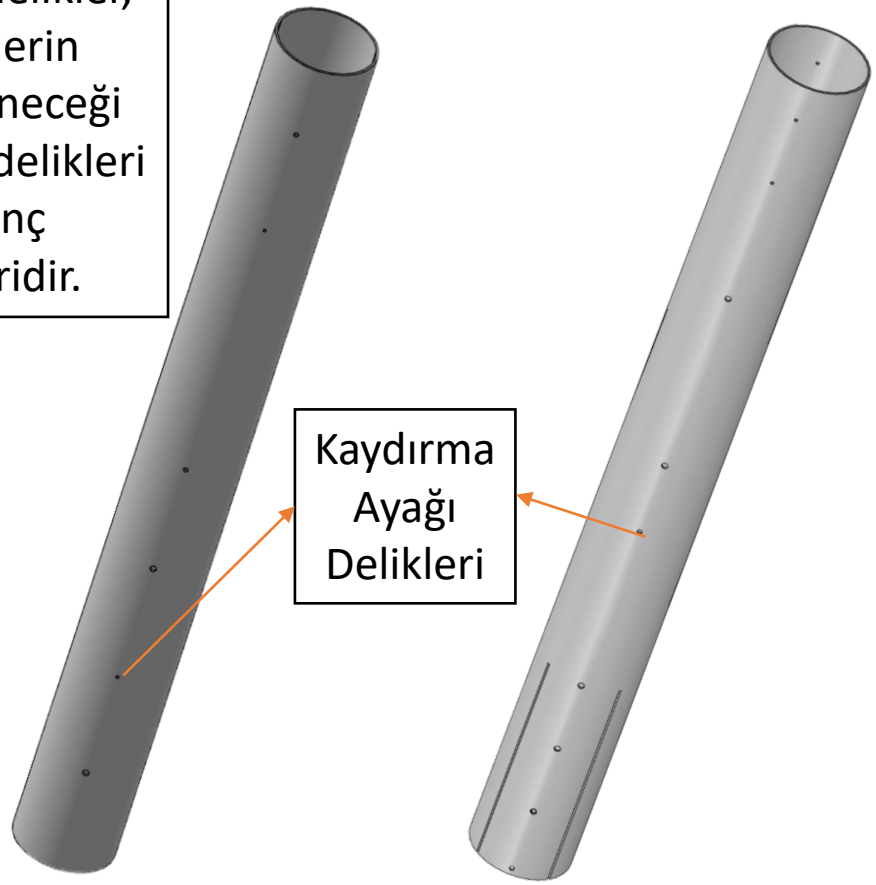
Kanat malzemesi	1050 Alüminyum
Kanat Şekli	Airfoil
Kanat Sayısı	4
Kanat Et Kalınlığı	3 mm
Kanat Uzunluğu	110 mm
Root Chord Uzunluğu	200 mm
Tip Chord Uzunluğu	100 mm
Sweep Uzunluğu	200 mm
Sweep Açı	61.2°
Fin Uzunluğu	200 mm
Fin Yüksekliği	18 mm

Tüm kanatçık geometrileri OpenRocket programından alınan veriler doğrultusunda kararlaştırılmıştır. Kanatçıklar için seçilen kanat profili yuvarlanmış olacaktır.

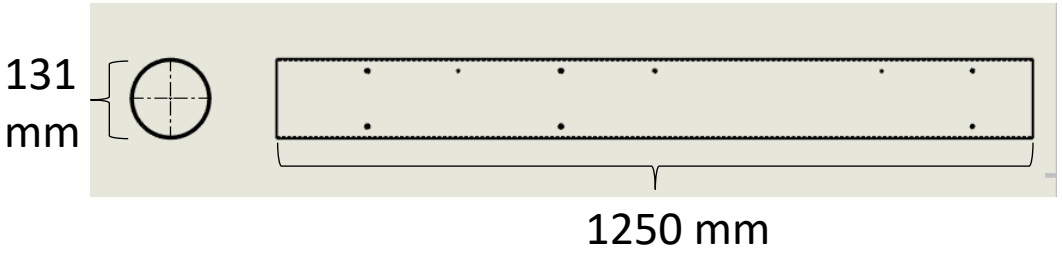
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Diğer delikler, sistemlerin sabitleneceği cıvata delikleri ve basınç delikleridir.

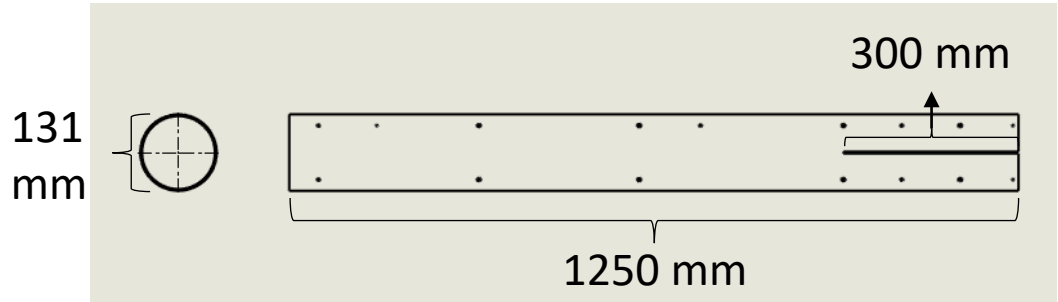
Cam Elyaf Gövde Boruları



Üst Gövde

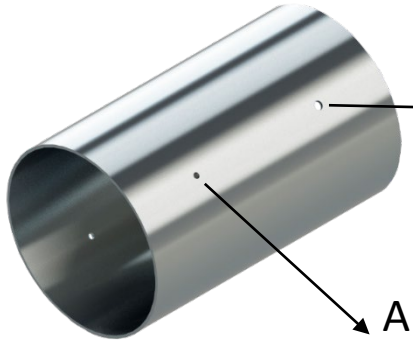


Alt Gövde



Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

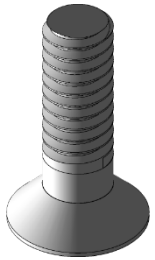
Entegrasyon Gövdesi



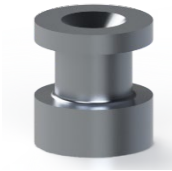
Üst Gövde Bağlantı Deliği

Alt Gövde Kırılabilir Pim Bağlantı Deliği

ABS Kırılabilir Pin

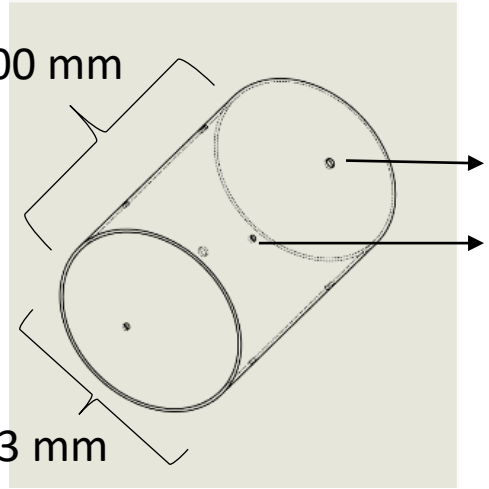


Alüminyum Kaydırma Ayağı

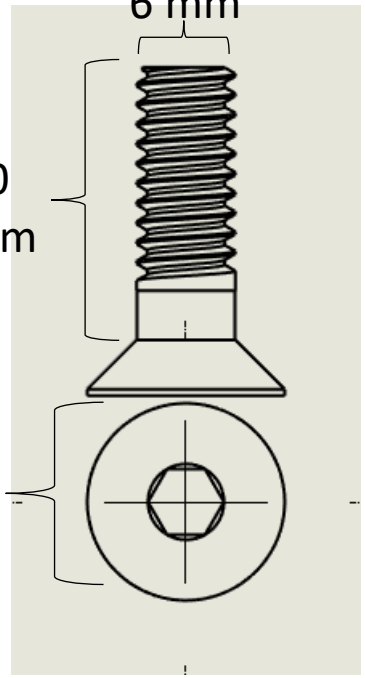


*1	*2	*3
M6 Havşa Başlı Civata	M8 Havşa Başlı Civata	M10 Havşa Başlı Civata

Entegrasyon Gövdesi

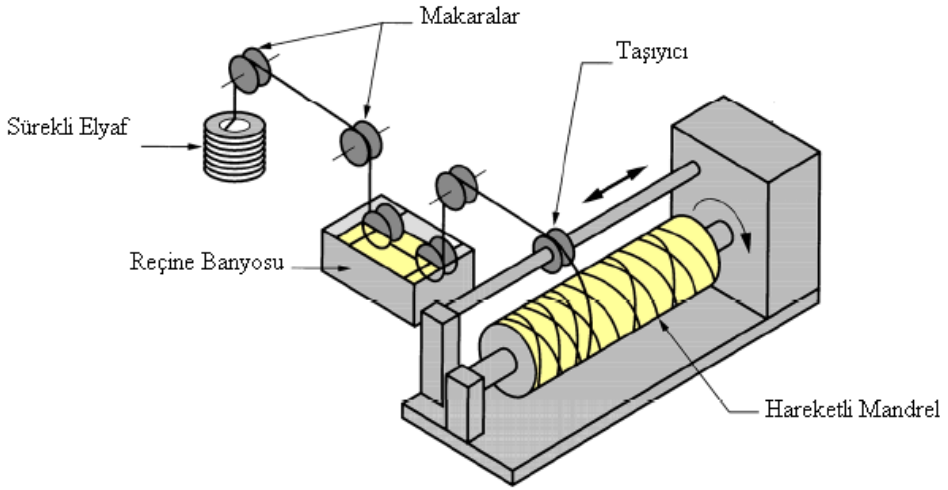


ABS Kırılabilir Pin (Vida)



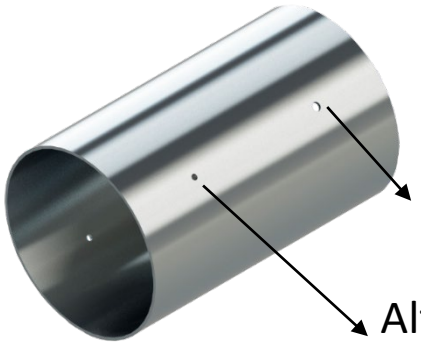
Yapısal – Gövde Parçaları

Üst –Alt Gövde Borusu		
Üst ve Alt Gövde		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kullanılacak olan malzeme fiberglass (cam elyaf) olarak belirlenmiştir. Yüksek dayanıma, düşük yoğunluk, yüzey pürüzlüğünün düşük olması, temin kolaylığı ve elektronik olarak yalıtkan olması sebebiyle tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	Gövde boruları, ip şeklindeki cam elyaf 3000 mm uzunluğunda ve 125 mm çapında destek borusu üzerine sarılması ile üretilecektir. İp elyaf makaralar yardımıyla reçineye daldırılarak yine taşıyıcı makaralar yardımıyla makaralarla aynı hızda dönen destek borusuna sağa ve sola tek yönde haraket ederek eşit yoğunluklarda sarılacaktır. Sarımın her bir turunda hazırlanan reçine yumuşak uçlu fırça ile yüzeye dağıtılacak, bir önceki kat arasında kalan hava kabarcıkları plastik spatula kullanılarak, merkezden kenara doğru sürülerek parçaların dışına atılacaktır. Gerekli et kalınlığına ulaşılmasının ardından sarım işlemi durdurulacak ve parçalar 12 saat kurumaya ve sertleşmeye bırakılacaktır. Kuruyan parçalara yüzey kalitesini arttırmak için zımparalama işlemi uygulanacak ve üç boyutlu yazıcıdan basılan kılavuzlar kullanılarak tasarıma uygun delikler açılacaktır. İnce zımparalama işleminin ardından gövde borularının üretimi tamamlanmış olacaktır.



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

Entegrasyon Gövdesi

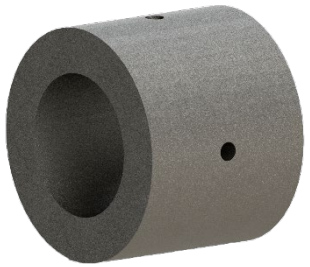


Üst Gövde Bağlantı Deliği

Alt Gövde Kırılabilir Pim Bağlantı Deliği

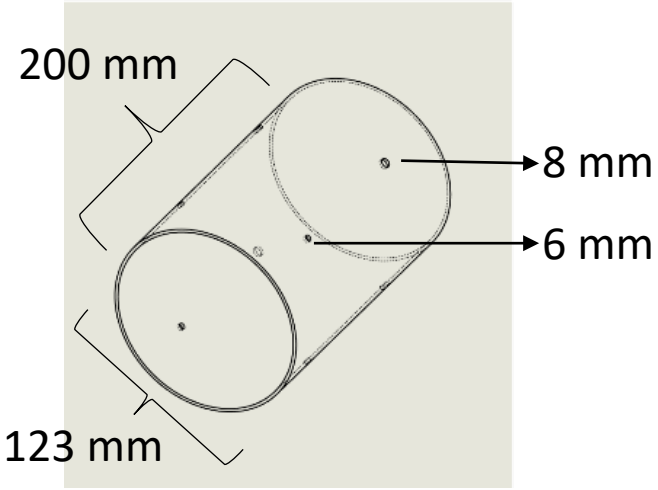
L Destek

Motor Bloğu

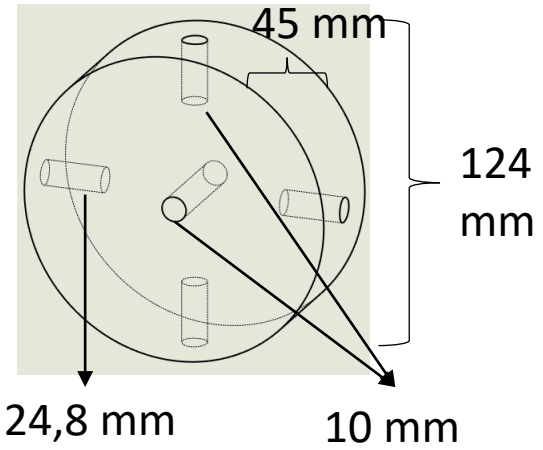


Merkezleme Halkası - I

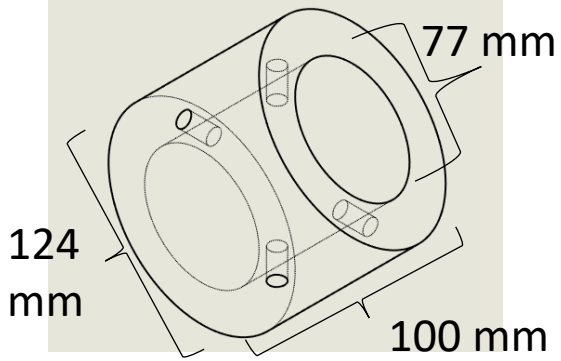
Entegrasyon Gövdesi



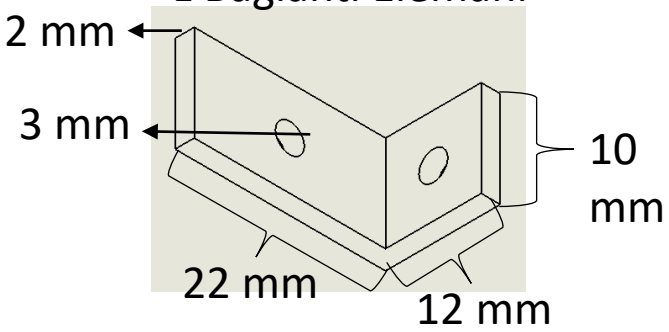
Motor Bloğu



Merkezleme Halkası - I



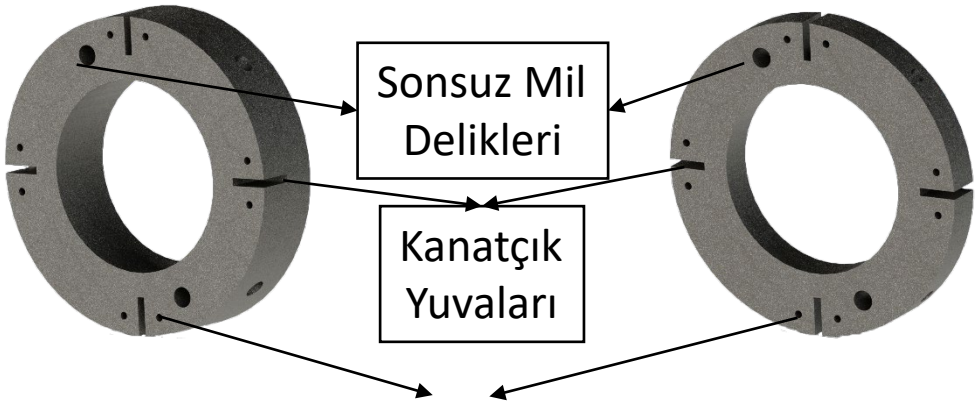
*L Bağlantı Elemanı



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

Merkezleme Halkası – II ve IV

Merkezleme Halkası - III

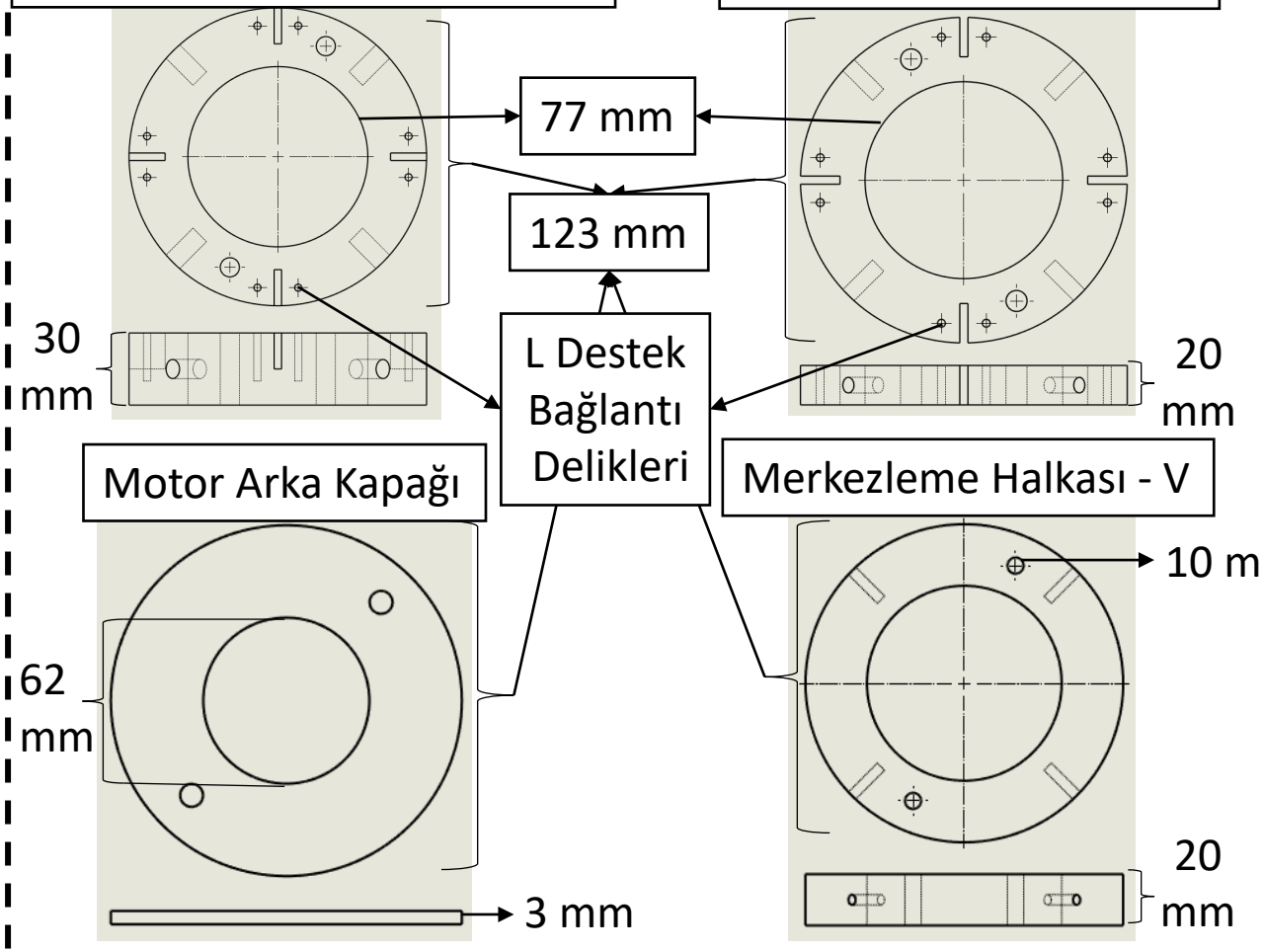


Motor Arka Kapağı

Merkezleme Halkası - V

Merkezleme Halkası – II ve IV

Merkezleme Halkası - III



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

Entegrasyon Gövdesi		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kullanılacak olan malzeme Alüminyum 7075 olarak belirlenmiştir. Yüksek akma-çekme mukavemeti, düşük yoğunluk ve yüksek işlenebilirlik özelliklerine sahip olması sebebiyle tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	125 mm dış çapa sahip bir borunun dış çapını CNC torna kullanarak 123 mm dış çapa düşürülür. Dış çap istenilen ölçüye getirildikten sonra delik içi kateriyle iç çap 119 mm ye kadar torna edilir. Divizör ile dış çapa bağlantı delikleri açılır.

Motor Bloğu		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kullanılacak olan malzeme Alüminyum 7075 olarak belirlenmiştir. Yüksek akma-çekme mukavemeti, düşük yoğunluk ve yüksek işlenebilirlik özelliklerine sahip olması sebebiyle tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	125 mm dış çapa sahip bir 7075 alüminyum içi dolu çubuk 123 mm çapa kadar CNC ile torna edilir. Çapı torna edilen malzemenin ön ve arka yüzeyi de torna edilir. Son olarak 10 mm çapa sahip matkap ucuyla malzemenin merkezi alınarak merkezinden delik açılır.

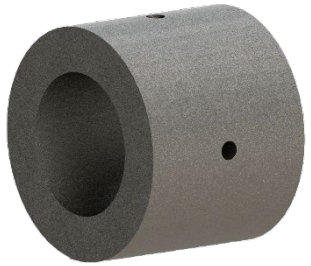
Entegrasyon Gövdesi

Motor Bloğu

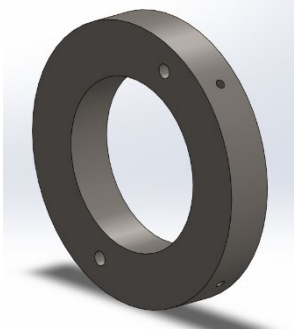
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Merkezleme Halkası I - V		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kullanılacak olan malzeme Alüminyum 7075 olarak belirlenmiştir. Yüksek akma-çekme mukavemeti, düşük yoğunluk ve yüksek işlenebilirlik özelliklerine sahip olması sebebiyle tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	125 mm dış çapa sahip bir 7075 alüminyum içi dolu çubuk 123 mm çapa kadar CNC ile torna edilir. Çapı torna edilen malzemenin ön ve arka yüzeyi de torna edilir. Son olarak 10 mm çapa sahip matkap ucuyla malzemenin merkezi alınarak merkezinden delik açılır. Torna edilen alüminyum merkezi alınarak merkezinden bir delik açılır ve 77 mm iç çapa sahip olana kadar delik içi kateriyle torna edilir.

Merkezleme Halkası - I

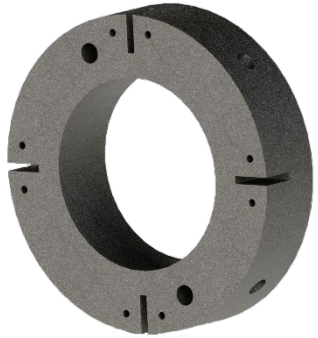


Merkezleme Halkası - V

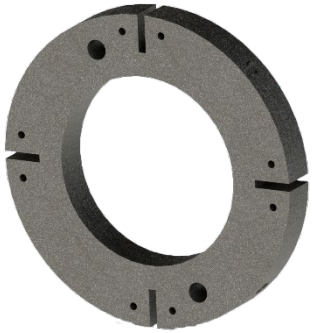


Merkezleme Halkası II – III - IV		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kullanılacak olan malzeme Alüminyum 7075 olarak belirlenmiştir. Yüksek akma-çekme mukavemeti, düşük yoğunluk ve yüksek işlenebilirlik özelliklerine sahip olması sebebiyle tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	125 mm dış çapa sahip 30 mm uzunluktaki 7075 alüminyum içi dolu çubuk CNC torna ile 123 mm dış çapa kadar torna edilir. Dış çapı torna edilen alüminyumun ön ve arka yüzeylerinden torna edilerek 30 mm uzunluğa ulaşılır. Torna edilen alüminyum merkezi alınarak merkezinden bir delik açılır ve 77 mm iç çapa sahip olana kadar delik içi kateriyle torna edilir.

Merkezleme Halkası – II ve IV



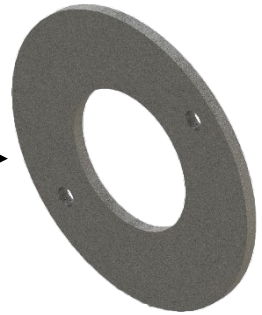
Merkezleme Halkası - III



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

Motor Arka Kapağı		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kullanılacak olan malzeme Alüminyum 1050 olarak belirlenmiştir. Yüksek akma-çekme mukavemeti, düşük yoğunluk ve yüksek işlenebilirlik özelliklerine sahip olması sebebiyle tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	3 mm kalınlığa sahip alüminyum sac levha tezgah boyutlarına uygun kesilip tasarıma göre kesim gerçekleştirilecektir.

Motor Arka Kapağı



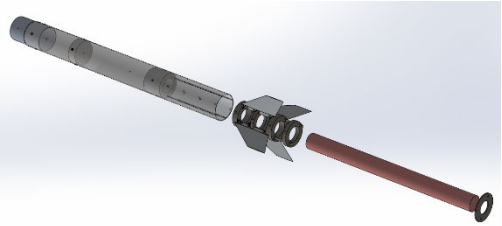
L Destek		
Özellik		Kapsam
Malzeme Bilgileri	:	Kullanılacak olan malzeme Alüminyum 1050 olarak belirlenmiştir. Yüksek akma-çekme mukavemeti, düşük yoğunluk ve yüksek işlenebilirlik özelliklerine sahip olması sebebiyle tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemleri	:	2 mm kalınlığa sahip sac levha tezgah boyutlarına uygun kesilip tasarıma göre kesim gerçekleştirilip kesilen parçalar gerekli yerlerinden bükülecektir.

L Destek

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

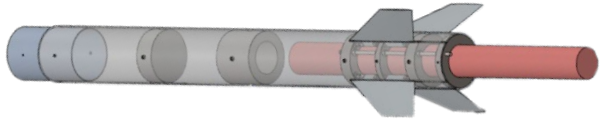
Malzeme Bilgisi	Alüminyum 7075	Kullanılacak olan malzeme alüminyum 7075 olarak belirlenmiştir. Yüksek mukavemet, akma ve çekme dayanımı ve yüksek işlenebilirlik nedeniyle tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	CNC	Entegrasyon gövdesi, motor bloğu, merkezleme halkaları ve motor arka kapağı üretimleri CNC tezgahında yapılacaktır.

1)



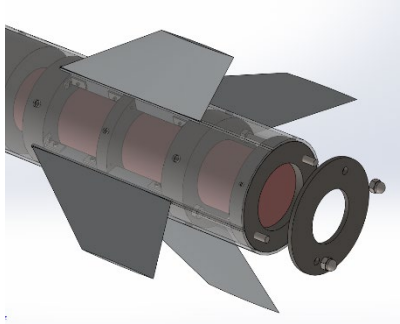
Kanatçık yuva sistemi, motor bloğu ve merkezleme halkaları alt gövdeye M10 vidalar ile montajlanır.

2)



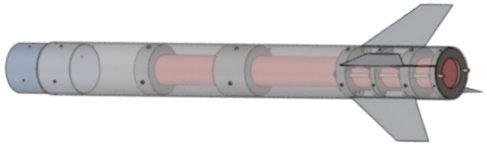
Şok kordonu ve ana paraşütün bağlanmış olduğu mapa motora takılır ve motor kundağa sürülür.

3)



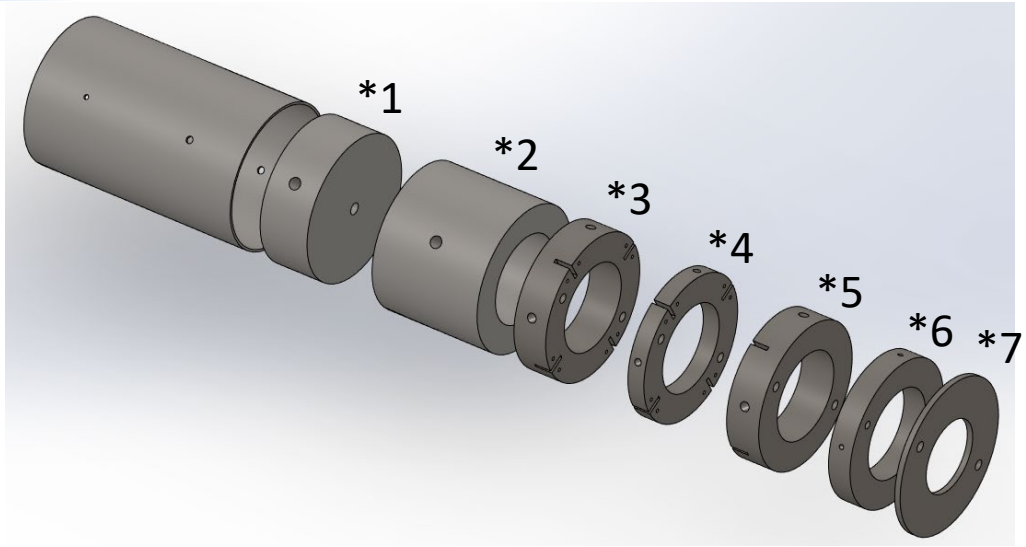
Motor yerleştirildikten sonra motor arka kapağı takılır, motor kundağına bağlı sonsuz vida demirine altıgen somunlar takılarak monte edilir.

4)



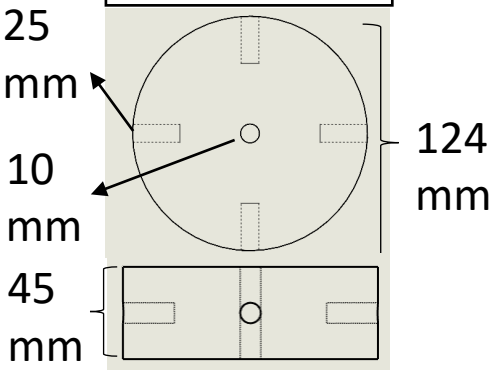
Motorun roket içerisindeki son montajlı görünümü.
Motor montaj stratejisi kapsamında rokete en son takılmıştır.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

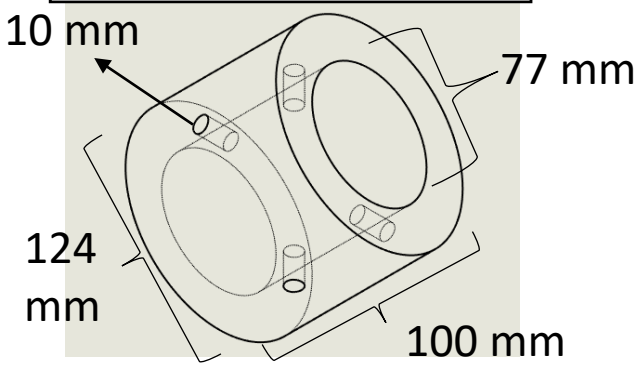


Kompanent	Malzeme	Boy (mm)	Çap (mm)
Entegrasyon Gövdesi	Alüminyum 7075	200	123-119
Motor Bloğu	Alüminyum 7075	45	124-10
Merkezleme Halkaları	Alüminyum 7075	40-30-40-20	124-77
Motor Arka Kapağı	Alüminyum 7075	3	131-62

Motor Bloğu *1

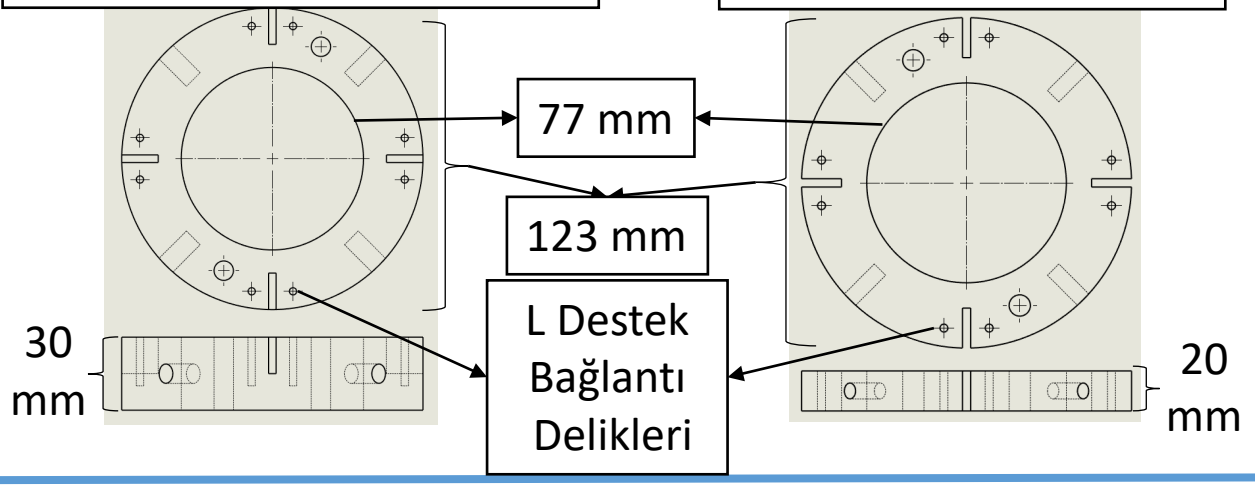


Merkezleme Halkası - I *2



Merkezleme Halkası – 2 ve 4 *3-5

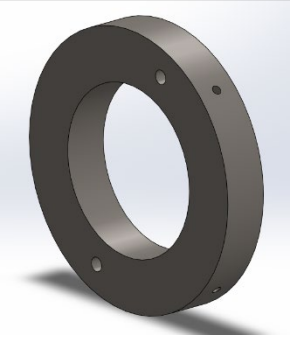
Merkezleme Halkası - III *4



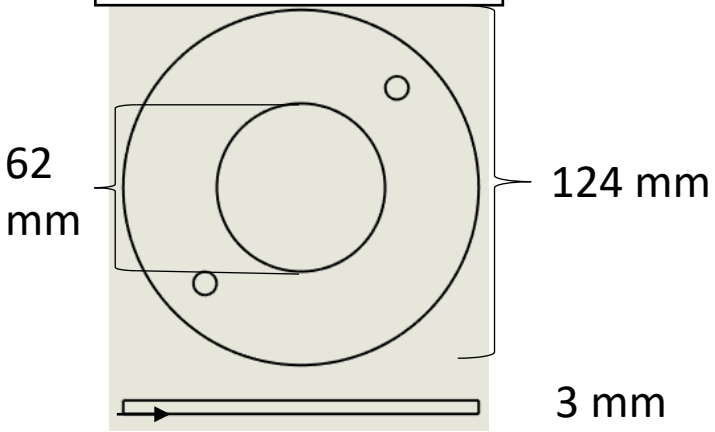
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Motor Arka Kapağı *6

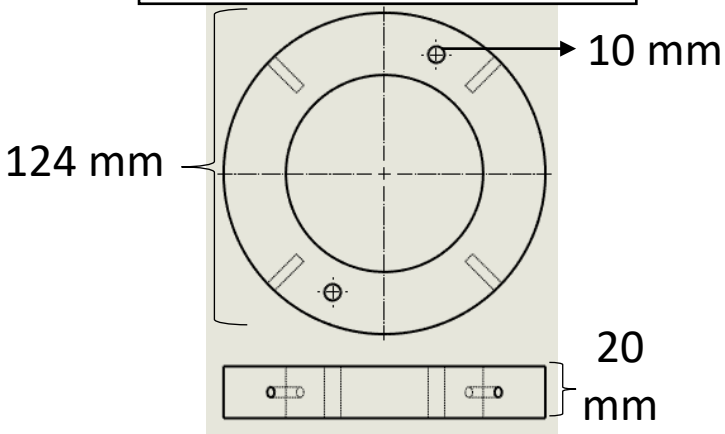
Merkezleme Halkası - V *7



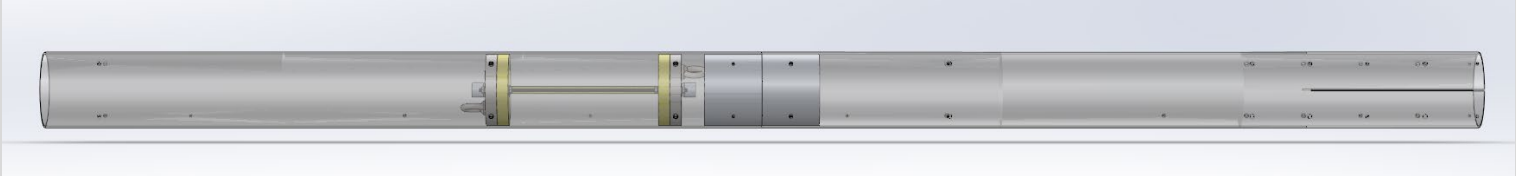
Motor Arka Kapağı



Merkezleme Halkası - V



Roket Montaj Stratejisi

Roket Bütünleştirme Stratejisi Tablosu	
Adım 1	Entegrasyon gövdesi, alt gövdenin üst tarafına açılmış olan delikler yardımı ile dört adet havşa başlı M6 cıvata ile sabitlenecektir ve iki gövde birbirine bağlanacaktır. Üst gövde borusu entegrasyon gövdesine, karşılıklı konumlandırılmış dört adet M3 kırılabilir pim ile bağlanacaktır. Şok kordunu sistemin içerisine salınacaktır. Üst gövdenin üst kısmından ikinci barut sisteminin içerisine yeterli gramaj barut yerleştirilip , dört adet havşa başlı M8 cıvata ile montajlanacaktır ve önüne alüminyum koruma kapağı yerleştirilecektir. Aviyonik kutusu üst gövde borusuna, alt ve üst ucundan olmak üzere, dörder adet havşa başlı M8 cıvata ile sabitlenecektir. Sonrasında gövde üzerine hakem altimeresi için açılan kapak üzerinden altimetre takılacaktır.
	
Adım 2	Üst gövdenin üst kısmından birinci barut sisteminin içerisine yeterli gramaj barut yerleştirilip, dört adet havşa başlı M8 cıvata ile montajlanacaktır ve önüne karton koruma kapağı yerleştirilecektir. Daha sonrasında önce Faydalı Yük Sistemi , sonra Faydalı Yük Paraşütü katlanmış şekilde üst gövde borusuna yerleştirilip sonrasında Sürüklenme Paraşütü yerleştirilecektir.

Cıvata Teknik Özellikleri

M10 Kesme Mukavemeti: 49.14 kN

M8 Kesme Mukavemeti: 38.78 kN

M6 Kesme Mukavemeti: 32.56 kN

M3 Kesme Mukavemeti: 8.91 kN

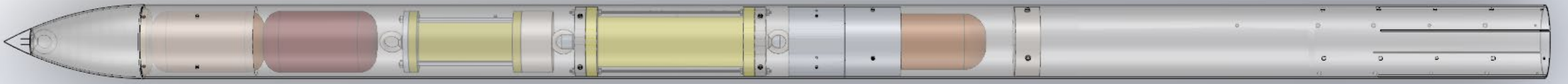
Montaj Videosu

https://youtu.be/NzPEC46lT0o

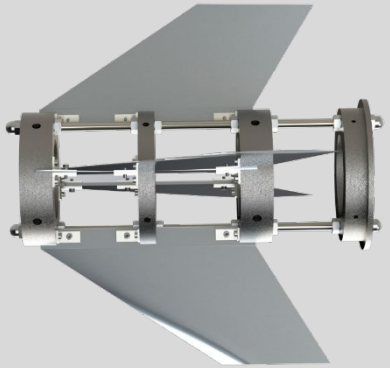
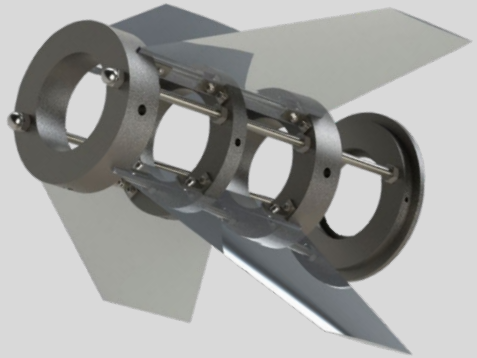
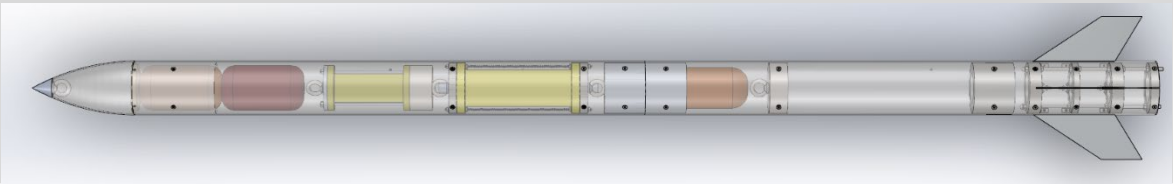
Roket Montaj Stratejisi

Roket Bütünleştirme Stratejisi Tablosu	
Adım 3	Burun konisindeki mapa bağlantısına şok kordonu bağlanacaktır ve burun konisinin içine konan merkezleme halkası dört adet havşa başlı M3 cıvata ile sabitlenecektir. Daha sonra burun konisine sürüklenme paraşütü katlanmış şekilde yerleştirilecektir ve burun konisinin boyun kısmı dört adet M6 kırılabilir pim ile üst gövdeye sabitlenecektir.

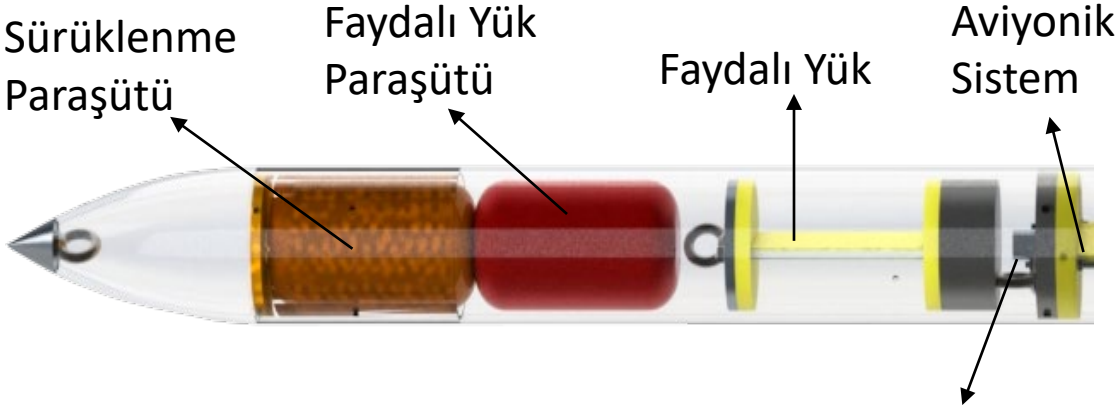
Adım 4	Motor önü mapasına iplerinden bağlanmış olan ana paraşüt katlanmış bir şekilde, roketin alt kısmından entegrasyon gövdesinin içine yerleştirilecektir. Hemen arkasına motor bloğu dört adet M10 cıvata ile alt gövdeye sabitlenecektir.



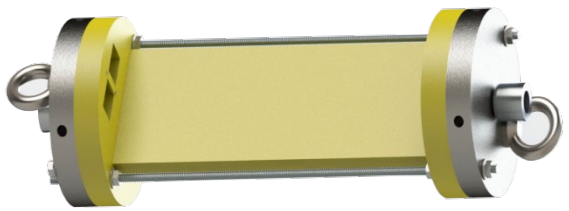
Roket Bütünleştirme Stratejisi

Roket Bütünleştirme Stratejisi Tablosu	
Adım 5	Sonrasında dört adet merkezleme halkasından oluşan motor kundağının kesilmiş kısmına dört adet kanatçık doğru ölçü aralıklarıyla yerleştirilecektir. Kundak bağlantı elemanı kanatçık ve merkezleme halkalarına yerleştirilecek, taban montajı on iki adet havşa başlı M3 cıvata ve kanatçık tutucu kısımlar ise on iki adet havşa başlı M3 cıvata kullanılarak yapılacaktır.
 	
Adım 6	Montajı tamamlanan kanat ve motor kundak sistemi 5 adet merkezleme halkasından oluşmaktadır. Kanat sistemi alt gövde borusuna yerleştirilecek ve sabitlenmesi dört adet havşa başlı M8 ve M10 cıvatayla yapılacaktır. Daha sonrasında arka motor kapağı da motor kundağı sisteminin arkasına takılarak monte edilecektir. Sonrasında Teknik Heyet tarafından verilen M4 Havşa başlı ray butonları rokete monte edilecektir.
	

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

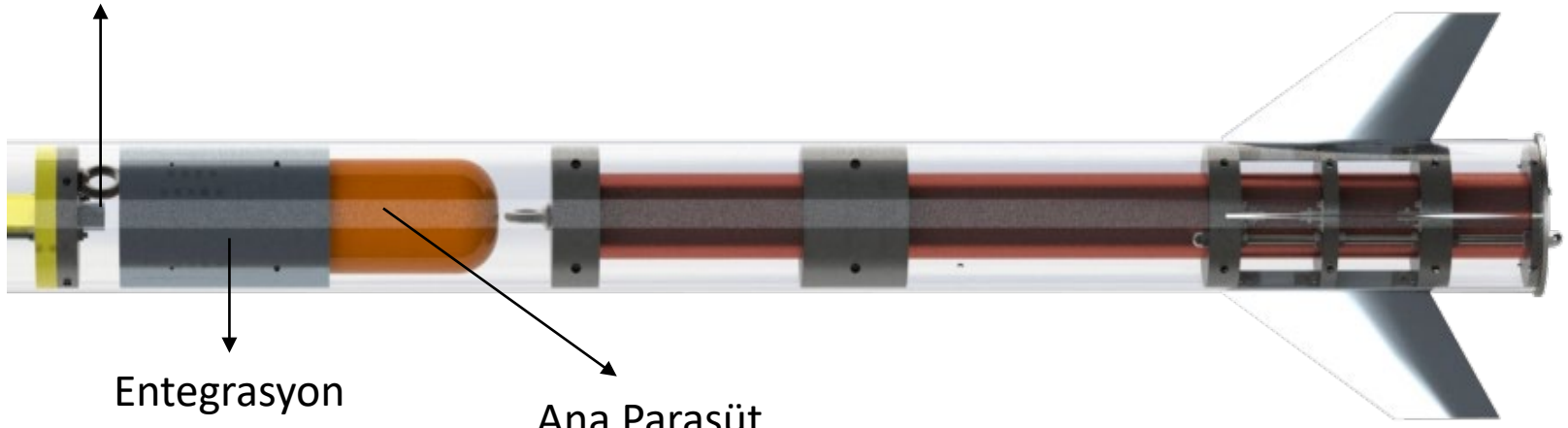


Aviyonik sistem alt ve üst koruma kapağı – ayırma tabanı



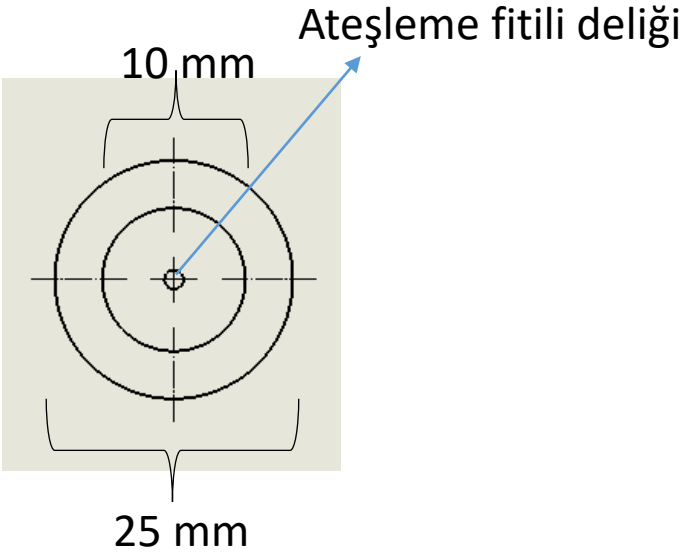
Ayırma sisteminin bağlı olduğu kestamid aviyonik sistem yuvası

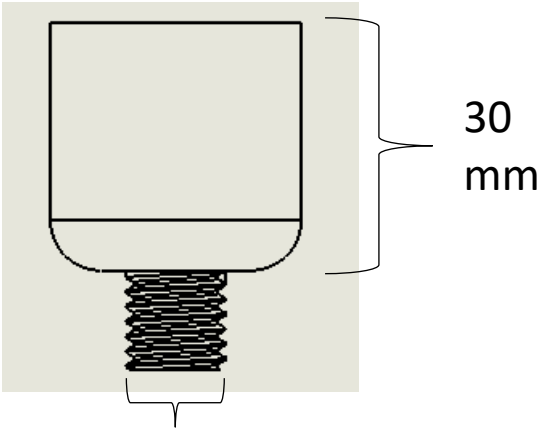
Barut Kovanı



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Barut Kovanı





Komponent	Malzeme	Üretim Yöntemi	Malzeme Bilgisi
Barut Kovanı	Alüminyum 7075	CNC Freze – CNC Tornalama	İşleme kolaylığı sağlaması, gerekli simülasyon verilerine ulaşılması için uygun yoğunluk değerlerini karşılaması ve düşük yüzey pürüzlüğüne sahip olması, yüksek işlenebilirlik ve yüksek akma – çekme mukavemetine sahip olması nedeniyle seçilmiştir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Barut kovanının montajı bağlanacağı 2 cm'lik alüminyum silindirlerle gövdeye 2 adet metrik 10 sonsuz vida ile yapılacaktır. İki adet şok kordonu da ayrılma sisteminde bulunan mapalara bağlanacaktır. İki ayrılma sistemi de aviyonik yuvasının altına ve üstüne iki adet sonsuz mil ile tutturulacaktır.

- Basınç sensöründen gelen irtifa bilgisi ve jiroskop sensöründen gelen roketin yer ile yaptığı açı bilgilerine dayanarak roketin tepe noktasında olduğu belirlenir.
- Böylelikle uçuş bilgisayarından gelen sinyalle fitili ateşleyecek akım için sistem tetiklenir.
- Kara barutun patlamasıyla oluşan basınçla beraber burun konisini gövdeye bağlayan kırılabilir pimler parçalanır. Burun konisinin açılmasının ardından 'sürüklenme paraşütü, görev yükü paraşütü ve görev yükü' roketten ayrılır.
- Basınç sensöründen gelen irtifa verisi 600-400 metre aralığındayken ikinci ayrılmayı gerçekleştirmek için eyleyici tetiklenir.
- Fitilin ateşlenmesi ile birlikte barut patlar. Oluşan basınç üst gövdeyi entegrasyon gövdesine bağlayan kırılabilir pimleri kırar. Yerçekimi kuvveti ve basınçtan gelen itki kuvveti ile beraber gövdeler birbirinden ayrılır. Ana paraşüt ayrılma noktasından açılır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Kurtarma Sistemi parçaları	Hacim
Faydalı yük paraşütü	1783,44 cm^3
Ana paraşüt	2571,7 cm^3
Sürüklenme paraşütü	1783,44 cm^3
Ayrılma sistemi	483,5 cm^3

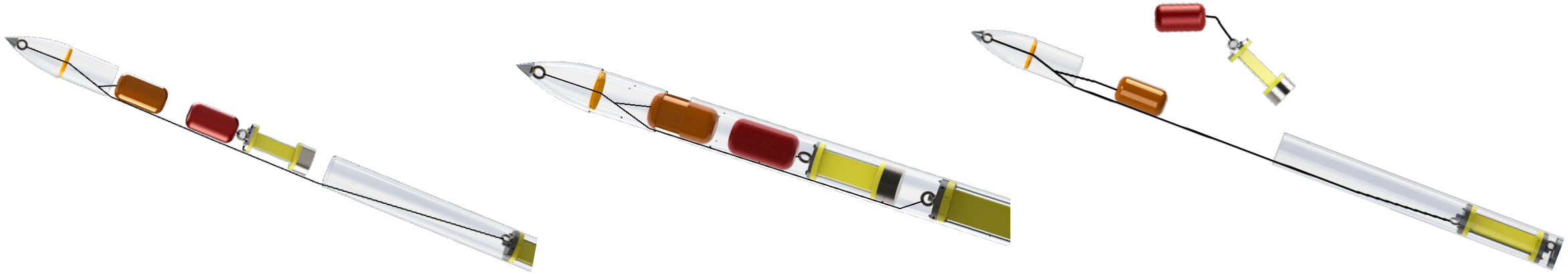
Kurtarma alt sistemleri	İşlevleri
Barut kovanı	Kara barutun depolandığı yerdir.
Fitil	Kara barutun ateşleme sistemidir.
Barut	Basınç yaratacak patlayıcı materyaldir.
Paraşüt	Faydalı yük ve roket bütünün yere güvenli bir şekilde iniş yapmasını sağlayan kurtarma ekipmanıdır.

İlk ayrılma sistemimiz aviyonik sistemden gelen veriler doğrultusunda ateşlenen fitille beraber barut kovanı içerisindeki barutun patlamasıyla oluşan basınçla gerçekleşecektir. Gerçekleşen basınç aviyonik sistem ve burun konisi arasında gerçekleşecek olup burun konisinin boyun kısmındaki kırılabilir pimleri kırarak ayrılmayı gerçekleştirecektir.

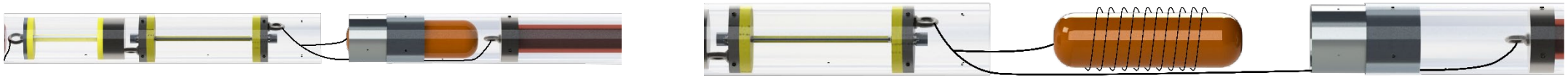
İkinci ayrılma sistemimiz aviyonik sistemimizden gelen veriler doğrultusunda fitili ateşleyerek aviyonik sistem ve motor bloğu arasında bir basınç oluşturup entegrasyon gövdesindeki kırılabilir pimlerin kırılmasına yol açarak gerçekleşecektir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Sürüklenme ve Faydalı Yük Paraşütü Ayrılmaları



Ana Paraşüt Ayrılması

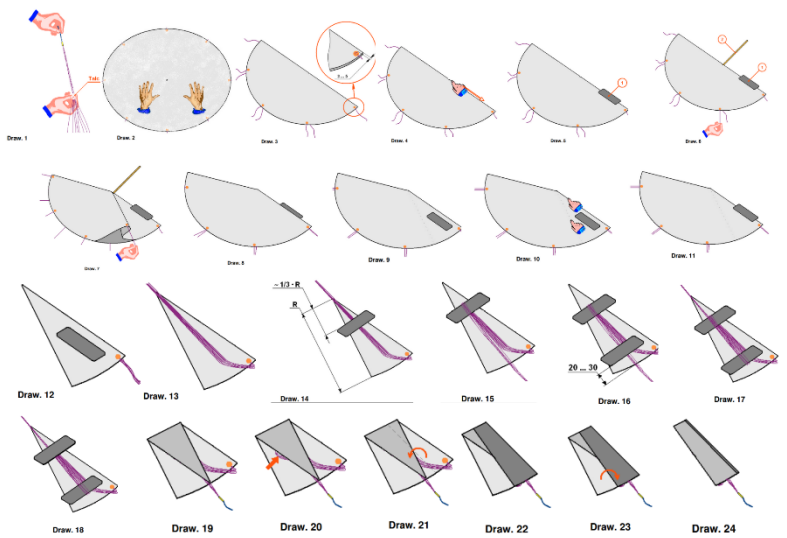


Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	125 mm	9.321 m^3	10,822
2. Ayrılma (Varsa)	125 mm	5.519 m^3	5,492

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt alanı kapalı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Düşüş Hızı (m/s)	Renk	Açık Paraşüt Çapı	Kapalı Paraşüt Çapı	Kapalı Paraşüt Uzunluğu
Birincil Paraşüt	0.78 m^2	0.078 m^2	19.765 kg	27.2 m/s	Turuncu	1 m	0.11 m	0.2 m
İkincil Paraşüt	7.07 m^2	0.113 m^2	19.765 kg	8.36 m/s	Kırmızı	3m	0.1 m	0.35 m
Görev Yükü Paraşütü	0.64 m^2	0.078 m^2	5.100 kg	12.68 m/s	Turuncu	0.9 m	0.11 m	0.2 m



*2

PARAŞÜT ÇAP HESABI:

D: Paraşüt çapı $D = 2\sqrt{\frac{2mg}{\pi p C_d v^2}}$

m: Kütle

g: 9,797 m/s^2 (3000 m için yerçekimi ivmesi değeri)

$C_d = 0.75$ (sürüklenme katsayısı)

V: Düşüş hızı

p = 0,0909 kg/m^3 (havanın yoğunluk değeri)

*1

Paraşüt hesaplamalarımız yanda verilen formül baz alınarak hesaplanmıştır.

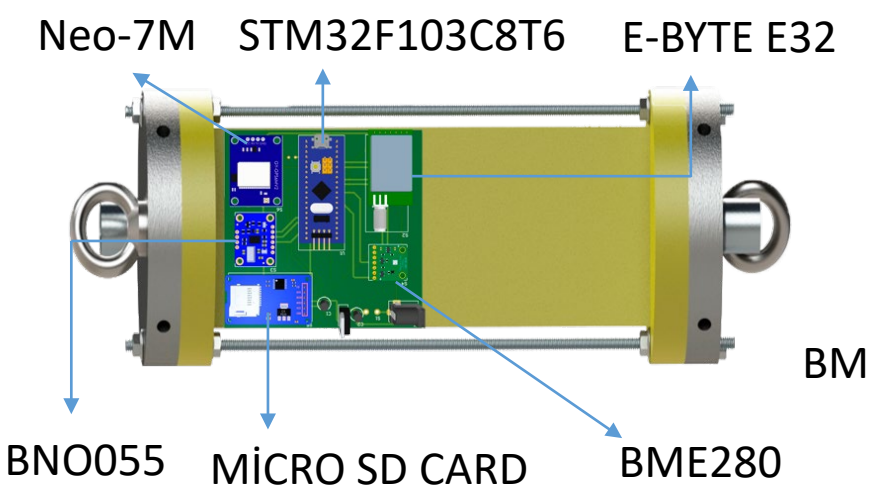
Paraşüt katlama aşamalarımız yukardaki resimlerdeki gibi olması öngörülmektedir. Bu katlamalar ve paraşüt boyutlarımız baz alınarak roket içerisindeki katlanmış paraşüt boyutları hesaplanmıştır.

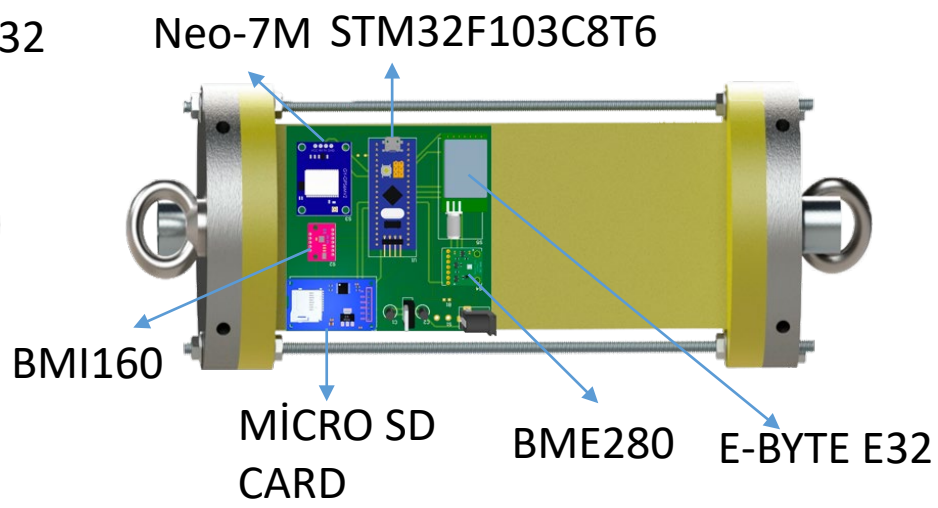
Name	Configuration	Velocity off rod	Apogee	Velocity at depl...	Optimum delay	Max. velocity	Max. acceleration	Time to apogee	Flight time	Ground hit velocity
! ÜLGENHAN	[8429-M2020-IM-P]	31,5 m/s	3080 m	27,2 m/s	21,3 s	255 m/s	82,5 m/s²	25,5 s	182 s	8,36 m/s

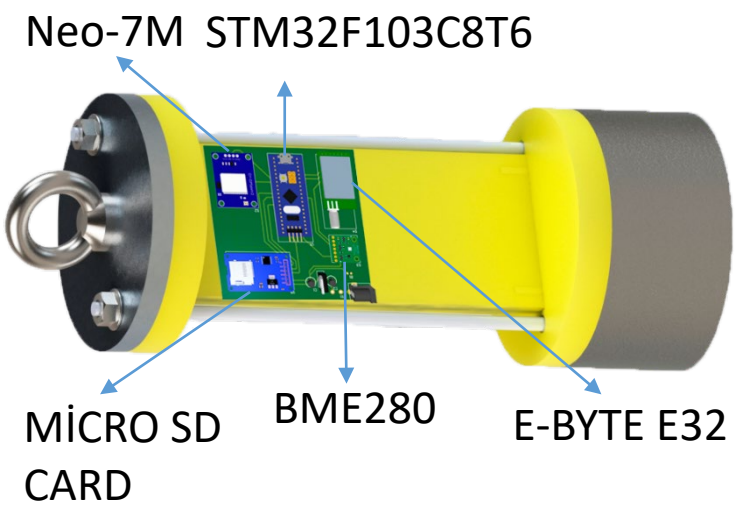
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Adı	Kodu	Açıklama
NEO-7M GPS modülü	NEO-7M	Roket yere iniş yaptıktan sonra konumunu belirlemek için uydularla haberleşip konumunu gösterir.
LoRa SX 1278 E32 433T30D haberleşme modülü	LoRa SX 1278 E32433T 30D	Roket ve yer istasyonu arasındaki bilgi aktarımını sağlar.

- Ana, yedek ve faydalı yük aviyoniğinde aynı sensörler kullanılmaktadır.
- Uçuş gerçekleştikten sonra faydalı yük ve roketin bütün hali, birbirlerinden bağımsız şekilde kurtarılacaktır.







Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

	Name	Configuration	Velocity off rod	Apogee	Velocity at depl...	Optimum delay	Max. velocity	Max. acceleration	Time to apogee	Flight time	Ground hit velocity
!	ÜLGENHAN	[8429-M2020-IM-P]	31,5 m/s	3080 m	27,2 m/s	21,3 s	255 m/s	82,5 m/s²	25,5 s	182 s	8,36 m/s

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	0.78 m^2	20.053 kg	0.8	27.3 m/s
İkincil Paraşüt	7.07 m^2	20.053 kg	0.8	8.39 m/s
Görev Yükü Paraşütü	0.64 m^2	4.862 kg	0.8	11.24 m/s

Sürüklenme Paraşütü: Turuncu

Görev Yükü Paraşütü: Kırmızı

Ana Paraşüt: Turuncu

Roket Düşüş Hızı Hesabı:

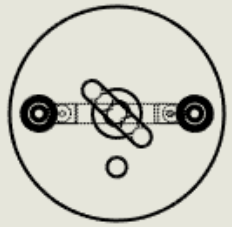
$$V = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{A \times \rho \times Cd}} \text{ ise} \gg A = \frac{2 \times m \times g}{V^2 \times \rho \times Cd}$$

$$\frac{\pi(0.99D^2)}{}$$

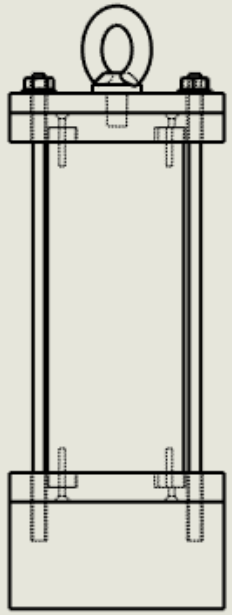
$D_{ana\ p.}$=3000 mm , $D_{sürk\ p.}$=1000 mm , $D_{faydalıy\ p.}$=900 mm ve $m_{yakıtsız}$=22232gr $m_{faydalıy}$=4100gr olarak yoğunluk değişimine göre Excel üzerinden hesaplanarak tabloya yazılmıştır.

Paraşüt Tasarımı : Paraşüt tasarımında yuvarlak (conopy) geometrisi kullanılmıştır. Tasarımın belirli hesaplamaları vardır. Öncelikle dilim sayısı belirlenir. Paraşütümüzün iplerine aha az kuvvet binmesi için paraşütümüz 12 dilim olacak şekilde tasarlanmıştır. Daha sonra kesim şeklinin belirlenmesi için belirli aralıklardaki birçok daire çevresi hesaplanır. Daire çevrelerini 4 ve dilim sayısı 12'ye bölerek kesim şekli belirlenir.

Görev Yükü



110 mm



300 mm

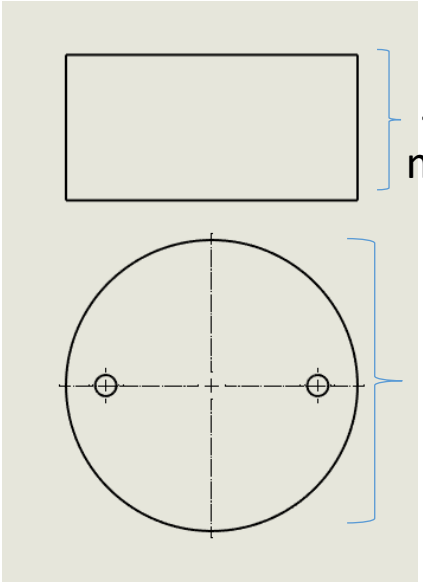
Faydalı yük aviyoniği ve gereksinimlerinin bulunacağı kısım

Toplam Ağırlık: 5100 gr

210 mm

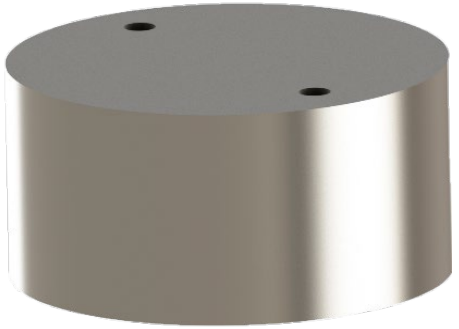
Sonsuz Mil

Kuş Gözü Döküm Mapa



55 mm

110 mm



Görev Yükü

Bilimsel görev yükünün tasarımı.

* Bilimsel görev yükümüz 6 parçadan oluşmaktadır. Parçalar sırası ile;
-Görev yükü ağırlığı
-Aviyonik yuvası (kestamit)
-Aviyonik yuvası üst kapak (kestamit)
-Aviyonik yuvası alt kapak (kestamit)
-Alüminyum ön kapak(alüminyum),
-Sonsuz mil
Bu parçalar CAD tasarımında gösterildiği gibi sonsuz mil ve somun ile montaj yapılacaktır. Mapa, alüminyum ön kapağa eklenecektir. Görev yükü kütlesi: 5100 gr'dır.

- Roket, apogee noktasına ulaştığında basınç ve açısal konum verilerine dayanarak birinci kurtarma sistemi aktifleşecektir.
- Birinci kurtarma sisteminin aktifleşmesi ile burun konisini tutan pimler kırılır ve burun konisi şok kordonu ile rokete bağlı bir şekilde gövdeden ayrılır.
- Burun konisinin ayrılması ile birlikte ilk olarak sürüklenme paraşütü daha sonra kendi paraşütü ile birlikte görev yükü roketten ayrılır ve inişe geçer.
- Görev yükü üzerinde bulunan, BME280 sensörü ile atmosferik veriler toplanarak yer istasyonuna gönderilecektir.
- Görev yükü roketten ayrılmasıyla birlikte bilimsel verilerini toplayacak, aynı zamanda GPS üzerinden anlık konum verisi yer istasyonuna iletecektir.
- İnişini başarılı bir şekilde gerçekleştirdikten sonra yer istasyonunda toplanan konum verileri ile konumu saptanıp, kurtarma işlemi gerçekleşecektir.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Paraşüt Açma Sistemi Testi

- Paraşüt açma sisteminin test edilmesi için, barut kovanı roket gövdesine yerleştirilecek, içerisine belirli gramajlarda Kara Barut konulmuştur. Barut kovanının önünde paraşütlerin zarar görmesini engellemek amacıyla barut koruma yerleştirilmiş, paraşütler katlanıp talk pudrasıyla kayganlığı arttırılarak, daha sonrasında gövde içerisine yerleştirilmiştir. Fitile tetik vermesi için güç verilecek ve burun konisi ile gövde kapatılmıştır.
- Üç Boyutlu Yazıcıdan basılmış olan ABS Kırılabilir Pimler yerleştirilmiştir.
- Sistemde dışarıdan verilen tetikle, elektronik ateşleme gerçekleştirilecek ve burun konisiyle beraber paraşütün gövdeden ayrılması test edilmiştir.
- Testten alınan sonuçlara göre, Kara Barut için gerekli gramaj belirlenmiştir. Ayrılma gerçekleştikten sonra paraşütler kontrol edilmiş ve zarar durumu kontrol edilmiştir.
- İkinci Ayrılma Sisteminin testi için, Teknofest 2020 yılında finalist olan roketimiz kullanılmış, entegrasyon gövdesi ile birbirine bağlanmıştır.
- Bağlanan sisteme barut yerleştirilmesi yapılmış ve dışarıdan tetik verilerek açılma durumu test edilmiştir.
- Açılma durumuyla kırılabilir pimlerin kırılma durumu gözlemlenmiş, yerleştirilmiş Ana Paraşütün çıkması gözlemlenmiş, zarar görme durumuna bakılmıştır.
- Elde edilen sonuçlara göre, kara barut gramajı belirlenmiş ve sistemin zarar görmeden çıkıp çıkmadığı test edilmiştir.
- Testimizin amacı tasarladığımız kurtarma sisteminin çalıştığını kanıtlamaktır.
- Testlerimiz gerçekleştirilmiş olup olumlu sonuçlanmıştır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Gövdeler Arasındaki Ayrılma Sistemi Testi

Burun Konisi Kısmındaki Ayrılma Sistemi Testi

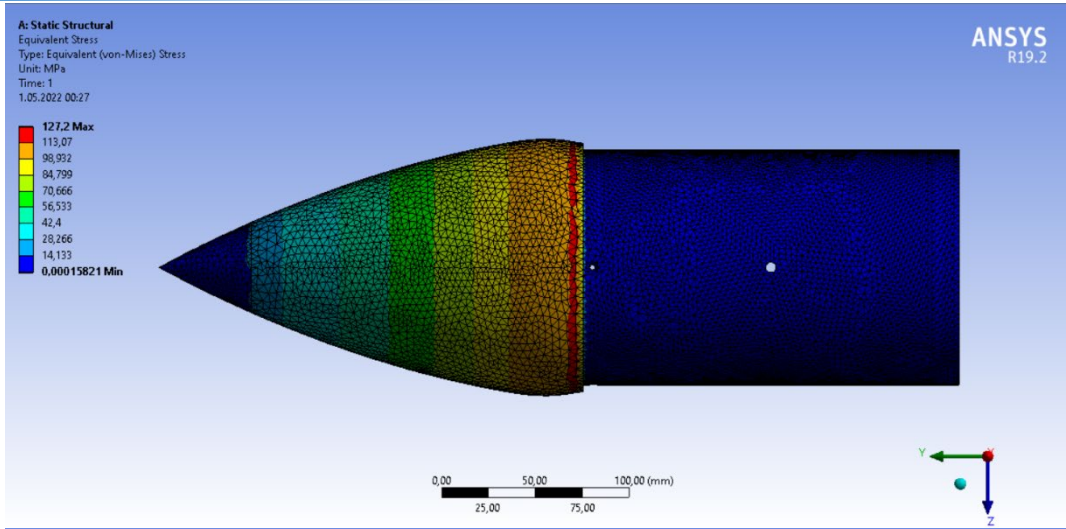
Testlerimiz başarılı bir şekilde gerçekleşmiş olup ilgili videolar Youtube hesabımızda paylaşılacaktır.

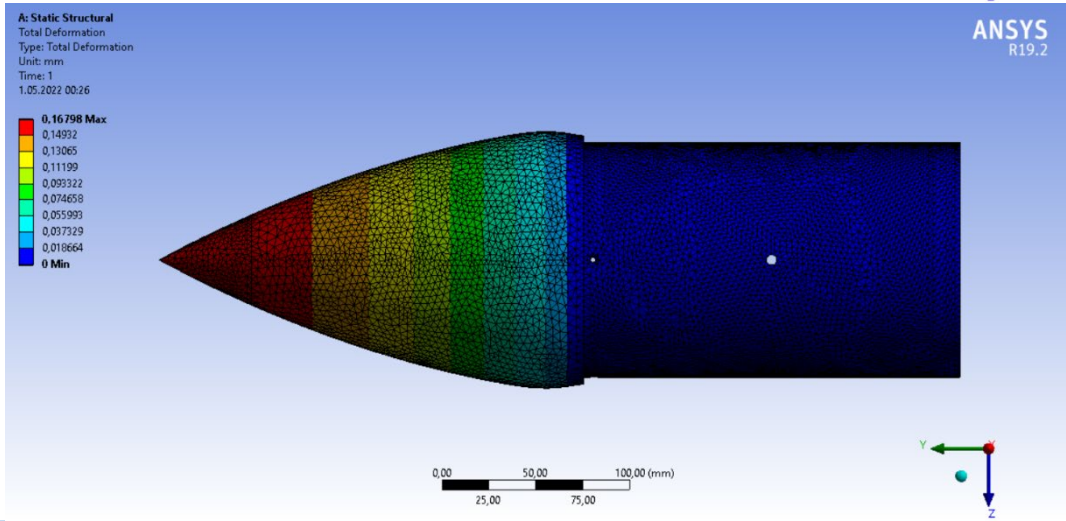
Paraşüt Testi

Analizler

MEKANİK MUKAVEMET ANALİZLERİ / BURUN KONİSİ YAPISAL

- Solidworks’ te çizmiş olduğumuz burun konisini ANSYS R19.2 Static Structural ekranında açtık.
- Engineering Data kısmında burun konisinin malzemelerini (alüminyum 7075, fiberglass) olarak atadık.
- Model işlemine geçtikten sonra mesh özelliklerimizi tanımladık. (Element Order = Linear ve Element Size = 3 mm olarak girildi)
- Sabit yüzeyimize Fixed Support atadık.
- CFD akış analizinden elde ettiğimiz basınç verilerini tanımladık. Yapılan CFD analizinde elde edilen veriler sonucunda burun konisine etki eden basınç miktarı max basınç miktarıdır. (21607.64 pascal)
- Solution aşamasına geçtik. Burun konisinin Total Deformation ve Equivalent Stress görüntülerini inceledik. Total Deformation max = 0,16798 mm, Equivalent Stress max = 127,2 MPa değerleri elde edildi ve atadığımız güvenli bölgenin altında kaldı. Bu sağlamış olduğumuz değerler malzememizin güvenli bölgede olduğunu göstermektedir.

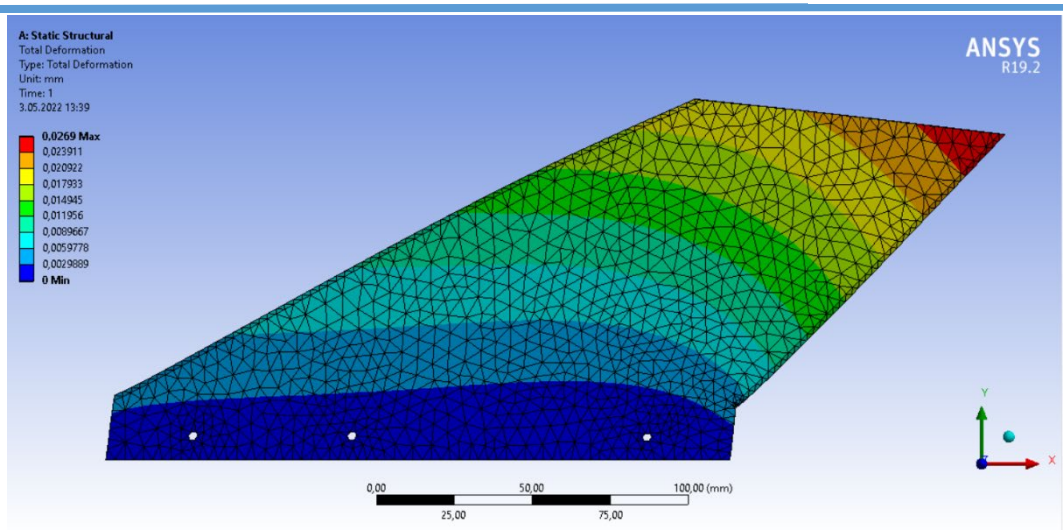


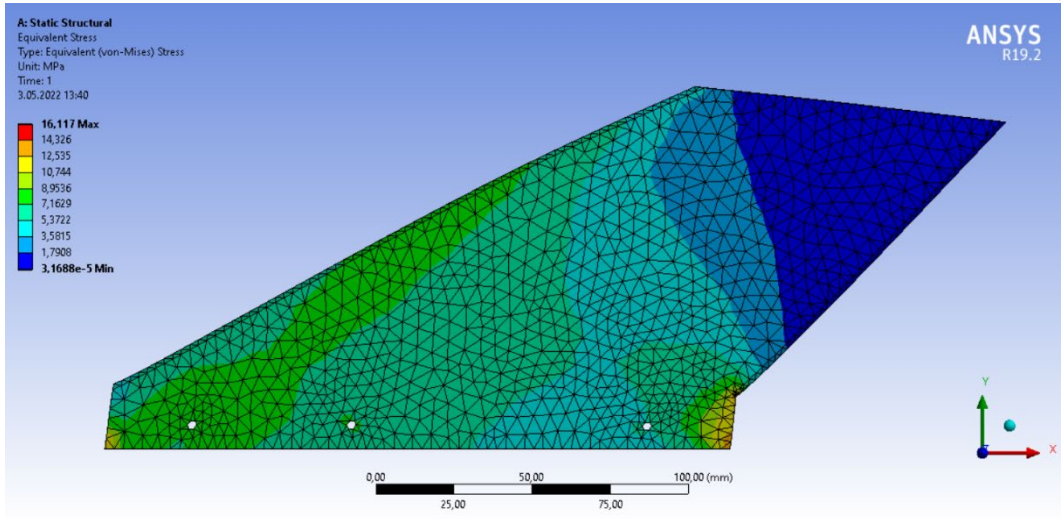


Analizler

MEKANİK MUKAVEMET ANALİZLERİ / KANATÇIK YAPISAL

- Solidworks’ te çizmiş olduğumuz kanatçığı ANSYS R19.2 Static Structural ekranında açtık.
- Engineering Data kısmında kanatçığın malzemesini alüminyum 7075 olarak atadık.
- Model işlemine geçtikten sonra mesh özelliklerimizi tanımladık. (Element Order = Linear ve Element Size = 3 mm olarak girildi)
- Sabit yüzeyimize Fixed Support atadık.
- CFD akış analizinden elde ettiğimiz basınç verilerini tanımladık. Yapılan CFD analizinde elde edilen veriler sonucunda kanatçığa etki eden basınç miktarı max basınç miktarıdır. (21607.64 pascal)
- Solution aşamasına geçtik. Kanatçığın Total Deformation ve Equivalent Stress görüntülerini inceledik. Total Deformation max = 0,0269 mm, Equivalent Stress max = 16,117 MPa değerleri elde edildi ve atadığımız güvenli bölgenin altında kaldı. Bu sağlamış olduğumuz değerler malzememizin güvenli bölgede olduğunu göstermektedir.

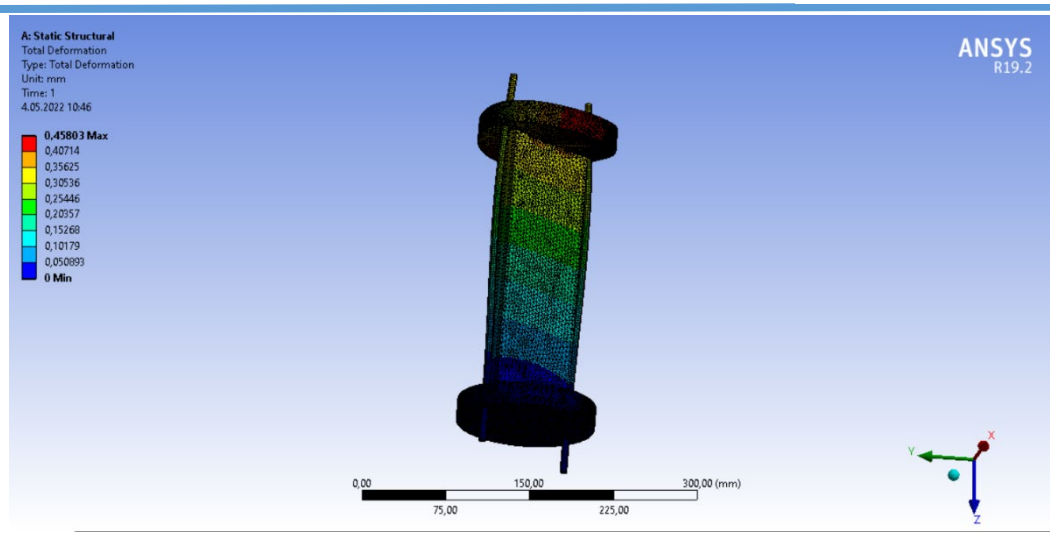


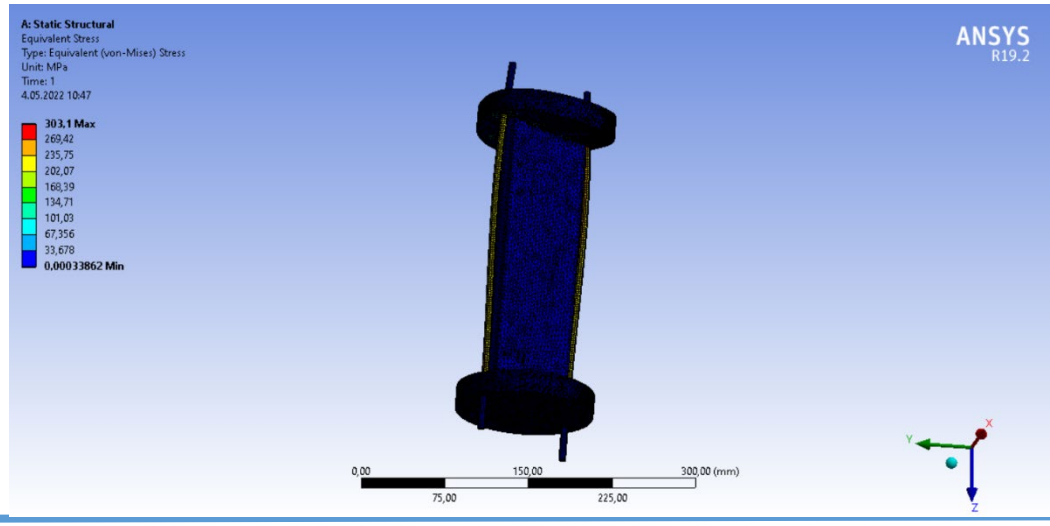


Analizler

MEKANİK MUKAVEMET ANALİZLERİ / AVİYONİK SİSTEM YAPISAL

- Solidworks’ te çizmiş olduğumuz aviyonik sistemi ANSYS R19.2 Static Structural ekranında açtık.
- Engineering Data kısmında aviyonik sistemin malzemelerini (alüminyum 7075, kestamit) olarak atadık.
- Model işlemine geçtikten sonra mesh özelliklerimizi tanımladık. (Element Order = Program Controlled ve Element Size = 2 mm olarak girildi.)
- Sabit yüzeyimize Fixed Support atadık.
- CFD akış analizinden elde ettiğimiz basınç verilerini tanımladık. Yapılan CFD analizinde elde edilen veriler sonucunda aviyonik sisteme etki eden basınç miktarı G kuvvetinden dolayı yüzeylere etkiyen basınç miktarı ile aynıdır. (21607.64 pascal)
- Solution aşamasına geçtik. Aviyonik sistemin Total Deformation ve Equivalent Stress görüntülerini inceledik. Total Deformation max = 0,45803 mm,Equivalent Stress max = 303,1 MPa değerleri elde edildi ve atadığımız güvenli bölgenin altında kaldı. Bu sağlamış olduğumuz değerler malzememizin güvenli bölgede olduğunu göstermektedir.





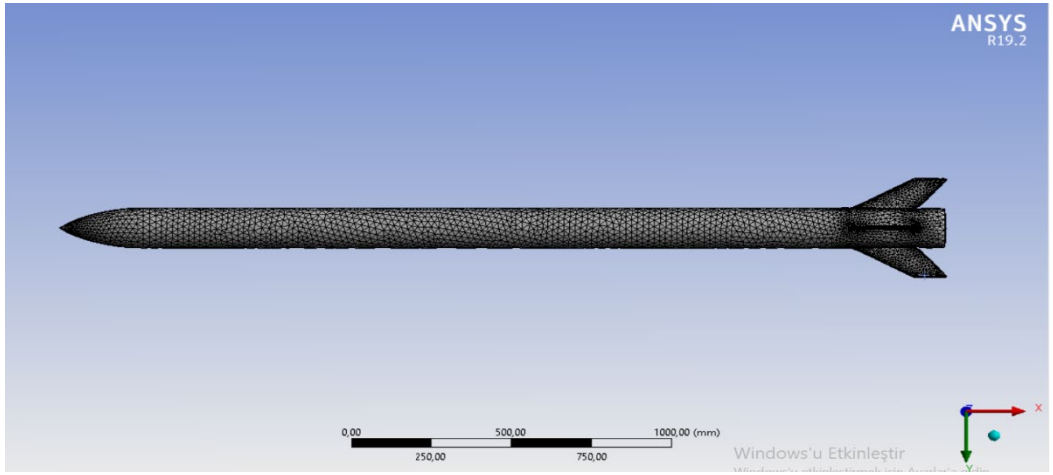
Analizler

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

Sonuçlar Solidworks programında tek parça halinde tasarlanan roketimiz Ansys R19.2 paket programına aktarılarak CFD akış analizi ve simülasyonu gerçekleştirilerek elde edilmiştir.

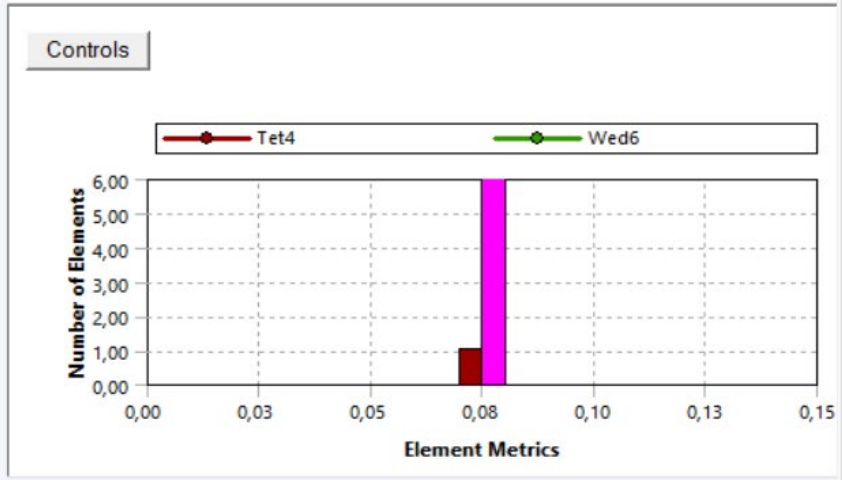
İlk olarak roketimize akış hacmi belirlemek için New Design Modeler üzerinden enclosure atılmıştır. Enclosure boyutumuz daha iyi akış hacmi sağlaması amacıyla roketimizin kanatçık tarafına daha uzun boyutta atılmıştır.

Akışın yönünü belirlemek amacıyla inlet ve outlet kısımları belirlenip mesh atılmıştır.



Mesh değerlerimiz yanda verilmiştir. Daha güzel mesh için kanatçıklara, motor arka kapağına edge sizing ve burun konisinin ucuna face sizing verilip element size 1mm verilmiştir. Ortaya daha güzel mesh yapısı çıkarılmıştır. Ayrıca yanda orthonogal quality değerlerimiz verilmiştir ve kontrol ettiğimizde değerlerimizin uygun olduğu belirlenmiştir.

Skewness değeri max:0,94 avarage:0,23 çıkmıştır.

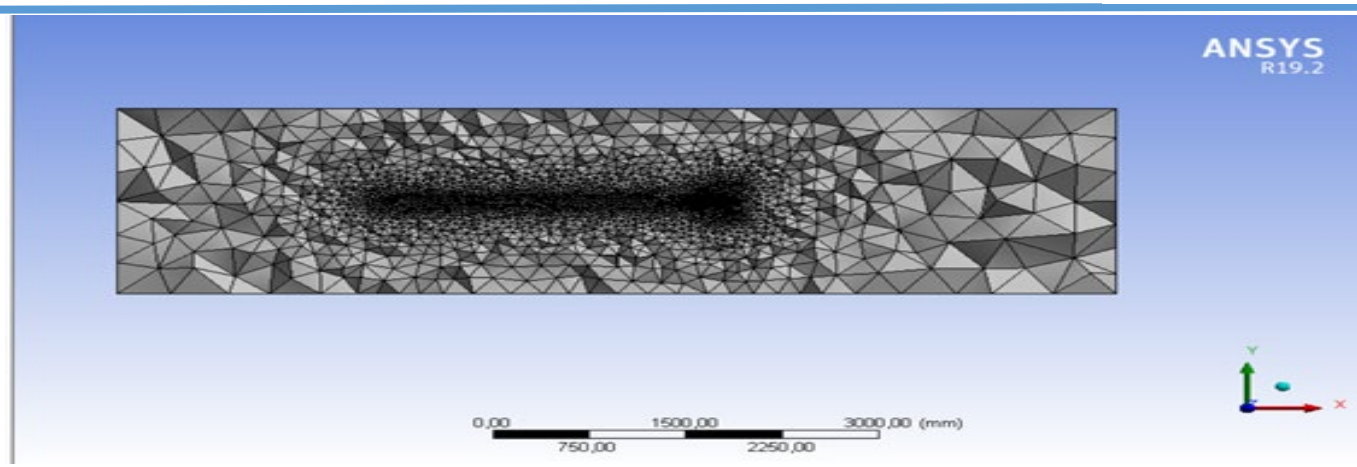


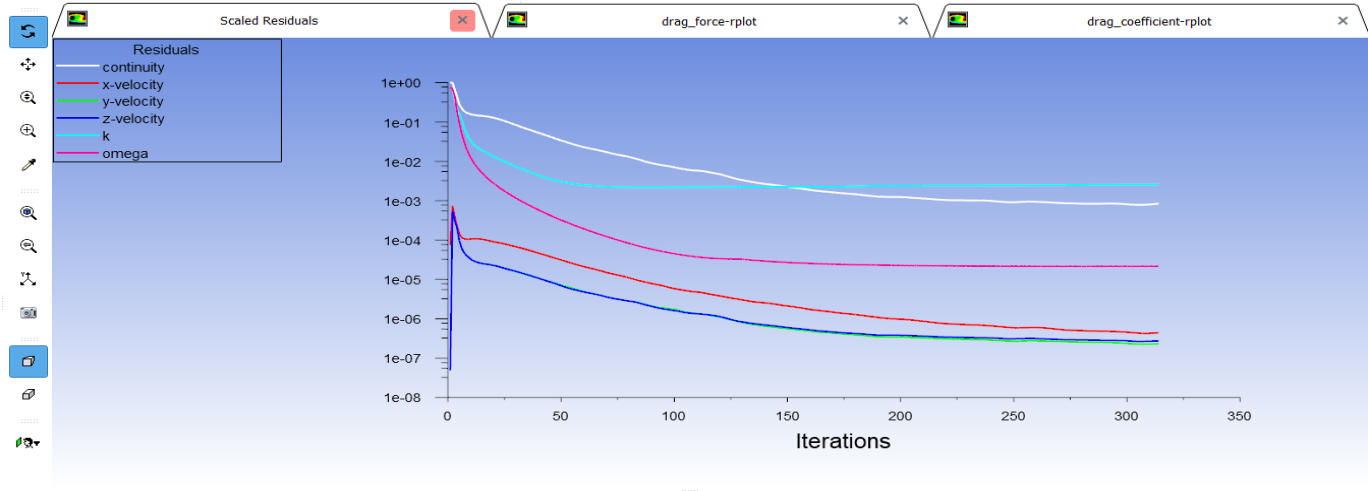
Quality	
Check Mesh Quality	Yes, Errors
Target Skewness	Default (0.900000)
Smoothing	Medium
Mesh Metric	Orthogonal Quality
Min	5,8704e-002
Max	0,99574
Average	0,76074
Standard Deviation	0,14958
Inflation	
Use Automatic Inflation	Program Controlled
Inflation Option	First Layer Thickness
First Layer Height	0,3 mm
Maximum Layers	4
Growth Rate	1,2
Inflation Algorithm	Pre

Analizler

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

- Mesh sonucu node sayısı:1082696 element sayısı: 4028774 çıkmıştır.
- Mesh değerleri sağlandıktan sonra fluent ortamına geçilmiştir.
- Çözücü tipimiz ‘Pressure-Based’ ,modelimiz ‘viscous laminar’ hava aerodinamiği açısından k-omega ve daha hassasiyetli olmasından dolayı SST türbülans modeli belirlenmiştir.
- Giriş olarak ‘velocity-inlet’ve hızımız 256m/sn’dir.
- Solution method kısmında türbülanslı kinetik enerji ve spesifik dağılma oranı ‘second order upwing’ olarak belirlendi. Bu işlemler 0,001 hata payıyla yapılmıştır.
- Analize 350 iterasyon girilmiştir ama öncesinde istenen veriler elde edildiği için durdurulup analizimiz bitirilmiştir
- Analiz sonucu aldığımız değerler grafikleriyle verilmiştir. Bulunan değerlere göre yapısal analizlerimiz yapılmıştır.





Console

Zone	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
rocket	170.36814	102.16235	272.53048	278.15206	166.79567	444.94772
Net	170.36814	102.16235	272.53048	278.15206	166.79567	444.94772

Analizler

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

Rokete etki eden statik basınç değeri:

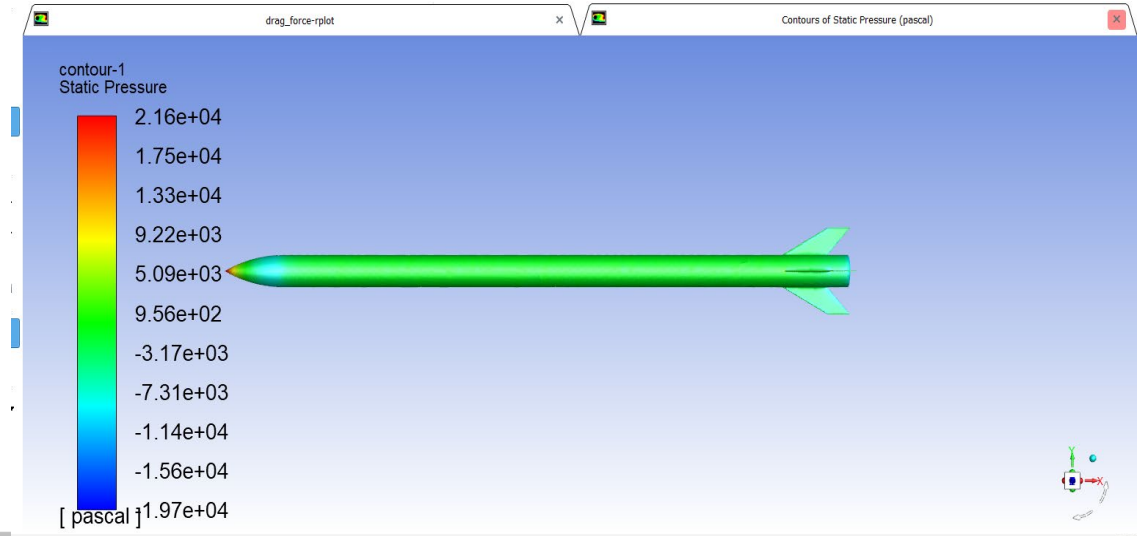
Min:-19696.49 Pascal

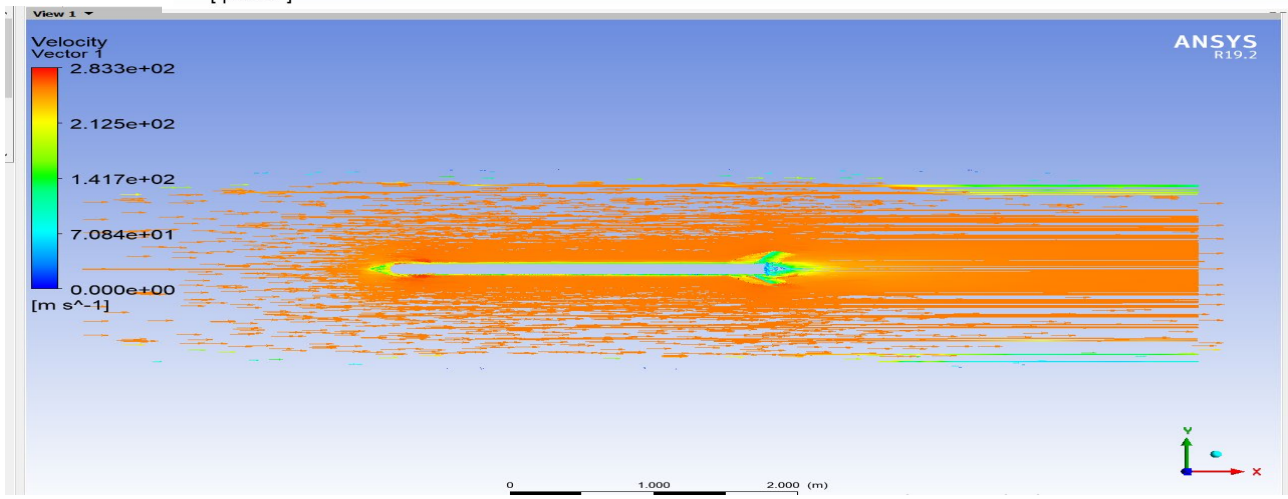
Max:21607.64 Pascal değerleri analizde bulunulmuştur.

Elde ettiğimiz bu değerlere göre; yandaki şekilde burun konisinin ucuna gelen statik basıncın burun konisi bitimine kadar kademeli olarak azaldığı görülmektedir. Burun konimizin ucunun alüminyum ve burun konisinin şeklinin parabolik olması sebebiyle basıncın herhangi bir deforme bırakmayacağını öngörüyoruz.

Roketin Max. hızı: 283 m/s olarak bulunmuştur. Yanda vektörlerle roketteki hız dağılımı verilmiştir. Buradan hızın kanatçık başlangıcından bitimine doğru yavaşladığı görülmektedir.

Ayrıca roket yüzeyindeki hava; akış hızını azaltmıştır.





Aviyonik – Özet

ANA UÇUŞ BİLGİSAYARI

- Uçuşu kontrol etmek için mikrodenetleyici olarak STM32F103C8T6*1 kullanılacaktır.
- Basınç verilerini almak için BME280*2 sensörü kullanılacaktır.
- Jiroskop verilerini almak için BNO055*3 sensörü kullanılacaktır.
- Roketimizin konum verilerini almak için NEO-7M*4 GPS modülü kullanılacaktır.
- Roketin yer istasyonuna verileri iletmesi için LoRa SX1278 E32 RF*5 haberleşme modülü kullanılacaktır.
- Sensörlerden gelen verilerin kaydedilmesi için SD kart *6 modülü kullanılacaktır.
- Ana uçuş bilgisayarını beslemek için 18650 Li-Ion Vtc6*7 piller kullanılacaktır.

YEDEK UÇUŞ BİLGİSAYARI

- Uçuşu kontrol etmek için mikrodenetleyici olarak STM32F103C8T6 kullanılacaktır.
- Basınç verilerini almak için BME280 sensörü kullanılacaktır.
- Jiroskop verilerini almak için BMI160*8 sensörü kullanılacaktır.
- Roketimizin konum verilerini almak için NEO-7M GPS modülü kullanılacaktır.
- Roketin yer istasyonuna verileri iletmesi için LoRa SX1278 E32 RF haberleşme modülü kullanılacaktır.
- Sensörlerden gelen verilerin kaydedilmesi için SD kart modülü kullanılacaktır.
- Yedek uçuş bilgisayarını beslemek için 18650 Li-Ion Vtc6 piller kullanılacaktır.

Aviyonik – Özet

- Kullanılması planlanan ana ve yedek uçuş bilgisayarları kendi özgün tasarımımız olup ticari sistem değildir.
- Uçuş bilgisayarları birbirinden bağımsızdır ve aralarında geçiş yoktur.
- Ana ve yedek sistemimiz aynı anda veri toplamaya başlayıp ayrılmayı gelen verilere göre gerçekleştirecektir. Birinin çalışmaması durumunda çalışmaya devam eden bilgisayarımız ayrılmayı gerçekleştirecektir.

Adı	Ana Uçuş Bilgisayarı	Yedek Uçuş Bilgisayarı	Benzerlik/Farklılık
Mikrodenetleyici	STM32F103C8T6	STM32F103C8T6	Kullanılan mikrodenetleyiciler aynıdır.
Basınç Sensörü	BME280	BME280	Kullanılan sensörler aynıdır.
İvme-Jiroskop Sensörü	BNO055	BMI160	İki sensör de ivme ve jiroskop değerlerini ölçebiliyor olup BNO055 sensörü manyetometre verisini de ölçebilmektedir.
GPS	NEO-7M	NEO-7M	Kullanılan GPS modülleri aynıdır.
Haberleşme Modülü	SX 1278 E32 433T30D	SX 1278 E32 433T30D	Kullanılan haberleşme modülleri aynıdır.
SD Kart Modülü	Mikro SD Kart Modülü	Mikro SD Kart Modülü	Kullanılan SD kart modülü aynıdır.
18650 Li-Ion 3.7 Volt Pil	Vtc6 18650	Vtc6 18650	Kullanılan piller aynıdır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

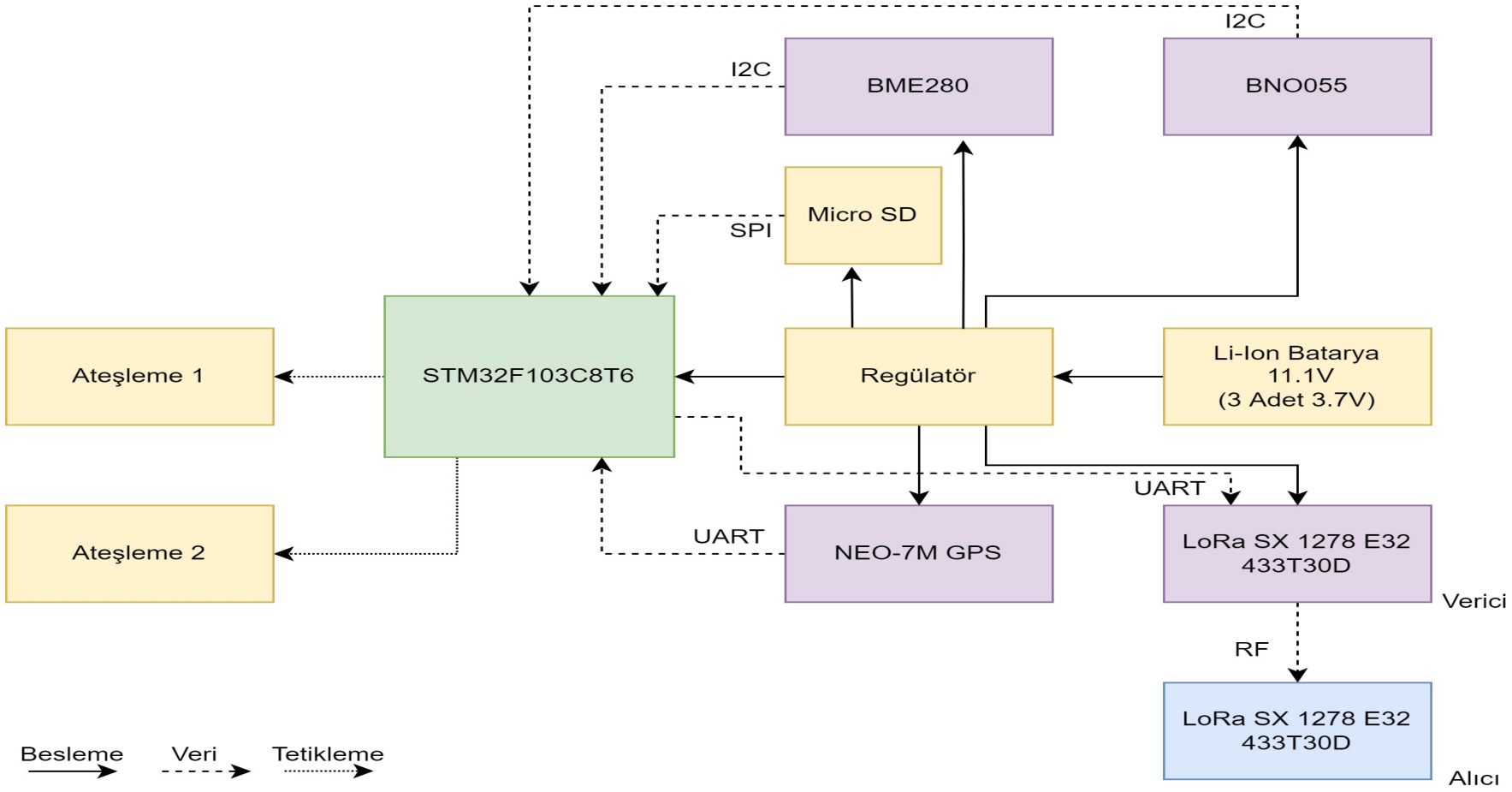
Adı	Avantaj	Dezavantaj	Açıklama
STM32F103C8T6 mikrodenetleyicisi	Yeterli sayıda haberleşme protokolüne ve yüksek hızda çalışma frekansına sahip olması.	Az sayıda GPIO pinine sahip olması.	Uçuş bilgisayarının beyni olup, gelen verileri işleyip ayrılma sistemini tetiklemekten sorumludur.
BME280 basınç sensörü	Yüksek hassasiyete, düşük güç tüketimine ve lojik voltaj dönüştürücüsüne sahip olması.	RMS Gürültüsü yüksek olduğu için filtrelemeye ihtiyaç duyması ve maliyetinin yüksek olması.	Kurtarma sistemini tetiklemek için gereken irtifa verisini açık hava basıncını kullanarak ölçer.
BNO055 IMU sensörü	UART haberleşme birimi ile hızlı iletişim kurabiliyor olması.	Maliyetinin muadillerine göre yüksek olması.	Kurtarma sistemini tetiklemek için gereken jiroskop verilerini ölçer.
NEO-7M GPS modülü	Kanal sayısının fazla olması sebebi ile anlık konum bulma hızının yüksek olması.	Warm start süresi uzun olduğu için olumsuz durumlarda veri kaybı tehlikesi yüksektir.	Roket yere iniş yaptıktan sonra konumunu belirlemek için uydularla haberleşip konumunu gösterir.
LoRa SX 1278 E32 433T30D haberleşme modülü	Yüksek menzil ve 4 farklı çalışma modu bulunmakla birlikte 433 MHz çalışma frekans aralığına sahip olduğundan dolayı başka frekanslarla karışma olasılığı azdır.	Muadillerine göre daha fazla güç tüketimi vardır ve hızlı ısınır.	Roket ve yer istasyonu arasındaki bilgi aktarımını sağlar.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	STM32F103C8T6 Mikrodenetleyici		
1. Sensör	BME 280 Basınç Sensörü	Evet	Kurtarma sistemini tetiklemek için gereken irtifa verisini açık hava basıncını kullanarak ölçer.
2. Sensör	BNO055 İvme-Jiroskop Sensörü	Evet	Öngörülen jiroskop verileri ile sensörümüzden gelen veriler uyuştuğunda kurtarma sistemini tetikleyecek olan veridir.
Haberleşme Modülü	SX 1278 E32 433T30D	Hayır	
GPS Modülü	NEO-7M	Hayır	

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

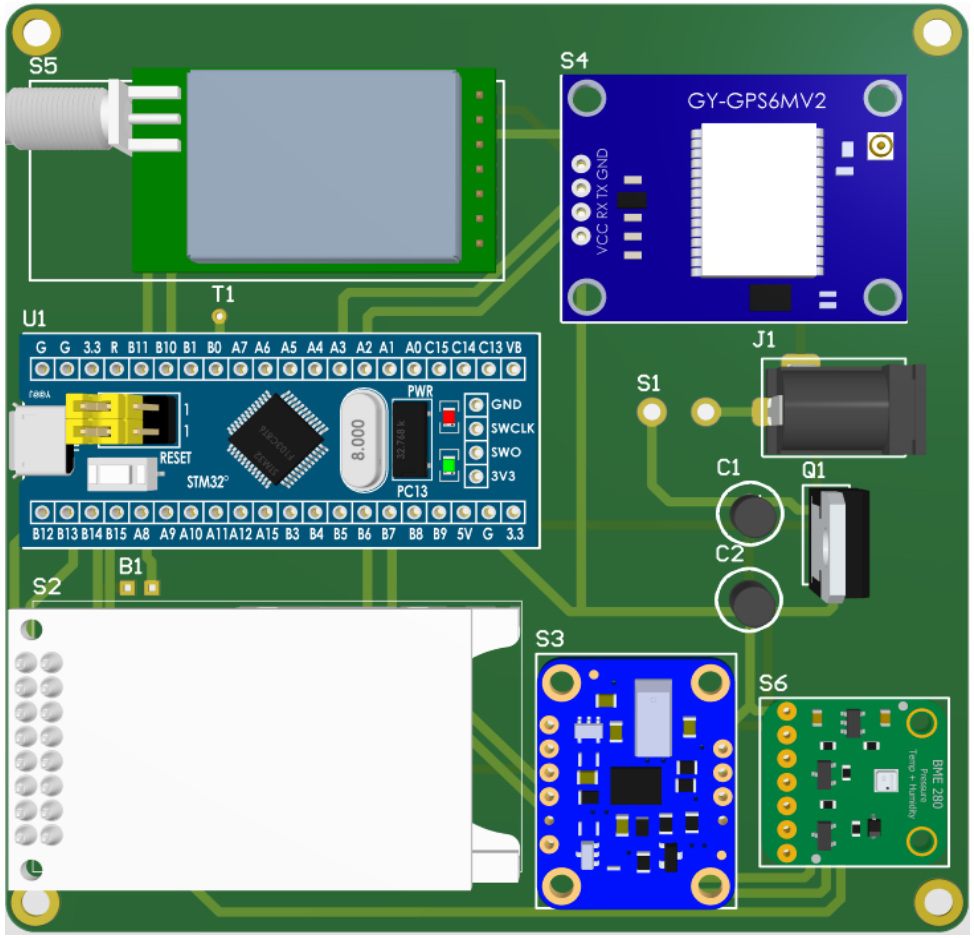
Ana Uçuş Bilgisayarı Blok Diyagramı



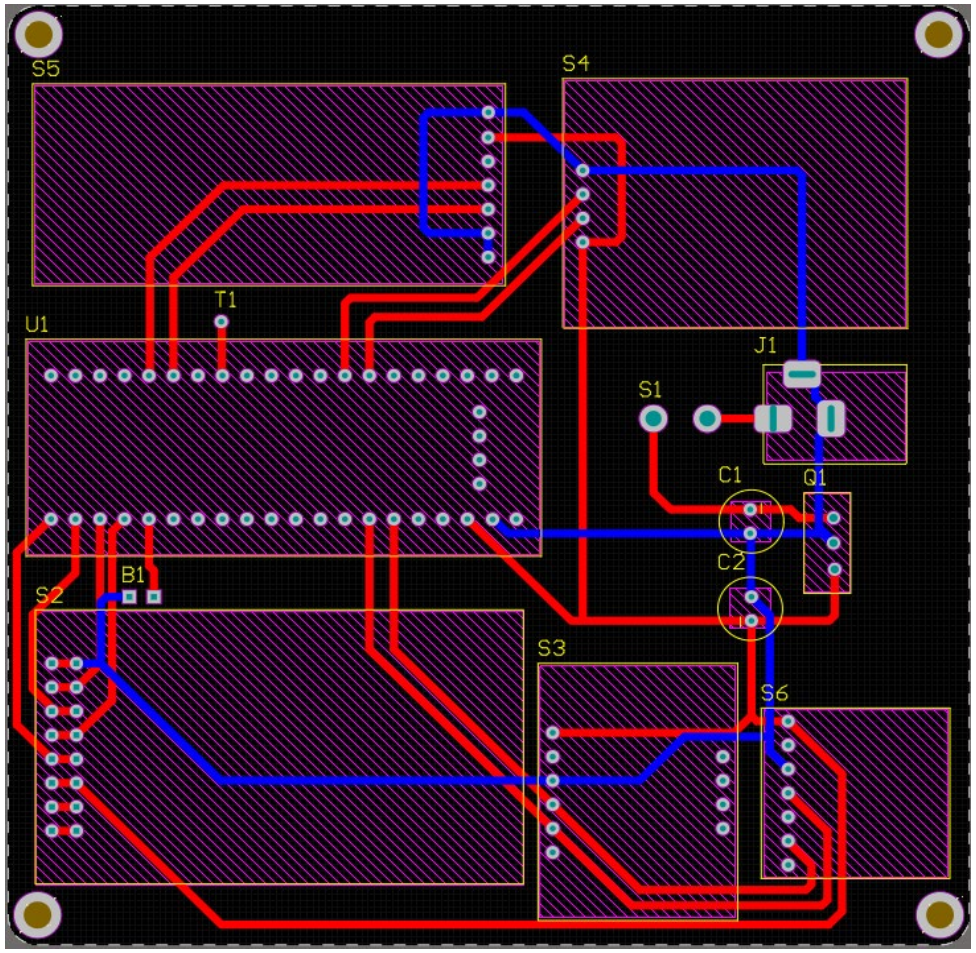
Ana uçuş bilgisayarımızın kart tasarımı tamamen bize ait olup üretimi öngörülen firma tarafından çift katmanlı olarak temin edilecektir.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

1. Aviyonik 3D Görüntüsü:

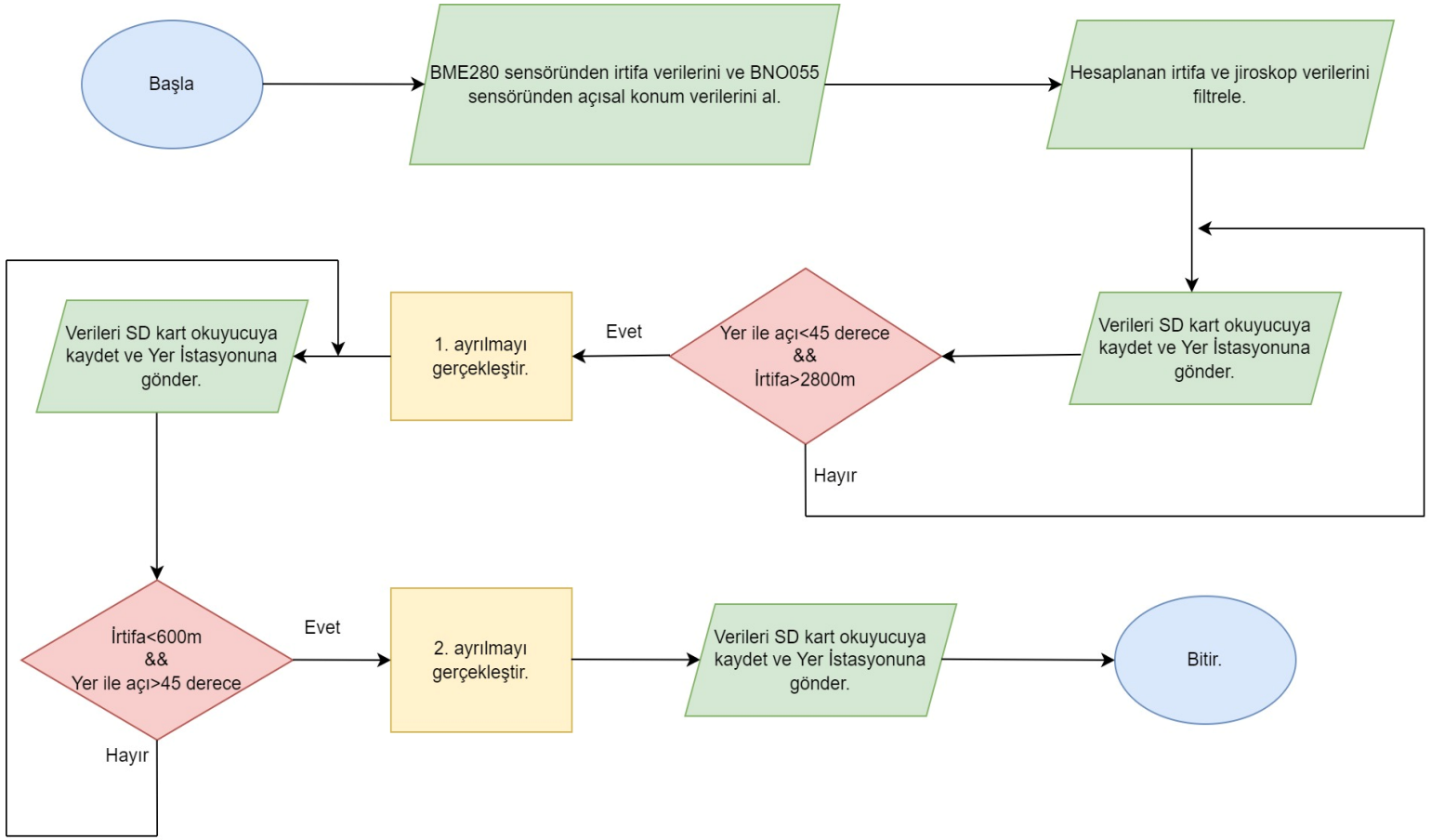


1. Aviyonik Şematik Görüntüsü:



Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

Kurtarma Sistemi Algoritması



- İrtifa Parametresi (BME280): Zorunlu olmasının yanı sıra, açık hava basıncının diğer parametrelere göre daha az değişiklik göstermesinden dolayı bu parametre seçilmiştir. Havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan, güvenilir bir parametredir. Ek olarak kaynak sayısının ve fazla kütüphanesinin olmasıdır.
- Jiroskop Parametresi (BNO055): Roketin havada yapacağı hareketlerin teorik olarak öngörülebilir olması nedeniyle 2. parametre olarak seçilmiştir. Yere göre uygun eğim açısını tanımlar. Ek olarak kaynak sayısının fazla olmasıdır.

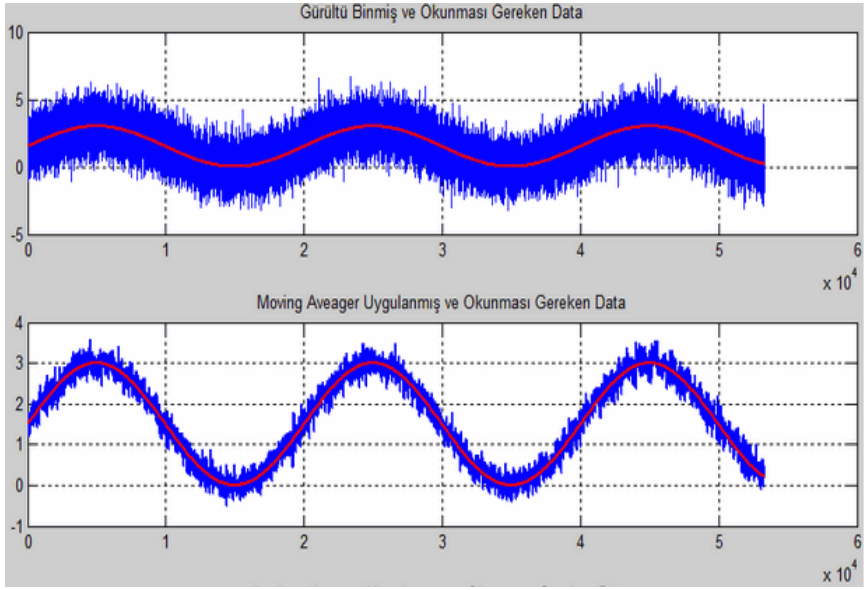
Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

Veri Filtreleme

- Smoothing Filtresi*1 diğer filtrelerle aynı hassasiyette olsa da boyutuna göre ortalama almaktadır. Her yeni değer alındığında en eski değer bırakılır, yeni gelen değer ile ortalama tekrar alınır ve bu çıkış olarak verilir. Yani her alınan değerde ortalama değer güncellenerek daha lineer bir eğri oluşmasını sağlar. Bu lineerlik yapısı roketimizi dışarıdan kontrol edemediğimiz için bizim durumumuza daha uygundur. Bu durumdan dolayı Moving Averager Smoothing filtresini kullanacağız.

- Moving Averager Smoothing Filtresi*2 : Hareketli ortalama filtresidir, yani belirli sayıda örneği alıp basit bir FIFO yapısıyla filtrenin boyutuna göre ortalama almaktadır. Formülü aşağıdaki gibidir;

$$y(n) = \frac{x(n-1)+x(n)\ x(n+1)}{3}$$



Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

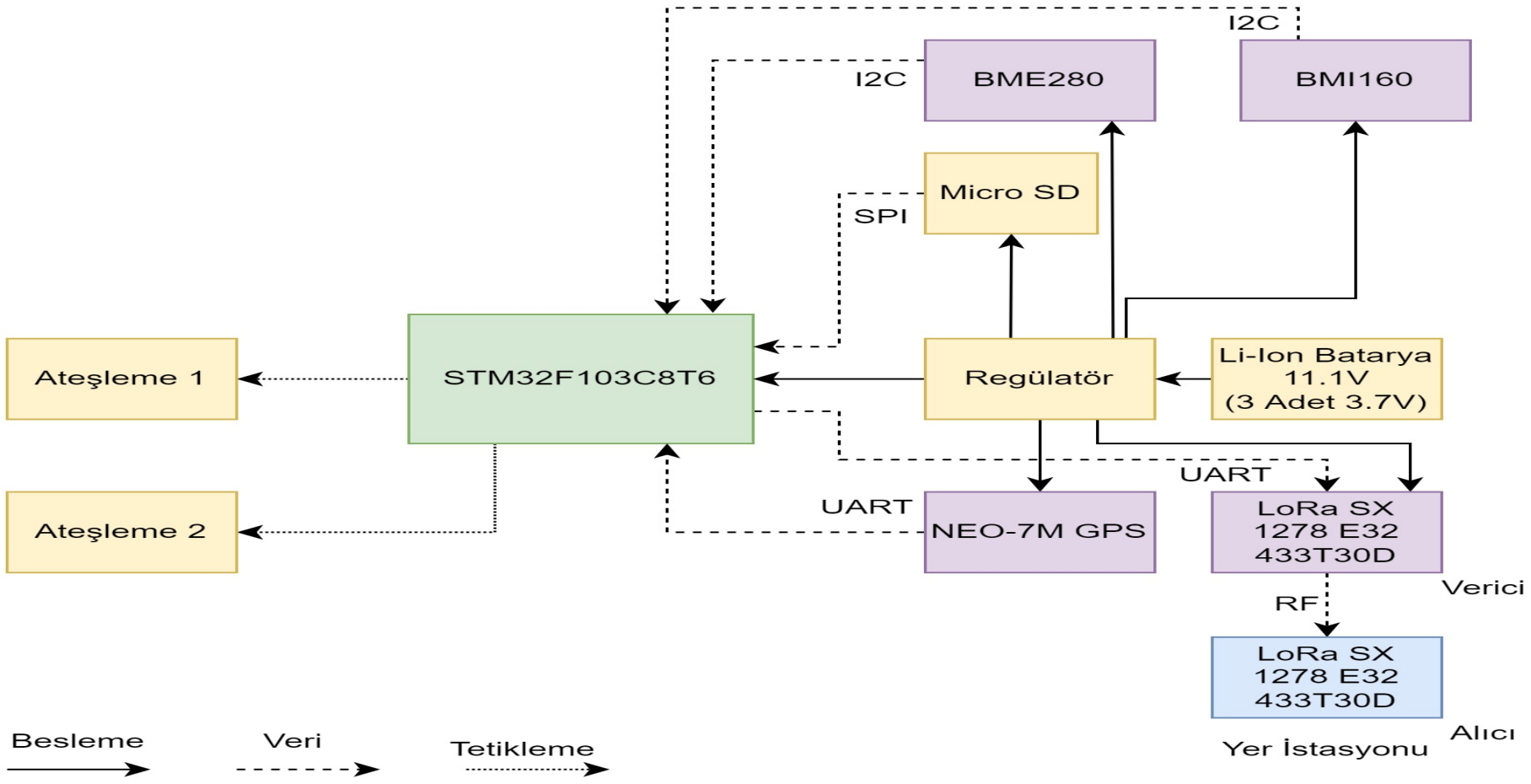
Adı	Avantaj	Dezavantaj	Açıklama
STM32F103C8T6 mikrodenetleyicisi	Yeterli sayıda haberleşme protokolüne ve yüksek hızda çalışma frekansına sahip olması.	Az sayıda GPIO pinine sahip olması.	Uçuş bilgisayarının beyni olup, gelen verileri işleyip ayrılma sistemini tetiklemekten sorumludur.
BME280 basınç sensörü	Yüksek hassasiyete, düşük güç tüketimine ve lojik voltaj dönüştürücüsüne sahip olması.	RMS Gürültüsü yüksek olduğu için filtrelemeye ihtiyaç duyması ve maliyetinin yüksek olması.	Kurtarma sistemini tetiklemek için gereken irtifa verisini açık hava basıncını kullanarak ölçer.
BMI160 IMU sensörü	Düşük güç tüketimi ve yüksek hassasiyet.	Sadece SPI ve I^2C haberleşmesine sahip olduğu için muadillerine göre yavaştır.	Kurtarma sistemini tetiklemek için gereken jiroskop verilerini ölçer.
NEO-7M GPS modülü	Kanal sayısının fazla olması sebebi ile anlık konum bulma hızının yüksek olması.	Warm start süresi uzun olduğu için olumsuz durumlarda veri kaybı tehlikesi yüksektir.	Roket yere iniş yaptıktan sonra konumunu belirlemek için uydularla haberleşip konumunu gösterir.
LoRa SX 1278 E32 433T30D haberleşme modülü	Yüksek menzil ve 4 farklı çalışma modu bulunmakta olup 433 MHz çalışma frekans aralığına sahip olduğundan dolayı başka frekanslarla karışma olasılığı azdır.	Muadillerine göre daha fazla güç tüketimi vardır ve hızlı ısınır.	Roket ve yer istasyonu arasındaki bilgi aktarımını sağlar.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	STM32F103C8T6 Mikrodenetleyici		
1. Sensör	BME 280 Basınç sensörü	Evet	Kurtarma sistemi tetiklemek için gereken irtifa verisini açık hava basıncını kullanarak ölçer.
2. Sensör	BMI 160 ivme jiroskop sensörü	Evet	Ayrılma esnasında planlanan jiroskop verileri ile sensörümüzden gelen veriler uyuştuğunda kurtarma sistemini tetikleyecek olan veridir.
Haberleşme Modülü	SX 1278 E32 433T30D	Hayır	
GPS Modülü	NEO-7M	Hayır	

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

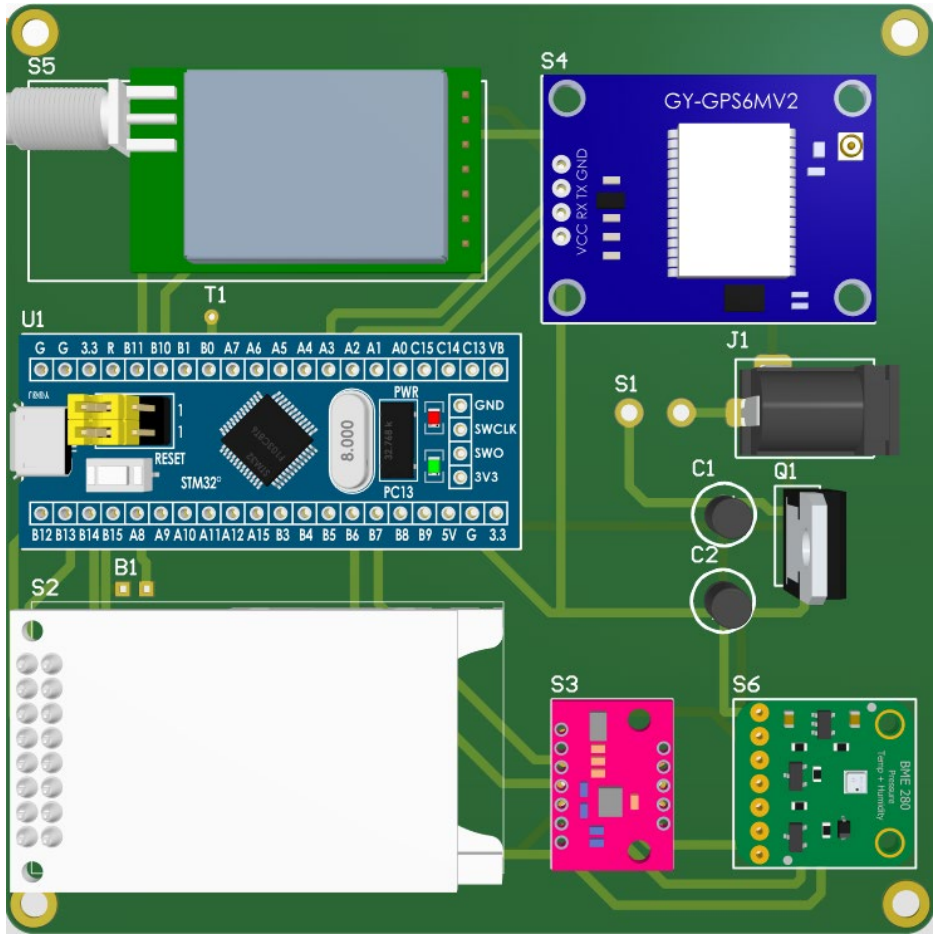
Yedek Uçuş Bilgisayarı Blok Diyagramı



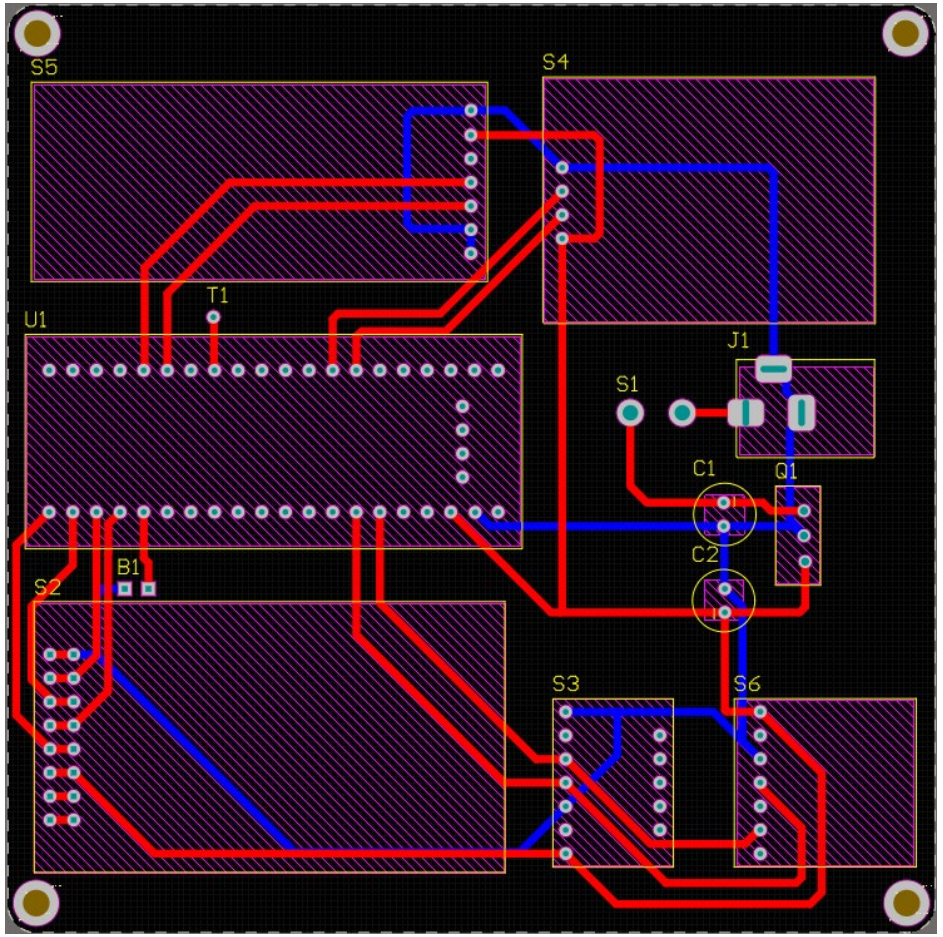
Yedek uçuş bilgisayarımızın kart tasarımı tamamen bize ait olup üretimi öngörülen firma tarafından çift katmanlı olarak temin edilecektir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

2. Aviyonik 3D Görüntüsü:

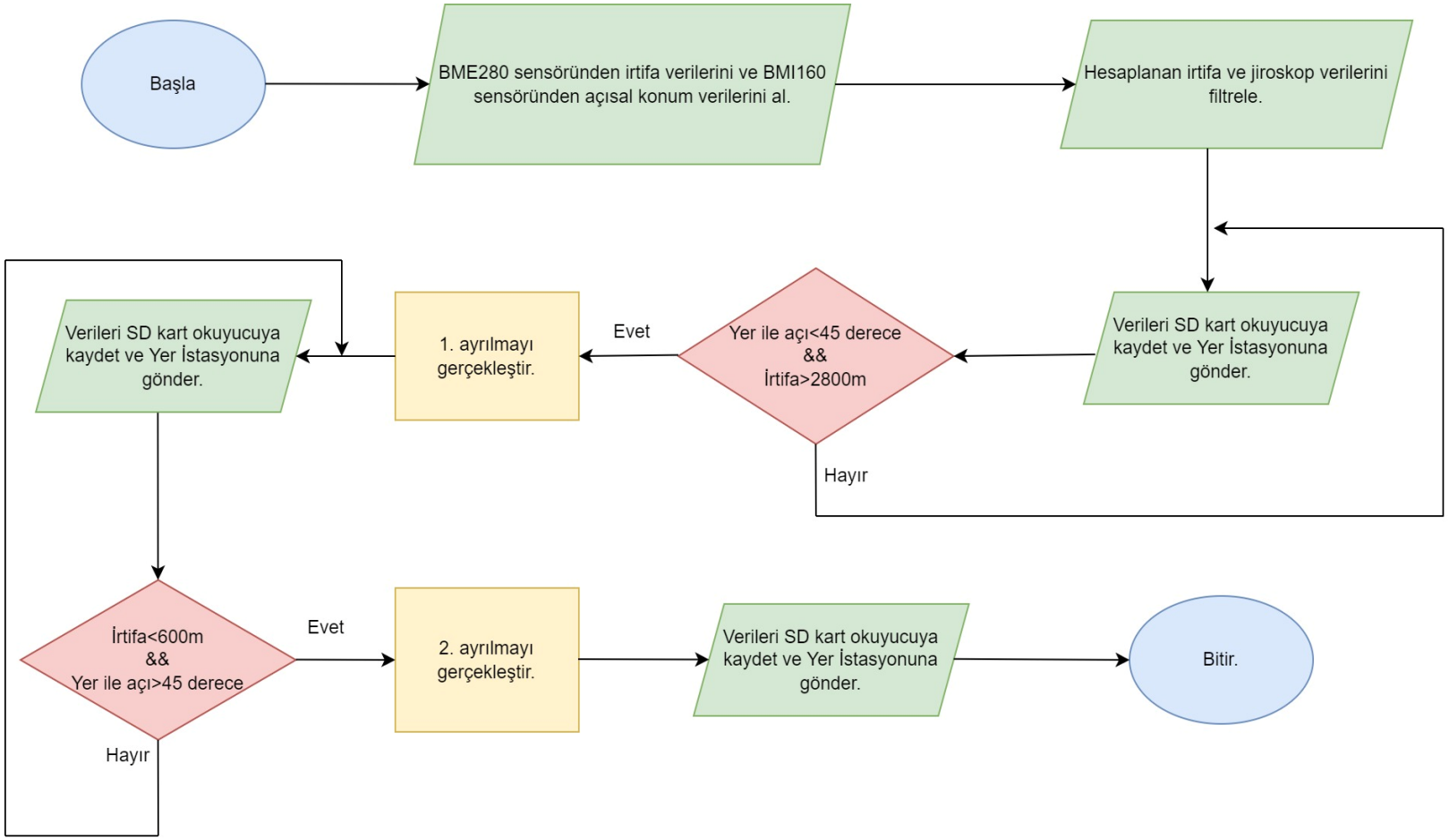


2. Aviyonik Şematik Görüntüsü:



Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Kurtarma Sistemi Algoritması



- İrtifa Parametresi (BME280): Zorunlu olmasının yanı sıra, açık hava basıncının diğer parametrelere göre daha az değişiklik göstermesinden dolayı bu parametre seçilmiştir. Havacılık sektöründe yaygın olarak kullanılan, güvenilir bir parametredir. Ek olarak kaynak sayısının ve fazla kütüphanesinin olmasıdır.
- Jiroskop Parametresi (BMI160): Roketin havada yapacağı hareketlerin teorik olarak öngörülebilir olması nedeniyle 2. parametre olarak seçilmiştir. Yere göre uygun eğim açısını tanımlar. Ek olarak kaynak sayısının fazla olmasıdır.

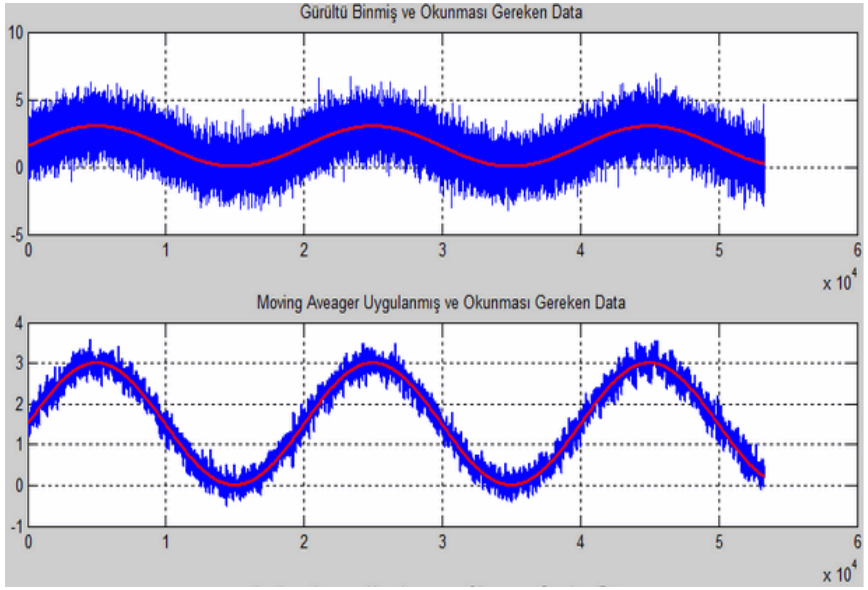
Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Veri Filtreleme

- Smoothing Filtresi diğer filtrelerle aynı hassasiyette olsa da boyutuna göre ortalama almaktadır. Her yeni değer alındığında en eski değer bırakılır, yeni gelen değer ile ortalama tekrar alınır ve bu çıkış olarak verilir. Yani her alınan değerde ortalama değer güncellenerek daha lineer bir eğri oluşmasını sağlar. Bu lineerlik yapısı roketimizi dışarıdan kontrol edemediğimiz için bizim durumumuza daha uygundur. Bu durumdan dolayı Moving Averager Smoothing filtresini kullanacağız.

- Moving Averager Smoothing Filtresi : Hareketli ortalama filtresidir, yani belirli sayıda örneği alıp basit bir FIFO yapısıyla filtrenin boyutuna göre ortalama almaktadır. Formülü aşağıdaki gibidir;

$$y(n) = \frac{x(n-1)+x(n)\ x(n+1)}{3}$$



Aviyonik – İletişim

- İletişim için seçmeyi planladığımız modül LoRa SX1278 E32 433T30D modelidir. Radyo frekansı ile ilettiği için uzun mesafe ve hızlı iletişim kurabilme yeteneğine sahiptir. Ayrıca mikrokontrolcü ile UART haberleşme protokolü ile haberleşmektedir.

- Roketin irtifa, açısal konum ve konum verileri ; Görev yükünün ise sıcaklık, nem, konum ve irtifa verileri yer istasyonuna iletilecektir.

- İletilecek roket verileri aşağıdaki şekilde paketlenecektir: <İRTİFA>,<AÇISALKONUM>,<KONUM>.

- İletilecek görev yükü verileri aşağıdaki şekilde paketlenecektir: <İRTİFA>,<SICAKLIK>,<KONUM>, <NEM>.

- Veri paketi verici modülden, alıcı modüle ve oradan da yer istasyonuna 5Hz'lik hızla gönderilecektir.

Link Bütçesi

Güç Kayıpları	Güç Kazançları	
Serbest uzay kaybı(metre): 103.241dBm (8 km için).	Gönderici modülü çıkış gücü:30dBm	
İletim Kaybı: Gönderirken:2dBm Alırken:1dBm	Anten Kazancı	
Atmosferik kayıp(oksijen ve su buharı): 3dBm tolerans aralığı bırakıldı.	Alıcı anten kazancı 12 dBm.	Verici anten kazancı 3dBm
Polarizasyon kaybı: 3dBm.		
Alıcı hassasiyeti	**E32433T30D Alıcı hassasiyeti aralığı**	
-67dBm	Ort. -147dBm	

- Seçtiğimiz sensör istediğimiz değer aralığını karşılamaktadır.

Aviyonik Prototip Testi/1

Testin Adı	Yapıldı	Yapılmadı	Yapıldığı/Yapılacağı Tarih
1. Aviyonik Sistem Algoritma Testi		X	06.05.22 ve 08.05.22 tarihleri arasında 1. aviyonik sistem algoritma testlerinin yapılması öngörülmektedir.
2. Aviyonik Sistem Algoritma Testi		X	08.05.22 ve 10.05.22 tarihleri arasında 2. aviyonik sistem algoritma testlerinin yapılması öngörülmektedir.
İletişim Testi		X	06.05.22 ve 10.05.22 tarihleri arasında iletişim testlerinin yapılması öngörülmektedir.

Aviyonik Prototip Testi/2

- 1. Aviyonik Sistem Algoritma Testi: Breadboard üzerinde kuracağımız devre ile algoritmamızın çalışıp çalışmadığını anlamak için yapay açı değerleri ve suni basınç etkisi oluşturulacaktır. Sisteme bağlanan LED sayesinde gerekli koşulların sağlanıp sağlanmadığı anlaşılıp, aldığımız veriler doğrultusunda algoritma ve kodlarımızı optimize etmek için çalışılacaktır. Testin Kütahya Dumlupınar Üniversitesi kampüsü içerisinde yapılması planlanmaktadır.

- 2. Aviyonik Sistem Algoritma Testi: Breadboard üzerinde kuracağımız devre ile 1. aviyonik sistem algoritma testine benzer şekilde, algoritmamızın çalışıp çalışmadığını anlamak için yapay açı değerleri ve suni basınç etkisi oluşturulacaktır. Sisteme bağlanan LED sayesinde gerekli koşulların sağlanıp sağlanmadığı anlaşılıp, aldığımız veriler doğrultusunda algoritma ve kodlarımızı optimize etmek için çalışılacaktır. Testin Kütahya Dumlupınar Üniversitesi kampüsü içerisinde yapılması planlanmaktadır.

- İletişim Testi: Breadboard üzerinde kuracağımız devre ile GPS modülü ile elde ettiğimiz konum verilerini 2 haberleşme modülü arasındaki iletişimi kontrol etmek için kullanmayı planlamaktayız. 2 tane haberleşme modülü arasındaki mesafeyi kademeli olarak arttırarak iletişimin sağlanıp sağlanmadığını bu sayede anlamayı öngörmekteyiz. İletişim sağlanan en uzun mesafe kaydedilecek olup, mesafenin yetersiz gelmesi durumunda anten takviyesi sağlanacaktır. Testin Kütahya Dumlupınar Üniversitesi kampüsü içerisinde yapılması planlanmaktadır.

Bütçe

AVİYONİK BÜTÇE

Ad	Adet	Birim Fiyat	Toplam Fiyat
DC-195B Anahtar	3	9,82 TL	29,46 TL
IC-114 Anahtar	2	10,89 TL	21,78 TL
NEO 7M GPS Modül	4	130,93 TL	523,72 TL
BME280	4	376,43 TL	1.505,72 TL
STM32F103C8T6	4	139,56 TL	558,24 TL
LoRa SX 1278 E32 433T30D	8	255,65 TL	2.045,20 TL
BNO055	2	638,30 TL	1.276,60 TL
18650 Li-Ion Pil 3.7V	12	84,39 TL	1.012,68 TL
Üçlü Pil Yuvası	4	16,39 TL	65,56 TL
Micro SD Kart Modülü	4	9,00 TL	36,00 TL
BMI160	2	50,66 TL	101,32 TL
Buzzer	4	6,82 TL	27,28 TL
PCB Basım	3	223 TL	689,00 TL

MEKANİK BÜTÇE

Ad	Adet	Birim Fiyat	Toplam Fiyat
M10 Mapa	4	38,30 TL	153,20
Alüminyum Çubuk 130mm 50cm 19,075Kg	1	2216,89 TL	2216,89
Alüminyum Saç (Düz Yüzey) 3,00mm 1000x1000mm	1	831,19 TL	831,19
Siyah Metrik Gijon/Tij/Saplama M10 1 Metre	2	26,27 TL	52,54
Siyah Metrik Gijon/Tij/Saplama M6 1 Metre	2	11,54 TL	23,08
M3x10 DIN 7991 Havşa Başlı Imbus 10.9 Kalite Çelik Cıvata	30	0,36 TL	10,80
M6x20 DIN 7991 Havşa Başlı Imbus 10.9 Kalite Çelik Cıvata	30	0,43 TL	12,90
M8x20 DIN 7991 Havşa Başlı Imbus 10.9 Kalite Çelik Cıvata	30	0,79 TL	23,70
M10x20 DIN 7991 Havşa Başlı Imbus 10.9 Kalite Çelik Cıvata	20	1,40 TL	28

Dolar/TL Kuru: 14,87 TL | **Toplam Fiyat: 11.244,66 TL**

*Ürünlerin fiyatları değişiklik gösterebilir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
1	3.1.4.	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		2	Bütün takım üyeleri lisans öğrencisidir.
2	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Takım halinde katılmaktayız.
3	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takımımız 10 kişiden oluşmaktadır.
4	3.1.10.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.			Hepimiz yalnızca 1 takıma üyeyiz.
5	3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	1 danışman ile birlikte katılıyoruz.
6	3.1.12.	Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlendirilmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir.			Tek kategoriye başvuru yaptık.
7	3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.			Bu koşulu sağlıyoruz.
8	3.1.14.	Son başvuru tarihinden sonra yapılan başvurular değerlendirilmeyecektir.			Bu koşulu sağlıyoruz.
9	3.1.15.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.		3,5,13,36,38,56, 62,63	Bu maddeyi dikkate alarak hazırladık.
10	3.1.17.	Uçuş benzetim raporu hem ÖTR hem de KTR aşamalarında hazırlanacak ve teslim edilecektir.		8	ÖTR ve KTR için Uçuş benzetim raporumuz hazırdır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
11	3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.		2,66,67	Bu madde dikkate alınmıştır.
12	3.1.21.	Takımlar, uluslararası öğrenci ve katılımcıları ÖTR aşamasında belirtilmekle sorumludurlar.		2	Bu madde dikkate alınmıştır.
13	3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR,KTR,AHR ve ASDR) listelemekte sorumludurlar.		2	Bu madde dikkate alınmıştır.
14	3.1.23.	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.		3	Roketimiz belirlenen motora göre tasarlanmıştır.
15	3.1.24.	Danışman aşağıdaki kriterleri sağlamalıdır.		2	Danışman kriterleri sağlamaktadır.
16	3.1.24.1.	Danışman olarak eğitim/öğretim kurumlarında görevli, aşağıdaki maddelerdeki tanımlara uyan öğretmenler/akademisyenler veya daha önce yurtiçi ve/veya yurtdışında düzenlenen roket yarışmalarına katılım sağlamış takımlarına aşağıdaki maddelere uyan üyeleri veya danışmanları kabul edilecektir.			
17	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.			
18	3.1.24.7.	Üniversite takımlarında öğretim üyesi/akademisyen danışmanlar Mühendislik ve Fen Bilimleri alanlarında herhangi bir fakültede görevli akademisyen (araştırma görevlisi, öğretim üyesi) veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan akademisyen olmalıdır.		2	Danışman kriterleri sağlamaktadır.
19	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		2	Takım kaptanımız bulunmaktadır.
20	3.1.26.	Yarışma süreci boyunca TEKNOFEST yarışmalar komitesi tarafından yapılacak olan tüm bilgilendirmeler takımın iletişim sorumlusu olarak belirlediği kişiye yapılacaktır. Bu sebeple her takım bir iletişim sorumlusu belirlemelidir.		2	İletişim sorumlumuz bulunmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
21	3.1.28.	Başvurular 28.02.2022 tarihine kadar www.t3kys.com başvuru sistemi üzerinden çevrimiçi olarak yapılır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
22	3.1.29.	Başvuru tarihleri arasında takım kaptanı/danışman sistem üzerinden kayıt olur, varsa danışman ve/veya takım kaptanı/takım üyelerinin kaydını doğru ve eksiksiz olarak sisteme yapar ve varsa danışman ve üyelerin e- postalarına davet gönderir. Davet gönderilen üye Başvuru sistemine giriş yaparak "Takım bilgilerim" kısmından gelen daveti kabul eder ve kayıt tamamlanır. Aksi durumda kayıt tamamlanmış olmaz.			Bu madde dikkate alınmıştır.
23	3.1.33.	Yarışmacı, başvuru yapmadan önce yarışma hakkındaki tüm açıklamaları ve katılım koşullarını okuyup onaylamak (başvurunun yapılması yarışmacının kuralları onayladığının göstergesi olarak kabul edilecektir) suretiyle yarışmaya katılacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
24	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.		30,31,32, 33,34	Kurtarma sisteminde paraşüt kullanılmaktadır.
25	3.2.1.2.	Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri Orta-Yüksek İrtifa Kategorisinde iki paraşütle (Şekil 1'de gösterilen Sarı renkli "Birincil Paraşüt", yeşil renkli "İkincil Paraşüt"), Lise Kategorisinde ise tek paraşütle (Şekil 2'de gösterilen Yeşil renkli paraşüt) kurtarılırken Görev Yükü tüm kategorilerde roket bileşenlerinden farklı bir paraşütle kurtarılacaktır.		5,36,37,3 8	Operasyon konseptine uyulmuştur.
26	3.2.1.3.	Orta İrtifa ve Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketler Şekil 1'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5	Operasyon konseptine uyulmuştur.
27	3.2.1.4.	Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü (Şekil-1'deki sarı renkli sürüklenme paraşütü) açmakla yükümlüdürler.		31,32,33, 36,37,38	Bu madde dikkate alınmıştır.
28	3.2.1.5.	İkincil (Ana paraşüt) paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılacaktır.		34,36,38	Bu madde dikkate alınmıştır.
29	3.2.1.6.	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		31,32,33, 34,39,40	Bu madde dikkate alınmıştır.
30	3.2.1.11.2	Orta İrtifa Kategorisi için M2020 model motor,		3	Roketimiz belirlenen motora göre tasarlanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
31	3.2.1.14.	Takımların motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapması kesinlikle yasaktır (Lise, Orta ve Yüksek İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde motordan çıkacak olan ısı, gaz vb. gibi etkenler roket tasarımını etkileyen faktörler değildir).		3	Bu madde dikkate alınmıştır.
32	3.2.1.15.	Lise, Orta ve Yüksek İrtifa kategorilerinde paralel ya da seri kademeli roket tasarımları ve küme (İng. cluster) denilen tek gövde içerisindeki çoklu motor sistemleri yarışma konseptine dâhil değildir.			Bu madde dikkate alınmıştır.
33	3.2.1.16.	Bütün takımlar roket tasarımlarını TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından sağlanacak motor için yapacaklardır. TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından tahsis edilecek motor dışında başka bir motor dikkate alınarak roket tasarımı yapılması kabul edilmeyecektir.		3	Bu madde dikkate alınmıştır.
34	3.2.1.18.	Altimetre cihazlarının şarj edilmesi ve atış günü çalıştırılması tamamen takımların sorumluluğunda olacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
35	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.		37,39,40	Bu madde dikkate alınmıştır.
36	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.		4,5	Bu madde dikkate alınmıştır.
37	3.2.1.22.	Roketler yerden 85°’lik yükseliş açısı ve yarışma hakemleri tarafından hakim rüzgar yönüne göre tanımlanacak atış istikamet açısı ile fırlatılacaktır. Fırlatma rampası 6 m uzunluğunda bir raya sahip olacaktır. (Ek-2’de fırlatma rampası ile ilgili teknik resim paylaşılmıştır.)			Bu madde dikkate alınmıştır.
38	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.		4,5,39,40	Bu madde dikkate alınmıştır.
39	3.2.1.24.	Tüm rapor şablonlarındaki tüm isterler de işbu şartnamenin birer parçasıdır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
40	3.2.2.1.	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		31,32,33,34,36,37,38	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
41	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.		36,37,38	Bu madde dikkate alınmıştır.
42	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.		36,37,38	Bu madde dikkate alınmıştır.
43	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.		36,37,38,39,40	Bu madde dikkate alınmıştır.
44	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.		35,36,37,38	Kara barut kullanılmaktadır.
45	3.2.2.7.	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.		35,36,37,38	Bu madde dikkate alınmıştır.
46	3.2.2.8.	Takımların sıcak gaz üreteç sistemlerinde kendi piroteknik malzemelerini kullanmalarına izin verilmeyecektir. Söz konusu tipte sistem kullanacak takımlara Yarışma Komitesi tarafından piroteknik kapsüller verilecektir. Bu kapsüller kullanıma hazır bir şekilde yarışma alanında ekiplere teslim edilecektir.		35	Bu madde dikkate alınmıştır.
47	3.2.2.9.	Sahaya piroteknik malzeme getiren takımlar elenecektir.		35	Bu madde dikkate alınmıştır.
48	3.2.2.12.	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		63	Bu madde dikkate alınmıştır.
49	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).		36	Bu madde dikkate alınmıştır.
50	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		3,39,40	Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
51	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.		39,4	Bu madde dikkate alınmıştır.
52	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.		39,40,63	Seçilen sensörler kriterlere uygundur.
53	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.		39,40,	Bu madde dikkate alınmıştır.
54	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3	Bu madde dikkate alınmıştır.
55	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.)		11,12,14,15,16, 17	Dış çaplar aynı değerdedir.
56	3.2.4.4.	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.			Uçuş kontrol düzeyleri sabittir.
57	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		3	Bu madde dikkate alınmıştır.
58	3.2.4.6.	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.		3	Bu madde dikkate alınmıştır.
59	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.		16,19,20	Bu madde dikkate alınmıştır.
60	3.2.5.2.	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır. Orta irtifa, Yüksek İrtifave Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.		43,44,45,46,47, 48	Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
61	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.		11,12,13,14,15, 16	Bu madde dikkate alınmıştır.
62	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.		11,39	Bu madde dikkate alınmıştır.
63	3.2.5.5.	Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir. Örnek burun omuzluğu Şekil 4'te ve örnek entegrasyon gövdesi Şekil 5'te gösterilmiştir.		4,11,12,17,19,2 1	Bu madde dikkate alınmıştır.
64	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.		4,17	Bu madde dikkate alınmıştır.
65	3.2.5.8.	Kaydırma ayaklarının teknik resmi EK-2'de yer almaktadır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
66	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.			Bu madde dikkate alınmıştır.
67	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6).			Bu madde dikkate alınmıştır.
68	3.2.5.11.	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
69	3.2.6.1.	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		40,50,51,52,53, 57,58,59	Bu madde dikkate alınmıştır.
70	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.		40,50,51,52,53, 57,58,59,63	Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
71	3.2.6.6.	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.			Uçuş kontrol bilgisayarımız ticari değildir.
72	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.		49,51,52,53,57,58,59,63	Bu madde dikkate alınmıştır.
73	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		50	Uçuş bilgisayarları arasında bağlantı yoktur.
74	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		53,54,55,59,60,61	Bu madde dikkate alınmıştır.
75	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
76	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.			Bu madde dikkate alınmıştır.
77	3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		51,55,57,61	Bu madde dikkate alınmıştır.
78	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		50,51,57,58	Bütün uçuş bilgisayarlarında basınç sensörü bulunmaktadır.
79	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).		50,51,57,58	Bu madde dikkate alınmıştır.
80	3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		55,61	Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
81	3.2.6.17.	Ayrılma sistemlerine bağlı eyleyiciler yedekli olmak zorunda değildir (yaylı bir sistemde yay, DC motorlu bir sistemde DC motor ya da ateşleme teli).		31,32	Bu madde dikkate alınmıştır.
82	3.2.6.18.	Eğer eyleyici tek ise, ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilmelidir. Bu eyleyici sistemler kontrolsüz bir şekilde çalışmamalıdır (Örneğin sistemin açılışı ve kurulumu) ve istemsiz olarak kurtarma sisteminin aktive edilmediğinden emin olunmalıdır.		31,32	Bu madde dikkate alınmıştır.
83	3.2.6.19.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		31,32	Bu madde dikkate alınmıştır.
84	3.2.6.20.	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		40,63	Bu madde dikkate alınmıştır.
85	3.2.6.21.	Yer istasyonu gereksinimleri aşağıda sıralanmıştır;		63	Bu madde dikkate alınmıştır.
86	3.2.6.21.1.	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		63	Bu madde dikkate alınmıştır.
87	3.2.6.21.2.	Atış günü roket aviyonikleri aktifleştirildikten sonra ekiplerin yer istasyonları ile iletişim kurmak için azami iki (2) dakika süresi olacaktır. Bu sürenin sonunda sistemlerin açılıp kapatılmasına izin verilmeyecektir. İki (2) dakika sürenin sonunda sağlıklı bir haberleşme sağlayamayan ekiplerin kararı vermeleri halinde roketlerini rampadan indirip yarışmadan çekilebileceklerdir.			Bu madde dikkate alınmıştır.
88	3.2.6.22.	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir.		31,32,33,34,37, 63	Modülümüz menzil öngürelerek seçilmiştir.
89	3.2.6.23.	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		63	Link bütçesi raporumuzda mevcuttur.
90	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.		64	Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
91	3.2.6.25.	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir.			Bu madde dikkate alınmıştır.
92	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.		54,60,	Bu madde dikkate alınmıştır.
93	3.2.6.28.	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
94	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, regülatorler de dahil olmak üzere) bağlantısı olmayacaktır.		53,54,59,60	Bu madde dikkate alınmıştır.
95	3.2.6.30.	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.			Pillerimiz Li-Po değildir.
96	3.2.6.31.	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.		50	Bu madde dikkate alınmıştır.
97	3.2.6.32.	Kullanılacak piller roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.		50	Bu madde dikkate alınmıştır.
98	3.2.6.33.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		55,61	Bu madde dikkate alınmıştır.
99	3.2.6.34.	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		55,61	Bu madde dikkate alınmıştır.
100	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.		55,56,61,62	Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
101	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.		49,50,53,54,55, 59,60,61	Uçuş bilgisayarlarımızın hepsi özgündür.
102	3.2.7.1.	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.		12,13,15,18,21, 22,23,24	Bu madde dikkate alınmıştır.
103	3.2.7.2.	Tasarım, insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte (gürültü etkilerine ve belirsizliklere karşı dayanıklı) olmalıdır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
104	3.2.7.3.	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
105	3.2.7.4.	Tasarım, üretim, entegrasyon ve atış günlerinde güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmeli, gerekli tedbirler eksiksiz planlamalı ve icra edilmelidir.			Bu madde dikkate alınmıştır.
106	3.2.7.5.	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.			Bu madde dikkate alınmıştır.
107	4.1.1.	Yarışmacı takımların hazırladıkları raporlarda başka takımların güncel veya geçmiş rapor içeriklerinden kopya çekmek, ortak çalışma/test/analiz yapmak yasaktır. Tespit edildiği takdirde (yarışma tamamlanmış olsa bile) söz konusu takımlar diskalifiye edilecektir. Bu durum, takımlar birbirlerinin raporlarına ve çalışmalarına referans vererek paylaşım yapsalar dahi yasaktır. atış yapılmış olsa dahi bu durum fark edildiğinde			Bu madde dikkate alınmıştır.
108	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.			Bu madde dikkate alınmıştır.
109	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 ulaşılabilir.)			Bu madde dikkate alınmıştır.
110	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.			Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
111	4.2.1.	Takımlar, Ön Tasarım Raporunda (ÖTR) temel olarak yaptıkları tasarımların teknik gereksinimleri tamamıyla (eksiksiz) karşıladığını ortaya koymak ve ispatlamakla yükümlüdürler.			Bu madde dikkate alınmıştır.
112	4.2.2.	Teknik gereksinimlerin karşılandığının kanıtlanması için Gereksinimleri Karşılama Matrisi (İng. Compliance Matrix) oluşturulacak ve ilgili tasarım raporlarının EK'inde ayrıca sunulacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
113	4.2.3.	Sistem ve alt sistem seviyesinde, kıyaslamaya/karşılaştırmaya tabi tasarım kriterleri, malzeme ve üretim için en iyileme (optimizasyon) seçimleri yapılmak suretiyle amaç fonksiyonuna ulaşılmasına (hedef irtifaya ulaşmak) yönelik olarak tüm gereksinimlerin optimizasyonu yapılmalı ve getiri-götürü analizleri paylaşılmalıdır.			Getir-götür analizi yapılmıştır.
114	4.2.4.	Takımlar, kullanmayı planladıkları sistemler için de getiri-götürü analizi yapmak (İng. trade off), karara esas kriterleri (vazgeçilmez ve opsiyonel kriterler) listelemek ve yapılan seçimleri nedenleriyle birlikte ÖTR'de sunmaktan sorumludurlar.			Bu madde dikkate alınmıştır.
115	4.2.5.	Tasarımın mimarî bileşenleri, arayüzler de dahil olmak üzere tanımlanacaktır.		4	Bu madde dikkate alınmıştır.
116	4.2.6.	Hata Modları ve Etkileri Analizi ile sonuçları da ÖTR'de sunulacaktır (Takımların Hata Modları ve Etkileri Analizi çalışmalarını yapabilmeleri için şablon dokümanlar Yarışma Komitesi tarafından TEKNOFEST'in internet sitesi üzerinden paylaşılacaktır).			Bu madde dikkate alınmıştır.
117	4.2.7.	ÖTR'de takımların üretmeyi planladıkları roketin genel hatlarıyla CAD tasarımını tamamlamış olmaları ve sistemlerini bu tasarım üzerinden detaylı bir şekilde anlatmaları gerekmektedir.			CAD tasarımlarımız tamamlanıp, detaylı bir şekilde anlatılmıştır.
118	4.2.8.	Malzeme seçim kriterlerinin ve söz konusu seçimlerin sistemle uyumluluğunun raporda yer alması beklenmektedir.		11,12,13,14,15, 16,17	Bu madde dikkate alınmıştır.
119	4.2.9.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak ön analizler (basınç, sıcaklık vb. etkileri) ÖTR'de sunulmalıdır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
120	4.2.10.	Takımlar yarışma takviminde belirtilen tarihten önce ÖTR'yi teslim etmekle yükümlüdürler.			Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
121	4.2.11.	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.			Bu madde dikkate alınmıştır.
122	4.2.13.	Takımların ÖTR'de istenilen tüm bilgileri eksiksiz ve ilgili bölümlerde sunmaları gerekmektedir. Raporun ilgili bölümünde yer almayan bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
123	4.2.14.	Raporda istenmeyen bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
124	4.2.15.	ÖTR'de sunulmak üzere TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından istenilen bilgiler, analiz ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun, rahat anlaşılır ve takip edilebilir şekilde raporda sunulmalıdır. Bu şartı yerine getiremeyen takımlar için raporun ilgili bölümünde gerektiğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde azamî puan eksiltmesi uygulanacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
125	4.2.16.	Ön Tasarım evresine ilişkin olarak takımlar (ÖTR dikkate alınarak) ön elemeye tabi olacaktır. Ön Tasarımı başarıyla tamamlayan takımlar Kritik Tasarım evresine geçeceklerdir.			Bu madde dikkate alınmıştır.
126	4.2.17.	Takımların sunacağı ÖTR'nin TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından etkin ve verimli değerlendirilmesi için "Giriş Kriterleri" (Entry Criterias) bulunmaktadır. Takımların ÖTR'de sunmaları beklenen çıktıların Giriş Kriterlerine uyması beklenmektedir. Aksi halde ÖTR hiçbir şekilde değerlendirmeye alınmayacaktır. Eğer "Giriş Kriterleri" sağlanmışsa, ÖTR için "Çıkış Kriterleri" (Exit Criterias) dikkate alınarak hakemler tarafından değerlendirme yapılacaktır. Giriş ve Çıkış Kriterleri tasarım raporları şablonları ile birlikte duyurulacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
127	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.		43,44,45,46,47, 48	Bu madde dikkate alınmıştır.
128	4.3.2.	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
129	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).		68	Bu madde dikkate alınmıştır.
130	4.3.4.	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.		8	Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
131	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.		11,14,16,17,18, 19,20,21,22,23, 24,25,26	Bu madde dikkate alınmıştır.
132	4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		12,13,15,18,21, 22,23,24,54,60	Bu madde dikkate alınmıştır.
133	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).		41,42,64	Bu madde dikkate alınmıştır.
134	4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		42,43,44,45,46, 47,48	Bu madde dikkate alınmıştır.
135	4.3.10.	KTR'de belirtilen her kriter ve tasarım detayının yarışmada kullanılacak sistem/alt sistem/bileşen için kullanılacağı değerlendirilecek ve Yarışma Komitesi bu doğrultuda geri bildirimlerde bulunacaktır.		11,12,13,14,15, 16,17,19,20,21, 22,23,54,60	Bu madde dikkate alınmıştır.
136	4.3.11.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR'de sunulmalıdır.		35	Bu madde dikkate alınmıştır.
137	4.3.12.	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.		4	Bu madde dikkate alınmıştır.
138	4.3.13.	Takımların KTR'de istenilen tüm bilgileri ilgili bölümlerde sunmaları beklenmektedir. Raporun yanlış yerlerine eklenmiş bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.
139	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.		43,44,45,46,47, 48	Bu madde dikkate alınmıştır.
140	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" (Exit Criterias) dikkate alınarak hakemler tarafından değerlendirme yapılacaktır. Giriş ve Çıkış Kriterleri tasarım raporları şablonları ile birlikte duyurulacaktır.			Bu madde dikkate alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Yansı No	Açıklama
141	4.3.17.	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR'de belirtilecektir		50,53,54,59,60	Bu madde dikkate alınmıştır.
142	4.3.19.	KTR'de takımların diskalifiye olma sebepleri Tablo 4'te belirtilmiştir.			Bu madde dikkate alınmıştır.
143	4.6.1.	Orta irtifa, Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak yarışmacılardan Uçuş Benzetim Raporu istenmektedir. Lise kategorisindeki ekipler Uçuş Benzetim Raporu hazırlamayacaktır.		8	Bu madde dikkate alınmıştır.
144	4.6.2.	Uçuş Benzetim Raporları ÖTR ve KTR raporlarından ayrı olarak, bu raporlarla eş zamanlı "iki" (2) defa gönderilecektir.		8	Bu madde dikkate alınmıştır.
145	4.6.3.	Uçuş Benzetim Raporları Orta İrtifa kategorisi için bir elenme kriteri değildir, ancak puanlanmaktadır.		8	Bu madde dikkate alınmıştır.
146	4.6.6.	Her kategori için Uçuş Benzetim Raporu şablonları ayrıca paylaşılacaktır.		8	Bu madde dikkate alınmıştır.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata Türleri ve Etkileri Analizi (HTEA) ek bir Excel dosyası ile ‘ÜLGENHAN Roket Takımı - HTEA.xlsx’ adında ulaştırılmıştır.

REFERANSLAR

- Yansı 49 *1-) STM32F103C8T6 datasheet ve https://os.mbed.com/users/hudakz/code/STM32F103C8T6_Hello/ adresi referans olarak kullanılmıştır.
- Yansı 49*2-) BME280 datasheet referans olarak kullanılmıştır.
- Yansı 49 *3-)BNO055 datasheet ve https://www.robotistan.com/adafruit-bno055-9-dof-mutlak-oryantasyon-imu adresi referans olarak kullanılmıştır.
- Yansı 49 *4-)NEO-7M datasheet referans alınmıştır.
- Yansı 49 *5-)Lora SX1278 E32 433T30D datasheet referans alınmıştır.
- Yansı 49 *6-)SD card module datasheet ve https://www.direnc.net/arduino-sd-kart-modulu adresi referans alınmıştır.
- Yansı 49 *7-) US18650VTC6 datasheet ve https://www.pilsitesi.com/sony-vtc6-18650-3.7v-3000mah-30a-li-ion-sarjli-pil--pil-tasima-kutusu-2li-set adresi referans alınmıştır.
- Yansı 49 *8-)BMI160 datasheet referans alınmıştır.

REFERANSLAR

- Yansı 56*1-) https://320volt.com/smoothing-algorithms-yumusatma-algoritmalari/#:~:text=Smoothing%20Filters&text=%C3%96rne%C4%9Fin%20DC%20gerilim%20seviyesinde%20bir,%C3%A7ok%20fazla%20m%C3%BCdahalede%20bulunmas%C4%B1n%C4%B1%20engelleriz.
- Yansı 56*2-) https://320volt.com/smoothing-algorithms-yumusatma-algoritmalari/#:~:text=Smoothing%20Filters&text=%C3%96rne%C4%9Fin%20DC%20gerilim%20seviyesinde%20bir,%C3%A7ok%20fazla%20m%C3%BCdahalede%20bulunmas%C4%B1n%C4%B1%20engelleriz

- https://dergipark.org.tr/tr/download/article-file/1879959

- Yansı 11 *1-) M 10 Kuş Gözü Döküm Mapa için https://www.gittigidiyor.com/otomobil-motor-aksesuar/ayaz-aybolt-mapa-m10-erkek_pdp_750724549?srsltid=AWLEVJx37nWgH4W1OZKmiPFWMpquAqaTUCN0qilTPUkGbPJ9waCE5EZ_7_s adresi referans olarak kullanılmıştır.
- Yansı 17 *1,*2,*3-) https://www.tokgozler.com/m10x20-din-7991-havsa-basli-imbus-109-kalite-celik-civata-siyah , https://www.tokgozler.com/m8x20-din-7991-havsa-basli-imbus-109-kalite-celik-civata-siyah , https://www.tokgozler.com/m6x20-din-7991-havsa-basli-imbus-109-kalite-celik-civata-siyah adresleri referans alınmıştır.