



TEKNOFEST 2022 ROKET YARIŞMASI

Lise Kategorisi

Kritik Tasarım Raporu (KTR)

Sunuşu

HÜRKUŞ



Takım Yapısı

HÜRKUŞ TAKIMI





Yarışma Roketi Genel Bilgiler



Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	1860
Çap (mm):	130
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	13987
Yakıt Kütlesi (g):	1774
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1584.3
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4050
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	17570

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

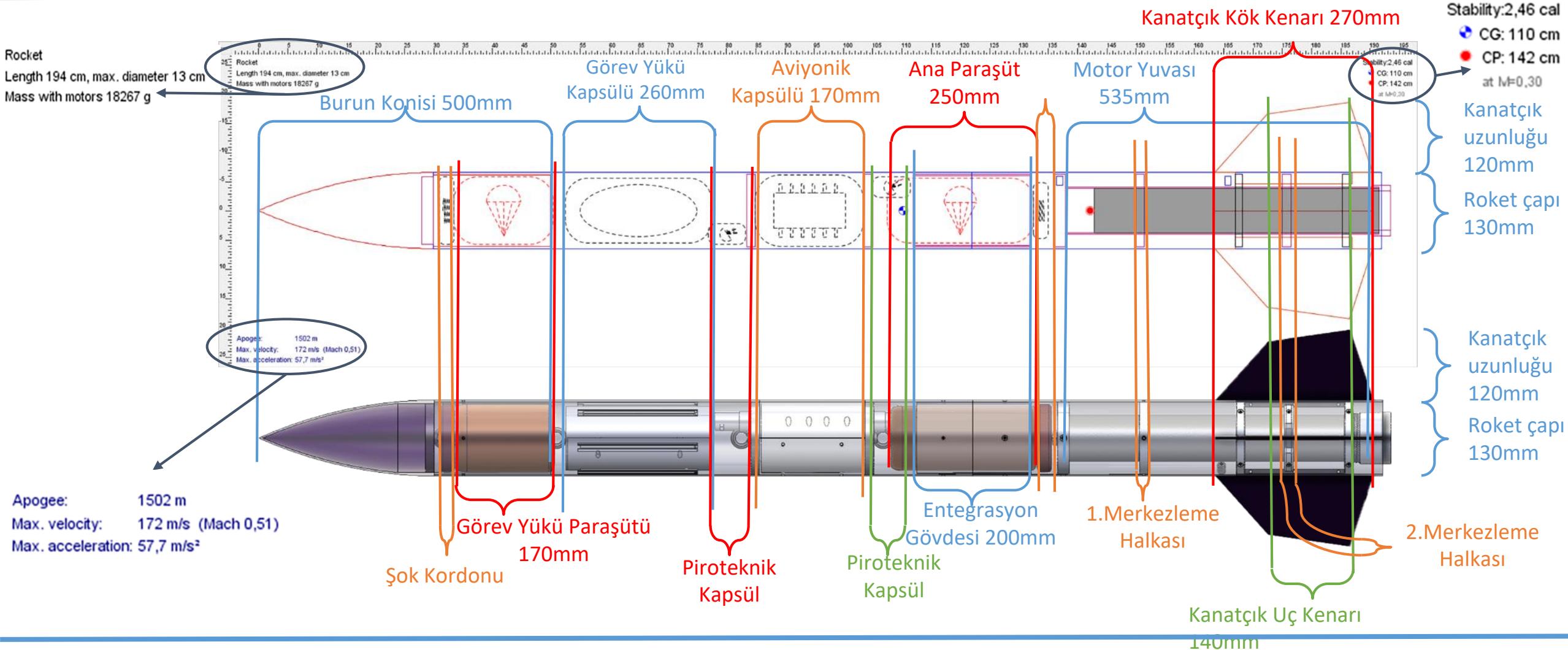
	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	6.3
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	26,1
Stabilite (0.3 Mach için):	2,22
En büyük ivme (g):	61,3
En Yüksek Hız (m/s):	182
En Yüksek Mach Sayısı:	0,54
Tepe Noktası İrtifası (m):	1557

Motor

L-1050

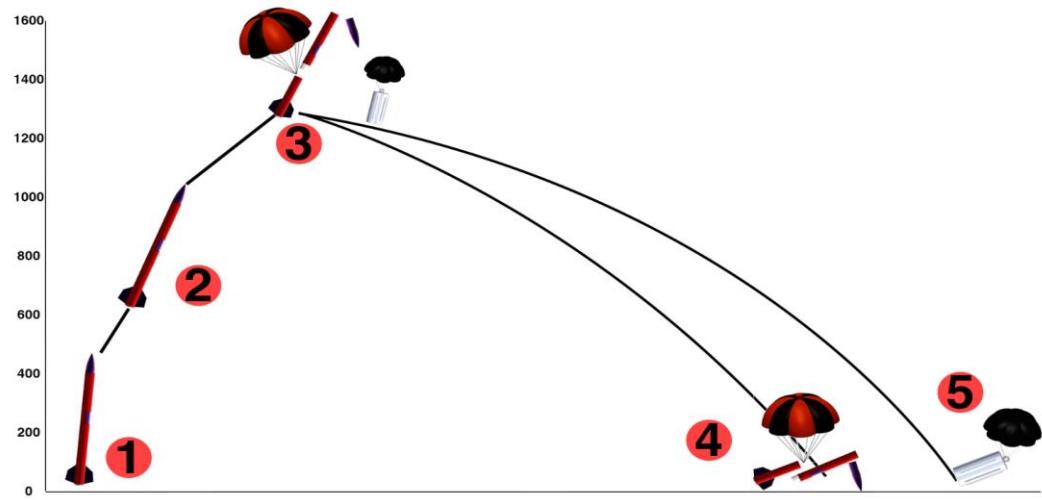


Genel Tasarım





Operasyon Konsepti (CONOPS)



	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0,5	6	0,6
Burn Out	3,75	375	171,2
Tepe Noktası	18,6	1536	1
Paraşüt Açılması	18,6	1535	5
Paraşüt Sonrası	113	528	9,1
İniş	163	0	8,8

Atış günü uçuş öncesi hazırlıklarımıza aviyonikler şarj edilerek başlanacaktır. Ardından roket bütün hale getirilecektir. Hakem komitesinden teslim aldığımız motorun montajı gerçekleştirilecektir. Sonrasında altimetre rokete takılacaktır. Sonrasında roket kaydırma ayakları ile fırlatma rampasına yüklenecektir (1). Ardından anahtarların açılmasıyla altimetre ile roket aviyonikleri aktif hale getirilecek ve yer istasyonumuz ile bağlantı kurulacaktır. Roketimizin ateşlemesi gerçekleştirdikten sonra (2) tepe noktasında (apogee) barutun patlamasıyla burun konisi açılacak ve görev yükü kendi paraşütünü açarak uçuşuna gövdeden ayrı devam edecektir (3). Eş zamanlı olarak tepe noktasında(apogee) gövdeler de ayrılacak ve ana paraşüt açılacaktır (3). Roket ve görev yükü güvenli bir şekilde yere inecektir (4-5). Kurtarma süreci sonlanana kadar görev yükü ve ana gövde yer istasyonu ile aktif konum paylaşımında bulunacaktır. Uçuş sonrasında ise GPS'ler ile görev yükü ve roketin yeri tespit edilecektir. Yeri tespit edilen roket ve görev yükü, kurtarma ekibimizin görevli üyeleri tarafından GPS verisi ve aviyonik sistemlerdeki buzzerin sesi yardımıyla bulunacaktır. Son olarak sd kartın uçuş verileri alınıp analiz edilecektir.



ÖTR - KTR Değişimler - 1



Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Roketin Boyunda Değişiklik	3,4,14	Üst Gövde boyu: 0.85m Roketin Toplam boyu:1.86m	Üst Gövde Boyu:0.89m Roketin Toplam Boyu:1,9m	4
Üretim Yönteminde Değişiklik	8,9	Burun konisi elle yatırma ile üretilmesi planlanmıştır.	Burun konisi CNC tornalama ile üretilecektir.	13,14
Haberleşmede Kullanılan Anten Değişimi	41	Haberleşme Anteni 3dBi seçilmiştir.	Haberleşme anteni stok sıkıntılısı sebebi ile 2dBi alınmıştır.	64



ÖTR - KTR Değişimler - 2



Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu?	KTR'de İçerik Detayı?	KTR'de hangi sayfada?
Motor Merkezleyicisi eklenmesi	Motor merkezleyicisi	Motorun, roket içinde hareketini azaltmak için motor merkezleyicisi eklenmiştir.	28
Link Bant Bütçesi eklenmesi	Link Bant Bütçesi	Link Bant Bütçesi hesabı eklenmiştir.	64
Aviyonik Kapağı eklenmesi	Aviyonik Kapağı	Aviyonik Kapağı CAD çizimi ve teknik resim eklenmiştir.	19



Kütle Bütçesi



Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle (gram)	Malzeme	Adet
Burun Konisi	Burun Konisi	1386	Alüminyum	1
	Bulkhead	399	Cam Elyaf	1
	M8 Mapa	49	Çelik	1
Gövde ve Entegrasyon Parçalrı	Üst Gövde	2510	Cam Elyaf	1
	Alt Gövde	2009	Cam Elyaf	1
	Bulkhead	447	Cam Elyaf	2
	Bulkhead	588	Cam Elyaf	1
	Kanatçık	251	Karbonfiber	4
	1. Merkezleme Yüzüğü	277	Alüminyum	1
	M8 Mapa	49	Çelik	3
	2. Merkezleme Yüzüğü	210	Alüminyum	1
	Entegrasyon Gövdesi	358	Cam Elyaf	1
	Motor Merkezleyici	390	Alüminyum	1
	Motor Yuvası	661	Cam Elyaf	1
	Kaydırma Ayağı	13	Çelik	2
	M8 Mapa	49	Çelik	3
	Kanatçık Yuvası	339	Alüminyum	1
	Aviyonik Kapağı	270	Cam Elyaf	1
	Motor Durdurucu	48	Alüminyum	2
Kurtarma Sistemi	Ana Paraşüt	161	Ripstop Naylon	1
	Görev Yükü Paraşütü	89	Ripstop Naylon	1
	Şok Kordonu (Burun Konisi)	2	Elastik Kort	2
Görev Yükü	Kontrol kartı	307	-	1
	Görev Yükü Kapağı	267	-	1
	Faydalı Yük Kapsülü	4050	ABS	1
Aviyonik	Aviyonik Kapsül	1053	ABS	1
	Bulkhead	447	Cam Elyaf	2
	Uçuş Kartı	274	-	1
	Bataryalar	273	-	2
Toplam		19405		



Roket Alt Sistem Detayları



Burun Konisi Mekanik Görünüm



Burun Konisi 3 Boyutlu Görünümü (CAD)

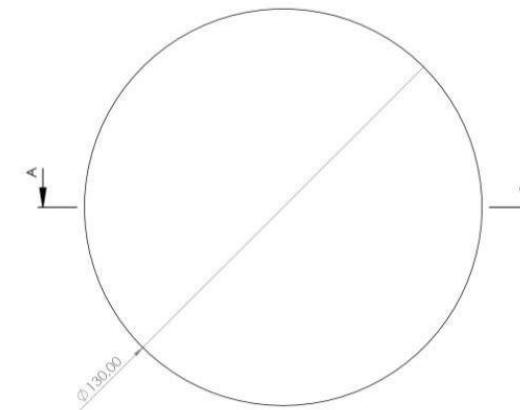
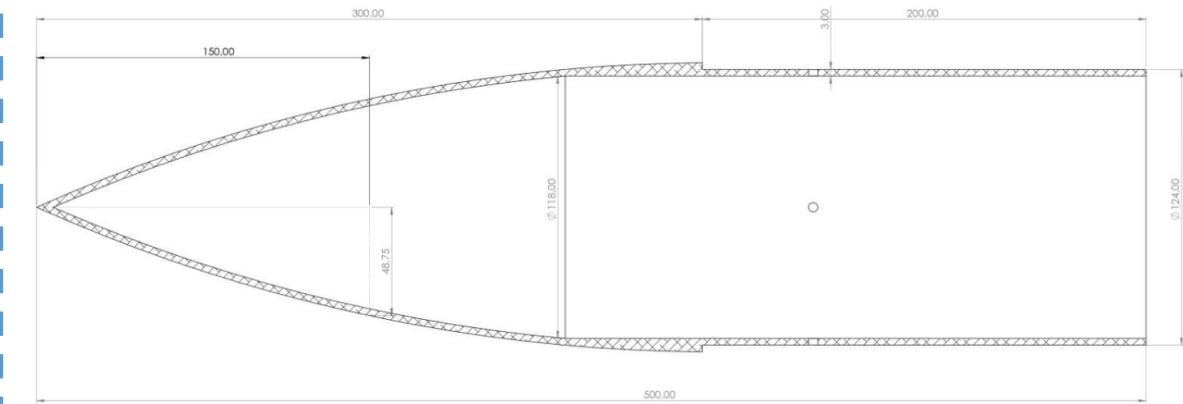


Burun Konisi CAD görünümü



Burun Konisi CAD görünümü

(Teknik Resim)

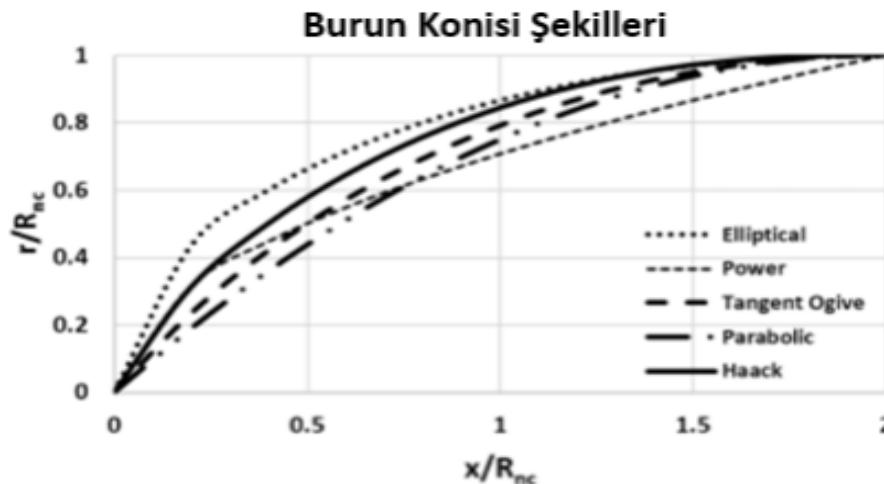




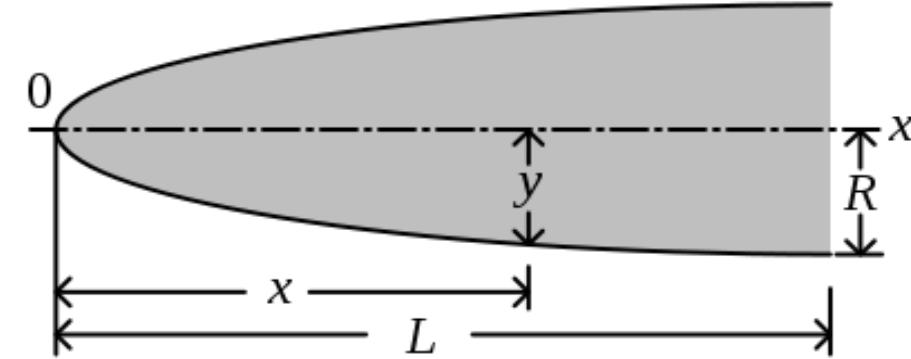
Burun Konisi Mekanik Görünüm



Fiziksel Özellikler	Burun Konisi	Burun Omuzluğu
Uzunluk (m)	0.3	0.2
Dış Çap (m)	0.130	0.124
Et Kalınlığı (m)	0.003	0.003
Şekil Katsayısı	1 (Parabolik)	-



Burun Konisi CAD



$$0 \leq K' \leq 1: y = R \left(\frac{2 \left(\frac{x}{L} \right) - K' \left(\frac{x}{L} \right)^2}{2 - K'} \right)$$

Bir koni için; $K' = 0$

$\frac{1}{2}$ bir parabol için; $K' = 0.5$

$\frac{3}{4}$ bir parabol için; $K' = 0.75$

Tam bir parabol için; $K' = 1$



Burun Konisi – Detay



Özellik	:	Kapsam	Alüminyum Teknik Özellikler Tablosu	
			Özellik	Değeri
Malzeme Bilgileri	:	Burun konisi malzemesi için yüksek sertlik ve mukavemet değerine sahip olan alüminyum tercih edilmiştir. Üstelik maliyeti düşük ve alternatiflerine oranla kimyasal ve mekanik aşınmaya karşı daha fazla dayanıklılık sağlamaktadır. Aynı zamanda elastisite değeri yüksek ve ısiya karşı dayanıklı olması açısından roketimizin stabilité değerlerini olumlu yönde etkilemektedir.	Yoğunluk (g/cm ³)	2.7
Üretim Yöntemleri	:	Parabolik şekilde imal edilmesine karar verilen burun konisi üretimi için CNC tornalama yöntemi kullanılmıştır. Bu işlem en iyi bilinen ve yaygın olarak kullanılan yöntemlerden biridir. Malzeme üzerindeki talaş kontrolü, işlem güvenliği ve parça kalitesi yüksektir. Bu yöntemin tercihinin bir diğer sebebi ise burun konisinin talaş kaldırılmaya uygun olması sebebiyle işlemi kolaylaştırmasıdır. Burun konisinin iç şeklini elde edebilmesi için iç çap tornalama işlemi kullanılacaktır.	Özgül Dayanım (KN.m/kg)	204
			Gerilme direnci (Mpa)	572
			Sertlik (Gpa)	69



Burun Konisi – Detay



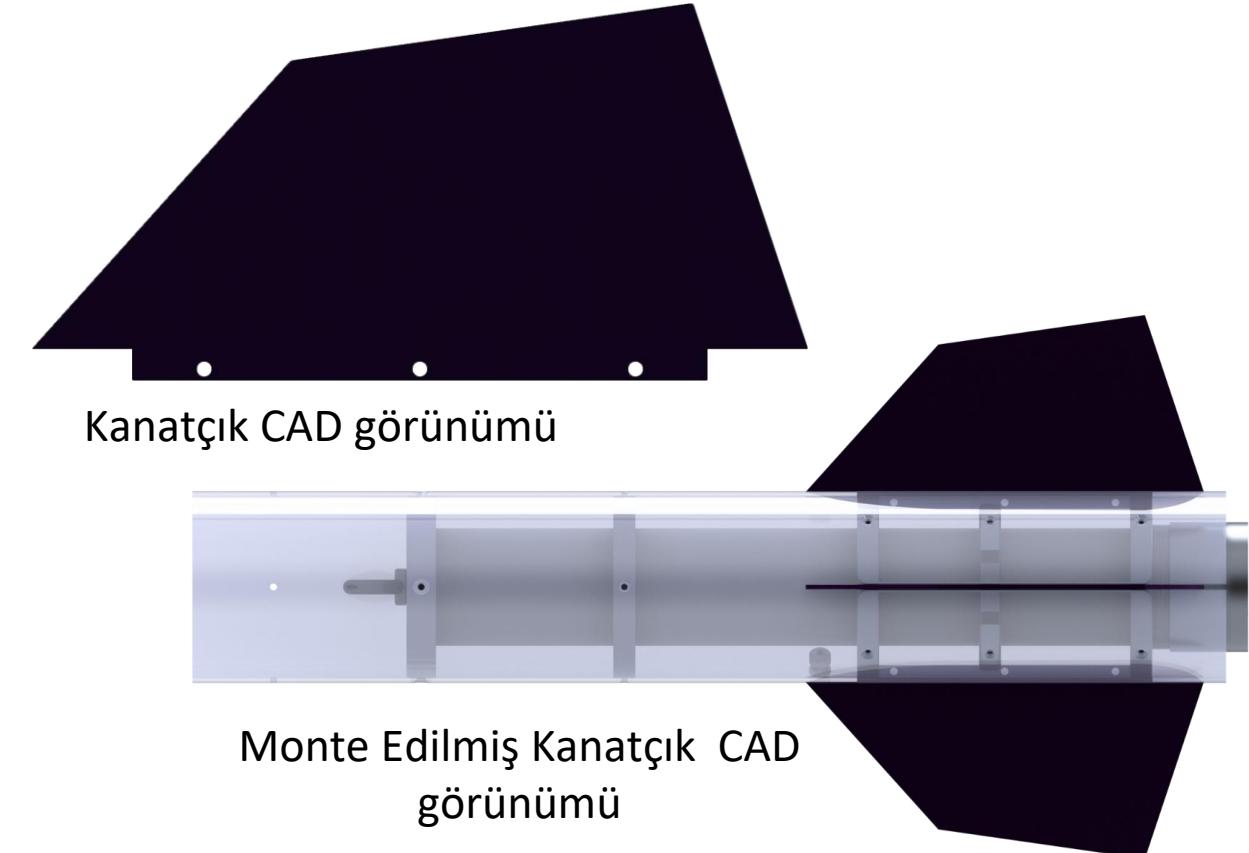
- Burun konisi, roketin atış esnasında hava basıncı ile karşılaşacak ilk noktasıdır. Bu nedenle burada kullanılacak malzemenin mukavemet değerinin ve ısıl dayanımının yüksek olması gerekmektedir. Bu amaç doğrultusunda ÖTR'de belirtildiği gibi bu özellikleri karşılayan alüminyum malzeme seçilmiştir. **Ancak üretim yönteminin ÖTR de belirtilen elle yatırma şeklinde değil; talaş kontrolü, işlem güvenliği ve parça kalitesi yüksek olan CNC freze yöntemi ile üretilmesine karar verilmiştir.**
- Burun konisi şekilleri arasındaki sürükleme ilişkilerini karşılaştırma amacıyla literatür taraması yapılarak deneyel verilere ulaşılmıştır. Ses hızının altındaki uçuşlar için kullanılan burun konisi tipleri arasından sürtünme katsayısı en düşük olan tipin parabolik burun konisi olduğu tespit edilmiştir. Ayrıca hava, parabolik bir burun konisinin etrafında alternatiflerine oranla çok daha iyi akmakta ve hava direncini minimum düzeye indirgeyerek stabilité sağlamaktadır. İstenilen mach değerinde daha az sürtünme yarattığı için konik veya eliptik yapılara kıyasla daha yüksek rakıma ulaştırmaktadır. Bu nedenlerden ötürü burun konisinin parabolik tasarılanmasında karar kılınmıştır.
- Burun konisi parametreleri açısından ÖTR'deki değerlerde sabit kalınmıştır. Burun konisi uzunluğu 30 cm, çapı 13 cm ve et kalınlığı 3 mm; omuz uzunluğu ise 20 cm, çapı 12,4 cm ve et kalınlığı 3 mm olarak tasarlanmış ve CAD çizimleri rapora eklenmiştir. Bu değerler belirlenirken veriler OpenRocket Simülasyonu üzerinden kontrol edilmiş ve buna ek olarak aerodinamik unsurlarından olan sürükleme kuvveti ve stabilité formüllerinden de faydalanylmıştır.



Kanatçık Mekanik Görünüm

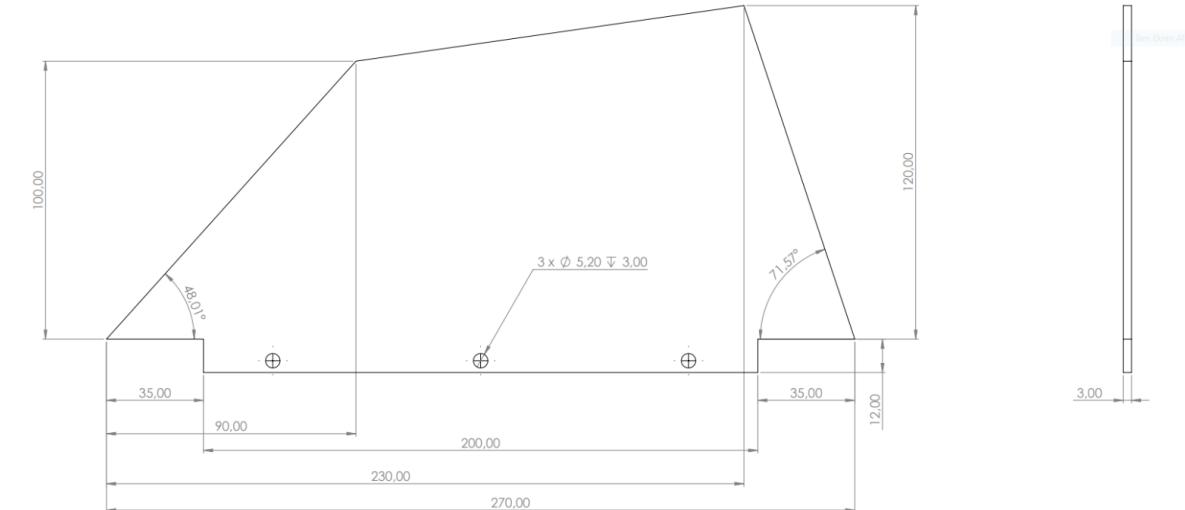


Kanatçık 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Kanatçık CAD görünümü

Kanatçık (Teknik Resim)



Monte Edilmiş Kanatçık CAD
görünümü

Kanatçık Teknik Resim



Kanatçık Mekanik Görünüm



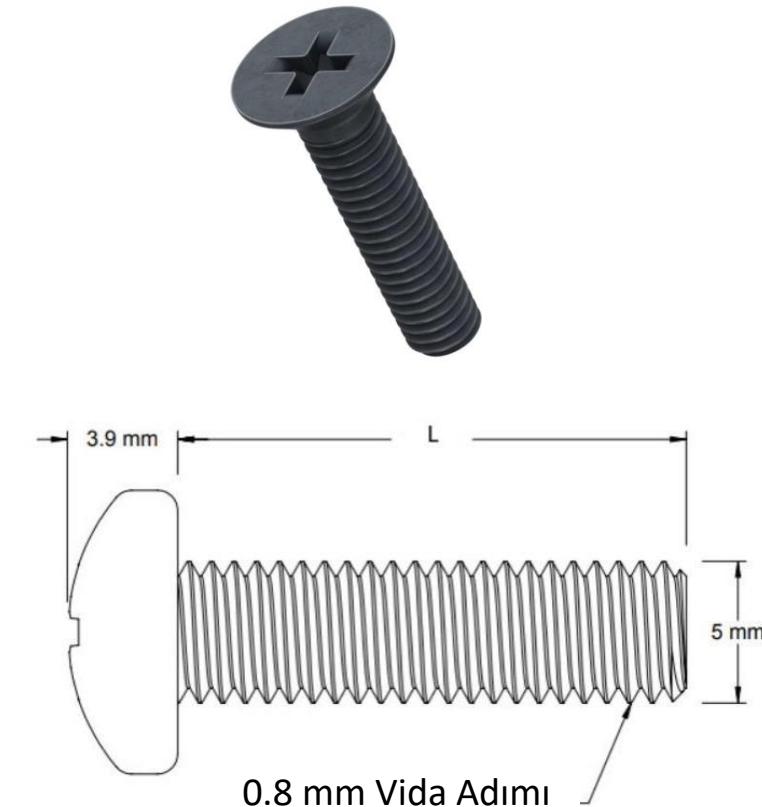
Kanatçık Detay Tablosu

Unsur çeşidi	Değeri
Kök uzunluğu (m)	0.27
Uç uzunluğu (m)	0.14
Hücum Açısı (derece)	48.01
Kütle(kg)	0.251
Et Kalınlığı (m)	0.03
Aerodinamik şekli	Yuvarlatılmış

Kanat Yuvası Detay Tablosu

Unsur çeşidi	Değeri
Kök uzunluğu (m)	0.27
Çap(m)	0.123
Kütle(kg)	0.329
Et Kalınlığı (m)	0.010

M5 Civata CAD ve Teknik Çizim





Kanatçık – Detay



Özellik	Kapsam	Karbon fiber Teknik Özellikler Tablosu	
		Özellik	Değeri
Malzeme Bilgileri	: Kanatçık için karbon fiber malzeme tercih edilmiştir. Bu malzeme düşük yoğunlukta olmasına rağmen yüksek oranda sertlik ve mukavemet sağlamaktadır. Karbon fiberin seçilme nedenlerinden bir diğeri ise alternatiflerine oranla hafif yapıda olmasıdır ve bu özellik roketin ağırlığını azaltarak fayda sağlamaktadır. Buna ek olarak roketin stabilité değeri için önem arz eden ısıl dayanımını istenen değerde sağlamaktadır.	Yoğunluk (g/cm ³)	1.78
Üretim Yöntemleri	: Kanatçık üretimi için CNC tezgah kullanılacaktır. Bu yöntemde tüm işlerin bilgisayardaki bir kontrol ünitesi sayesinde otomatik olarak kontrol edilmesi sağlanır ve aynı hassasiyetle birçok üretim yapma olanlığı sunmaktadır. CNC takım tezgahları; yüksek verimlilik ve parça kalitesi sağlama, kontrollerinin kolay ve hızlı olması ve tek bağlamada birden fazla işlem yapabilmesi şeklinde avantajlara sahiptir. Bu nedenlerden ötürü üretim yöntemi olarak tercih edilmiştir.	Özgül Dayanım (KN.m/kg)	2457
		Gerilme direnci (Mpa)	4300
		Sertlik (Gpa)	90.5



Kanatçık – Detay



Kanatçıklar uçuş esnasında roketin kararlılığını sağlar ve bu sayede roket, izlemesi gereken yörüngede stabil bir şekilde devam eder. Bu doğrultuda yapılan çeşitli simülasyon testler ve literatür taramasının ardından yuvarlatılmış profil, serbest çizim ve karbon fiber kanat tasarımları tercih edilmiştir. Roketin hava akışını daha düzenli dağıtması açısından kanatçığın kenar kısımlarının yuvarlatılmasına karar verilmiştir. Kanatlarda yuvarlatılmış (rounded) profil, roketin stabilitesini arttırdığından ve sürtünmeyi sabit değerlerde tuttuğu için seçilmiştir. Üretim aşamasında, seçilen kanat profili diğer kanat şekillerine kıyasla kolaylıklar sağlamaktadır.

Kanatçık parametreleri belirlenirken Openrocket programındaki roket çiziminde hedeflenen stabilité değerinin sağlanması ve hedeflenen irtifa değerinin karşılanması ölçüt alınmıştır. İstenilen stabilité değerini sağlayan optimum şekil olarak yuvarlatılmış profil için 3 mm kalınlık tercih edilmiştir. İstenilen değer sağlandıktan sonra hava akışının daha düzenli sağlanması ve kanatçık üzerinde oluşacak basıncın azaltılması için havayla temas eden ilk kısım yuvarlatılacaktır. Yuvarlatılmış kanat kesiti seçerken ana kriterlerimiz hedeflenen irtifa değerinin karşılanması ve üretiminin kolay olması olarak belirlenmiştir. Malzeme olarak Karbon fiber mukavemet değeri yüksek, düşük yoğunluğa sahip ve mekanik açıdan fayda sağlayan bir malzeme olması dolayısıyla tercih edilmiştir. Karbon fiber kanatçıklärın yüksek verimlilik ve parça kalitesi sağlayan CNC makinesi ile üretilicektir.



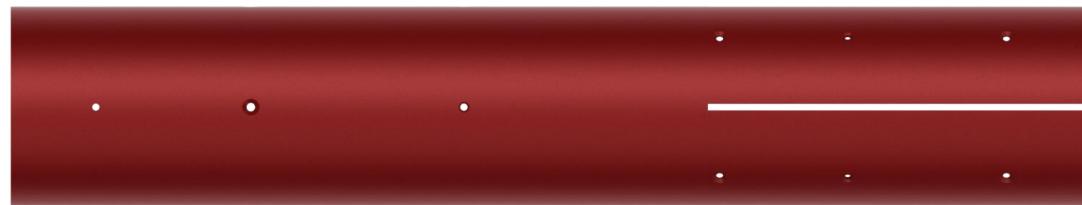
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Alt ve Üst Gövde 3 Boyutlu Görünümü (CAD)

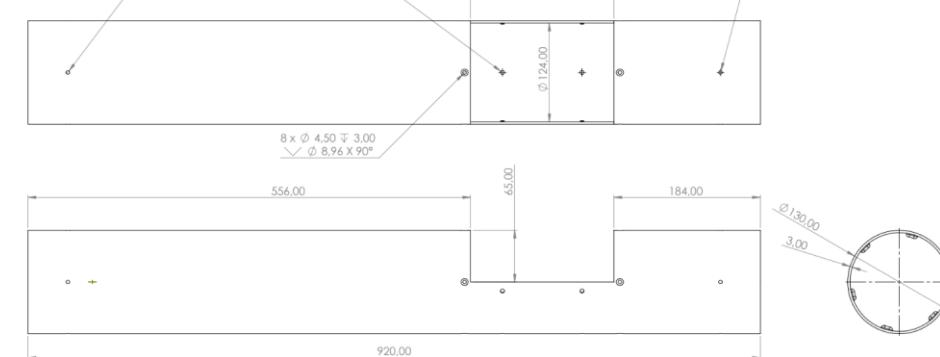


Üst Gövde CAD görünümü

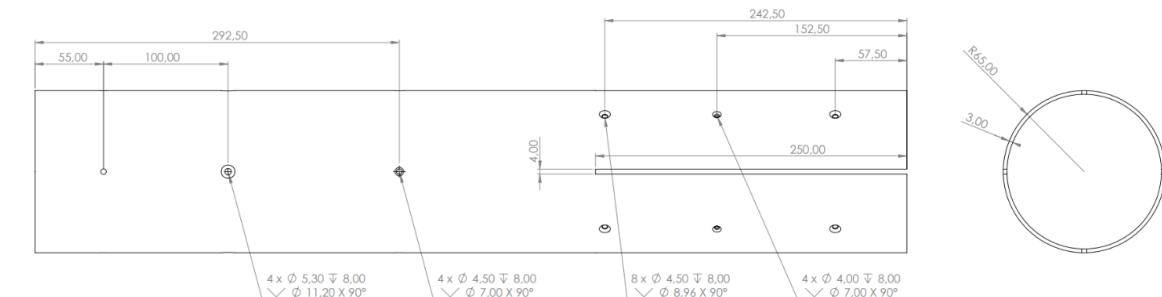


Alt Gövde CAD görünümü

Alt ve Üst Gövde Teknik Resim



Üst Gövde Teknik Resim



Alt Gövde Teknik Resim



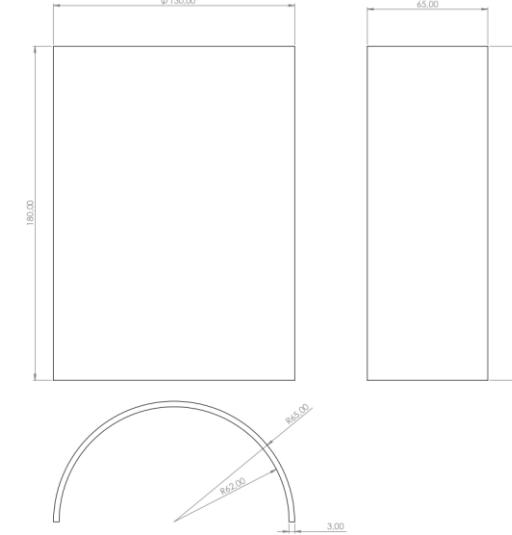
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Aviyonik Kapağı 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Teknik Resim



Gövde ve Montaj Parçaları Fiziksel Özellikler Tablosu

Parçalar		Boy (m)	Çap (m)	Kütle (kg)
Gövde Parçaları	Üst Gövde	0.92	0.13	2.510
	İkincil Gövde	0.70	0.13	2.009
	Aviyonik Kapağı	0.18	0.13	0.270



Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik	Kapsam
Malzeme Bilgileri	: Üst ve alt gövde için cam elyaf malzeme tercih edilmiştir. Roketin gövdesi içine yerleştirilmiş uçuş bilgisayarının yer istasyonu ile iletişime geçebilmesi için gövdenin sinyal geçirgen bir malzemeden üretilmesi gerekmektedir. Cam elyaf bu alanda herhangi bir problem teşkil etmemektedir. Aynı zamanda cam elyaf mukavemet değeri yüksek, hafif, üretimi kolay ve düşük maliyetli olması açısından tercih edilmiştir. Aviyonik kapağı istenilen mukavemet değerini sağlayan cam elyaftan üretilmesine karar verilmiştir.
Üretim Yöntemleri	: Roketimizde gövdenin üretimi elle yatırma yöntemi ile yapılacaktır. Üretimde boyut sınırlamasını ortadan kaldırması, cam elyaf ile yapılacak üretimlere elveriş sağlamaası ve düşük maliyetli olması açısından tercih edilmiştir. Ayrıca üretimin kalıp üzerinden yapılacak olması sayesinde ürünün tasarıma en uygun halde elde edilmesi ile planlanan değerlere ulaşmasının kolaylaşmasını sağlayacaktır. Silindirik kalıbın dışı, kolay ayrılması adına vaks ve PVA ile kaplanacaktır. Kumaşların yapışması amacıyla jelkot sürüldür ve üzerine reçine sürüldükten sonra cam elyaf kalıp üzerine yatarilır ve elyaf yedirilir. Hava kabarcıkları çıkartılır. 3 mm et kalınlığına ulaşana kadar bu işlem tekrarlanır. Gövde parçaları üretildikten sonra yüzey istenilen pürüzsüzlükte değilse ekstra işlemlerle pürüzsüzlük sağlanacaktır. Aviyonik kapağı elle yatırma yöntemi ile üretilecektir.



Yapısal – Gövde Parçaları



Roket gövdelerinin üretim malzemesi olarak; sağlam, ısıl dayanıklılığı yüksek ve iletişim sorunu yaratmayan cam elyaf kullanılmasına karar verilmiştir.

Alt ve üst gövdenin dış çapları 13 cm ve et kalınlığı 3 mm olacak şekilde tasarlanmıştır. Bu değerler, roket içerisinde yerleştirilecek sistem ve malzemeler için yeterli alan sağlamaktadır. Buna ek olarak roketin ağırlığını ve dayanıklılığını azaltmayacak şekilde olması gereken aralıkta tutar.

Üst ve alt gövdelerimiz toplam 162 mm uzunluğundaki, cam elyaftan üretilen olan iç entegrasyon gövdesi ile birleştirilecektir. Roketimizde biri motor gövdesi hizasında, biri aviyonik kapsülünün hizasında diğer faydalı yükün hizasında olmak üzere 3 tane basınç deliği vardır.

Gövdelerimizin dışında bulunacak olan tek parça kaydırma ayaklarıdır. Kaydırma ayakları Teknofest Roket Yarışması Komitesi tarafından temin edilecektir. Roketimizde iki adet kaydırma ayağı bulunacaktır. Bunlardan bir tanesi motor bölgesinde, motorun ağırlık merkezi ile gövde sonu arasında olacaktır. Ağırlık merkezi iki kaydırma ayağının arasında olacaktır.

Cam Elyaf Teknik Özellikler tablosu

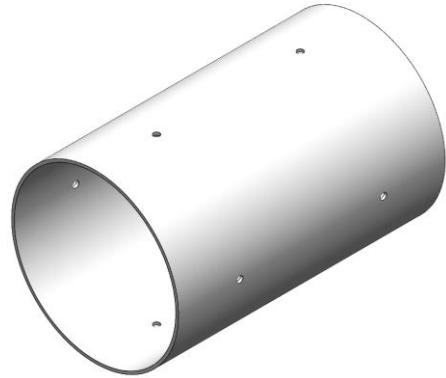
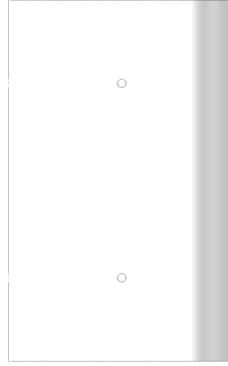
Özellik	Değeri
Yoğunluk (g/cm ³)	2.4
Özgül Dayanım (KN.m/kg)	1307
Gerilme direnci (Mpa)	3400
Sertlik (Gpa)	70



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

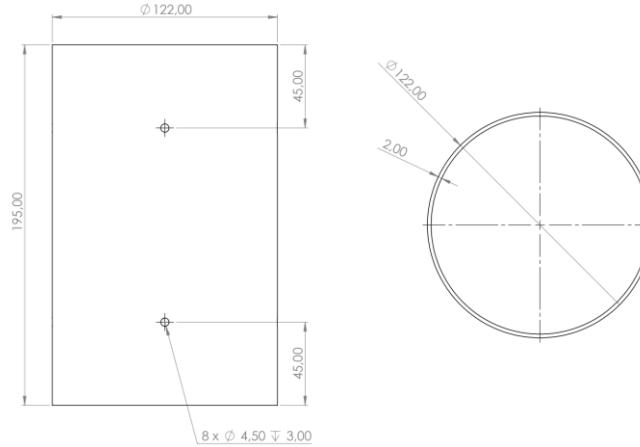


Entegrasyon Gövdesi 3 Boyutlu Görünüm (CAD)



Entegrasyon Gövdesi CAD görünümü

Entegrasyon Gövdesi Teknik Resim



Entegrasyon Gövdesi Teknik resimleri

Roketimizde bulunan entegrasyon gövdesi, iki gövdeyi bir arada tutarak roketin stabilitesini sağlamaktadır. Üretim malzemesi olarak cam elyaf tercih edilmiştir. Entegrasyon gövdesi uzunluğu, roketin yapısal bakımından sağlam olması için roket gövdesi çapının 1,5 katı olacak şekilde tasarlanmıştır. Birleştirici gövde için daha düşük maliyetli olması ve, boyut olarak kısıtlama yaratmaması açısından elle yatırma üretim metodu uygulanacaktır. Montajlanma için üst gövdeye epoksi ile kuvvetli şekilde yapıştırılarak sabitlenecek ve ikincil gövdeye sıkı geçme olarak bütünlendirilecektir.



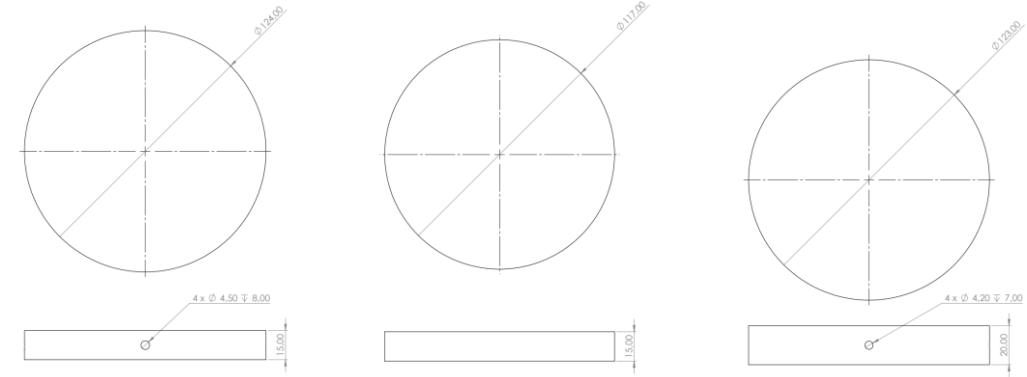
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Bulkheadler 3 Boyutlu Görünümü
(CAD)



Bulkheadler Teknik Resim



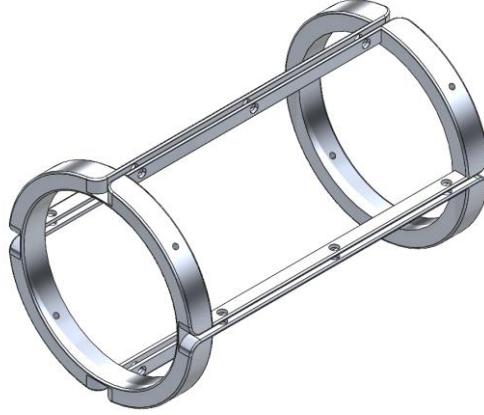
Roketimizin gövdesinde üç tanesi 1.5 cm kalınlığında biri 2 cm kalınlığında dört adet bulkhead bulunmaktadır. Bulkheadler; bir tanesi burun konisinde, diğer ikisi üst gövdede ve sonuncusu alt gövdede olacak şekilde roket içinde konumlandırılmıştır. Bulkheadler, üstlerinde yer alan vida delikleri ile gövdeye olan bağlantısını sağlamaktadır. Burun konisinde bulunan bulkheadin montajı için açılacak vida deliğinin oluşturulacağı düzensizlikten ötürü burun konisinde bulunan bulkheadin montajı epoksi reçine kullanılarak yapılacaktır. Bulkheadler üzerinde bulunan mapalara bağlanan şok kordonuyla gövdeler arası ve gövde ile burun konisinin bağlantısı gerçekleştirilecektir. Roketimizin hedeflenen ağırlık değerlerini sağlaması ve oluşabilecek etkilere karşı yeterli dayanıma sahip olduğu için üretim malzemesi olarak cam elyaf tercih edilmiştir. Roketimizin bulkheadleri, düşük maliyetli olması açısından elle yapılma yöntemiyle üretilecektir.



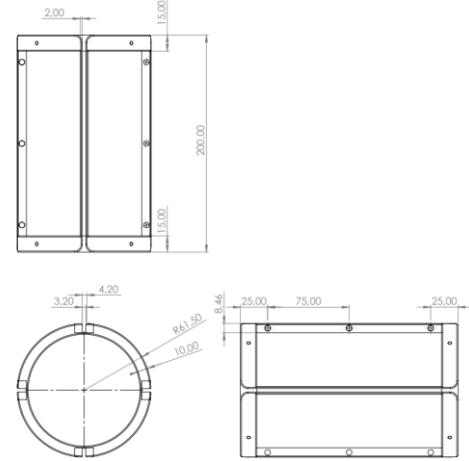
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Kanat Yuvası 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



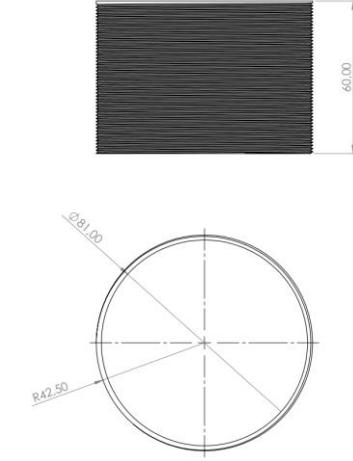
Kanat Yuvası Teknik Resim



Fatura Yuvası 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Fatura Yuvası Teknik Resim



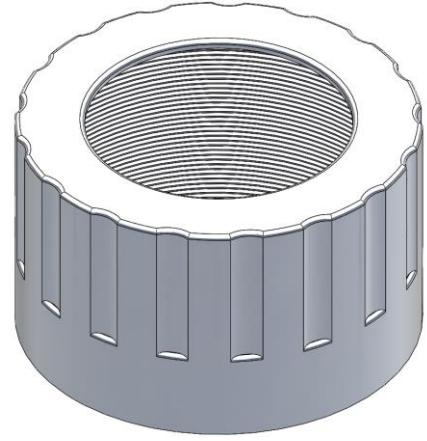
Roketimizin kanatlıklarının yerleştirileceği kanat yuvası, uzunluğu 20 cm ve çapı 12.3 cm olacak şekilde tasarlanmıştır. Kanatların monte edileceği 4 bölme içermektedir. Kanatlıklar kanat yuvasına M5 vida ve somun kullanılacaktır. Ardından kanat yuvası, kanatlıklar için uygun yerlerden geçirildikten sonra işaretli kısımlardan alt gövdeye vidalanarak montaj işlemi tamamlanacaktır. Fatura yuvası ise motor yuvasına döndürülerek yerleştirilecektir. Kanat yuvası ve fatura yuvası malzemesi için üretilebilirliği kolay, düşük maliyetli ve mukavemet değeri yüksek olan alüminyum malzeme seçilmiştir. İhtiyaç duyulan ölçülerde alınan alüminyum, CNC freze makinesi ile CAD çizimlerine uygun olarak kesilip üretimi gerçekleştirilecektir.



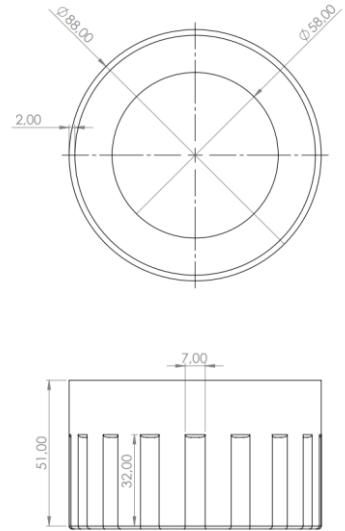
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Motor Kapağı 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



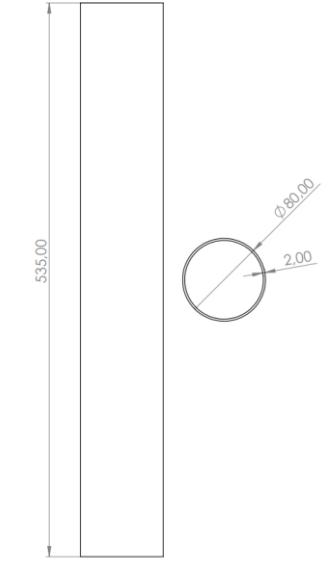
Motor Kapağı Teknik Resim



Motor Yuvası 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Motor Yuvası Teknik Resim



Motorun roket dışına doğru düşüşünü engelleyecek olan motor kapağıının üretim malzemesi olarak ısıl dayanım ve sağlamlık değeri fazla olan alüminyum kullanılacaktır. Motor kapağı, teknik resim baz alınarak CNC freze makinesinde ölçülere uygun olarak işlenecek ve üretimi bu şekilde sağlanacaktır. Çapı 8 cm ve boyu 53.5 cm olan motor yuvası; merkezleme yüzüğüne epoksi yapıştırıcı kullanılarak sabitlenecektir. Üretim malzemesi olarak cam elyaf kullanılacak olup elle yatırma yöntemi ile üretilicektir.



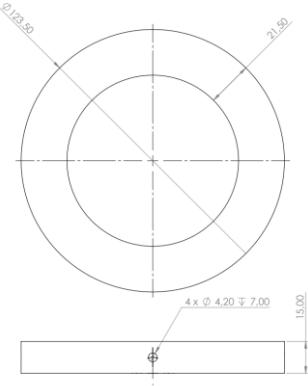
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



1. Merkezleme Yüzüğu 3
Boyutlu Görünümü (CAD)



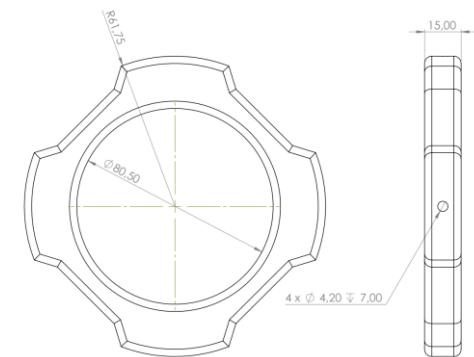
1. Merkezleme Yüzüğu
Teknik Resim



2. Merkezleme Yüzüğu 3
Boyutlu Görünümü (CAD)



2. Merkezleme Yüzüğu
Teknik Resim



Merkezleme yüzükleri, uçuş esnasında istediğimiz kararlılığı ve montaj güvenilirliği sağlayan, motoru merkezlemek için gerekli olan çember şeklindeki unsurlardır. Roketimiz istenilen irtifaya çıkarken; motorun, gövdenin merkezinde durmasını ve roketin istenilen yörengeden çekilmamasını sağlamak için 2 adet kullanılmasına karar verilmiştir. Sağlamlık, ısıya dayanıklılık, üretilebilirlik ve teminat kolaylığı bakımından üretim malzemesinin alüminyum olmasına karar verilmiştir. Dış çapı 123 mm ve iç çapı 80.5 mm olan merkezleme yüzüklerimiz, CAD çizimi ve teknik resme uygun olarak CNC freze makinesinde ölçülere göre işlenecek ve üretimi sağlanacaktır. 2. merkezleme yüzüğü kanat yuvasına uyumlu olacak şekilde tasarlanmıştır. Merkezleme yüzüklerinin gövdeye sabitlenmesi için vida delikleri açılacak ve M4 civata ile sabitlenecektir.



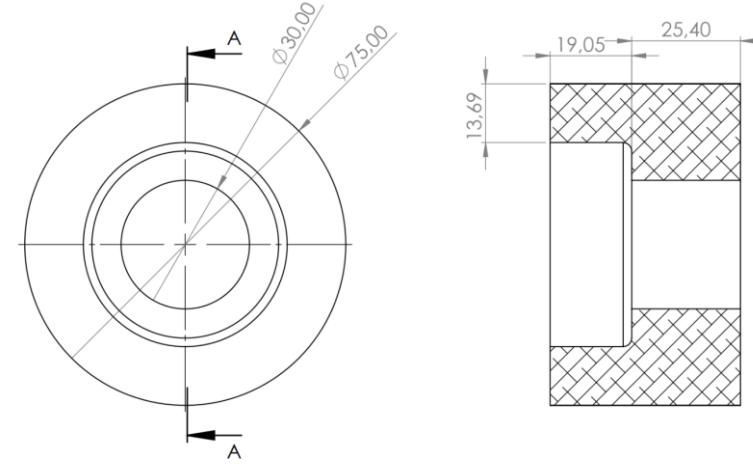
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Motor Merkezleyicisi 3 Boyutlu Görünümü
(CAD)



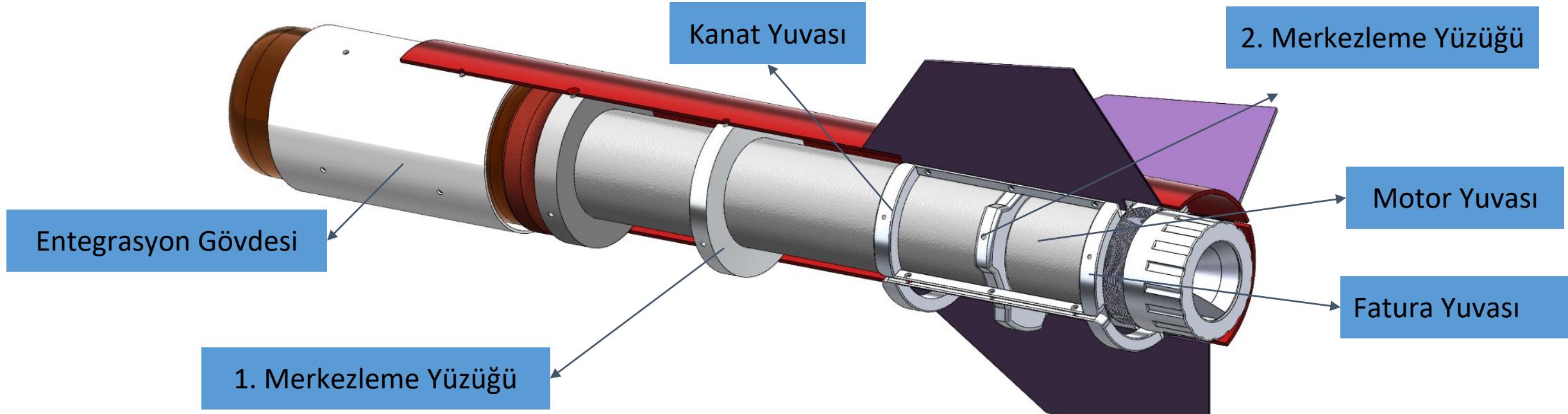
Motor Merkezleyicisi Teknik Resim



Motorun uç noktasının birebir uyumlu olarak yerleşeceği parça olan **motor merkezleyicisi**sinin kalınlığı 44.45mm, çapı 75mm'dir. Üretim malzemesi olarak maliyeti düşük, kolay üretilebilir ve dayanıklılığı fazla olan alüminyum tercih edilmiştir. Ulaşılabilirliği kolay olan CNC tezgahta istenilen ölçülere uygun olacak şekilde üretilecektir. Motorun şekli ile tam uyum sağlayacak şekilde ve ateşleme sonrası motorun oluşacak dış etkilere karşı stabil kalmasını sağlamak üzere tasarlanmıştır. Motor montaj edilmeden önce motor yuvasının içine yerleştirilecektir.



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



Entegrasyon gövdesi 1. gövdeye yapıştırıcı ile sabitlenip ikinci gövdeye sıkı geçme olacaktır. Kanat yuvası ve merkezleme yüküleri M4 vidalar ile alt gövdeye sabitlenecektir. Atış alanında Hakem Heyetinden temin edilecek olan motor, roketin bütün montajı tamamlandıktan sonra motor yuvasına geçirilecektir. Motor kapağı, motor yuvasının ucundaki fatura yuvası üzerinde yer alan vida adımları ile sabitlenecek ve motorun uçuş boyunca roket içerisinde düşmesi engellenenecektir. Tepe noktasına gelindiğinde barut patlayacak ve açılan burun konisi ile beraber görev yükü kendi paraşütyle dışarı fırlatılacak ve eş zamanlı olarak alt ve üst gövde biribirinden ayrılarak ve ana paraşüt açılacaktır.



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



Özellik	Kapsam
Malzeme Bilgileri	Roketimizde farklı gövde içi yapısal destekler bulunmaktadır. Bunlar: motor yuvası, fatura yuvası, kanat yuvası, entegrasyon gövdesi, mapalar, bulkheadler, motor merkezleyicisi, merkezleme yüzükleri ve motor kapağıdır. Bu parçalardan kanat yuvası, fatura yuvası, merkezleme yüzükleri, motor merkezleyicisi ve motor kapağı alüminyumdan üretilecektir. Alüminyum tercihinin sebebi belirtilen parçalarda yüksek dayanıklılığın önem arz etmesi, alüminyum ile üretimlerin kolay olması ve diğer seçeneklere göre daha az maliyetli olmasıdır. Diğer parçalardan olan bulkhead, entegrasyon gövdesi ve motor yuvası ise cam elyaftan üretilecektir. Bunun sebepleri cam elyafın ısıl dayanıklılığının yüksek aynı zamanda elastik ve dayanıklı olmasıdır.
Üretim Yöntemleri	Cam elyaftan üretilerek olan parçalarımız; bulkhead, motor yuvası ve entegrasyon gövdesi elle yatırma yöntemiyle üretilecektir. Bunun sebebi, elle yatırma yönteminde montaj kolaylığı sağlanması ve bu yöntemin düşük maliyetli olmasıdır. Alternatiflerine oranla hata payını azaltır ve tasarım esnekliği sağlar bu nedenlerden ötürü seçilmiştir. Kullandığımız yerlere bir bulkheadi epoksi ile diğerlerini vida ile sabitleyerek sağlam bir yapı elde etmek amaçlanmıştır. Çelik mapalar satın alınmıştır. Merkezleme yüzükleri, motor merkezleyicisi ve motor kapağı alüminyumdan üretilerek olup CNC tezgahta imal edilecektir. CNC tercih edilme sebebi ise montaj kolaylığı sağlamaası ve üretim tezgahının kolay ulaşılabilir olmasıdır. Gövde parçaları üretildikten sonra yüzey istenilen pürüzsüzlükte değilse ekstra işlemlerle pürüzsüzlük sağlanacaktır.



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



Gövde/Gövde İçi Yapısal Destek Parçaları Fiziksel Özellikler Tablosu

Parçalar	Boy (mm)	Çap (mm)	Kütle (g)	Et kalınlığı(mm)
Motor Yuvası	535	80	661	2
Entegrasyon Gövdesi	195	122	284	2
1.Merkezleme Yüzüğu	15	123.5	278	21.5
2.Merkezleme Yüzüğu	15	123.5	235	21.5
Kanat Yuvası	200	123	329	10
Motor Kapağı	51	88	180	2

Yapısal Parçalar Malzeme Teknik Özellik Tablosu

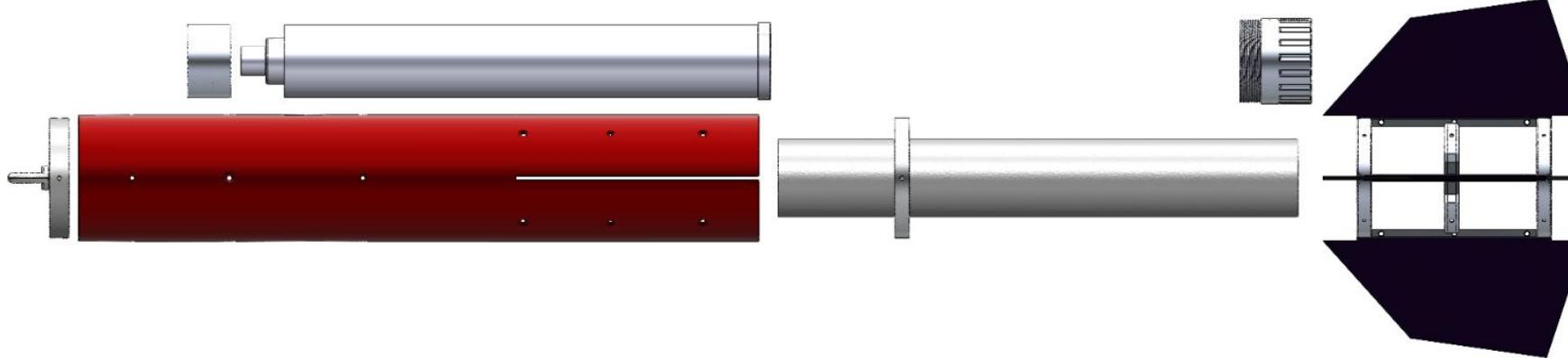
	Alimünyum	Cam Elyaf	Karbon fiber
Yoğunluk (g/cm3)	2.7	2.4	1.78
Özgül Dayanım (KN.m/kg)	204	1307	2457
Gerilme direnci (Mpa)	572	3400	4300
Sertlik (Gpa)	69	70	90,5



Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



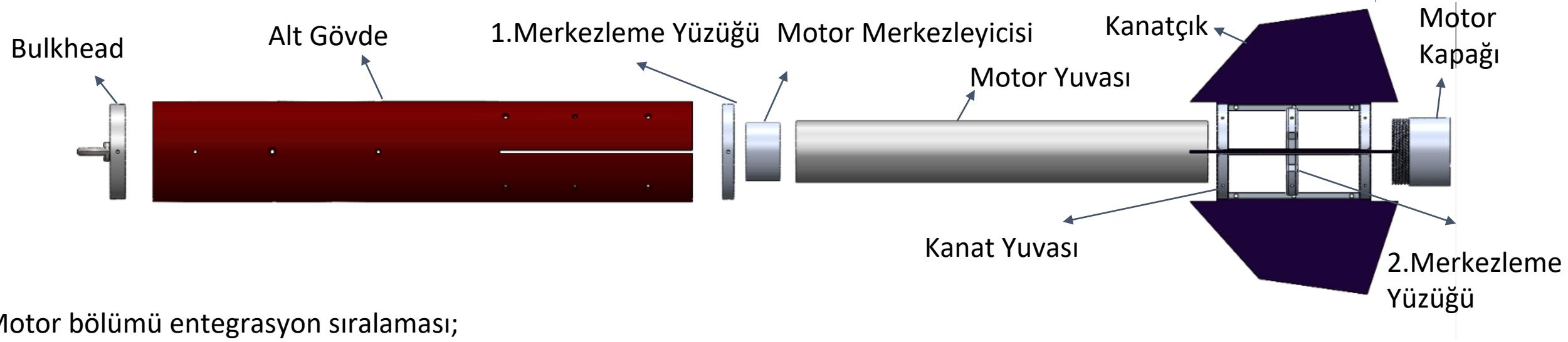
Motor Bölümü 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



- Merkezleme yüzükleri alt gövdeye vidalama yöntemi ile sabitlenecektir. Daha sonra motor yuvası, 1. merkezleme yüzüklerine epoksi yapıştırıcı ile sabitlenecek ve içine motor merkezleyicisi yerleştirilecektir. Bu sayede motorun rahatça konumlanması sağlanacak ve sağlam bir yapı elde edilecektir. Roketimizin tüm montaj aşamalarını bitirdikten sonra hakem heyetinden teslim alınan roket motoru, motor yuvasına son derece dikkatlice yerleştirilecektir. Ardından motor kapağı çevrilerek takılacaktır. Montaj stratejimize göre roketimiz, motor demonte edilebilir şekilde tasarlanmıştır.
- Motor merkezleyicisi, motor bölümünü merkezlemesi ve hareketini engellemesi sebebiyle; merkezleme yüzükleri ise motorun sabitlenmesinde kullanılacak olmasından ötürü, esnek olmayan ve yüksek dayanıma sahip alüminyum malzeme kullanılacaktır. Üretim yöntemi olarak CNC frezeleme tercih edilmiştir. Motor yuvası için ise cam elyaf malzeme kullanılacak ve elle yatırma yöntemi ile üretilicektir.



Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



Motor bölümü entegrasyon sıralaması:

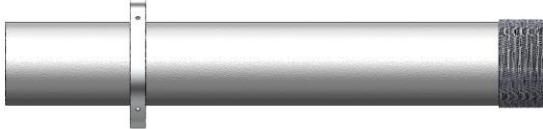
1. Alt gövdede bulunan motor durdurucu bulkhead, motor gövdesine 4 adet M4 vida ile sabitlenecektir.
2. Kanatçıklar kanat yuvasına monte edilecek olup kanat yuvası gövdeye 8 adet M4 vida ile sabitlenecektir.
3. Motor merkezleme yüzükleri, 4 adet M4 vida ile motor gövdesine entegre edilecektir.
4. Motor yatağı,durdurucu bulkheadde dayanacak şekilde merkezleme yüzüklerine epoksi reçine ile yapıştırılacaktır.
5. Motor yarasının içine motor merkezleyicisi yerleştirilecek ve bu sayede motorun girip çıkarılabilceği sağlam bir yapı elde edilecektir.
6. Atış günü hakemlerden alınacak olan motor (L1050), rahatça girip çıkabileceği motor yarasına en son yerleştirilecektir ve vida adımları sayesinde motor kapağı gövdeye monte edilecektir.



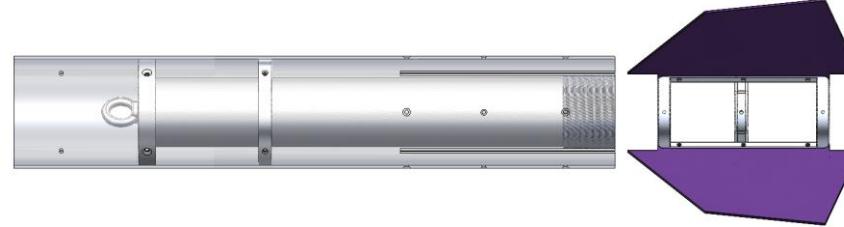
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



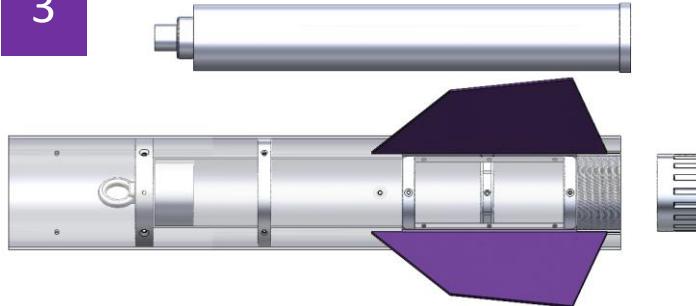
1



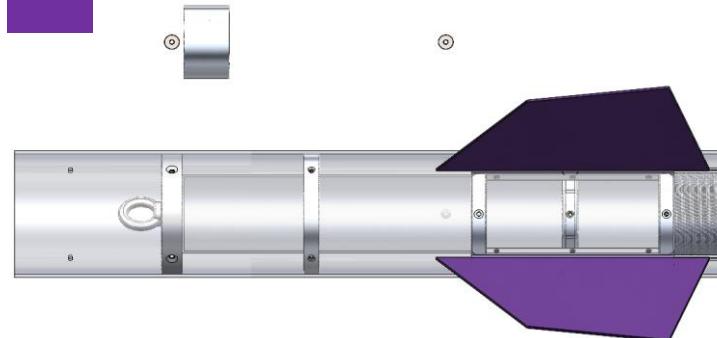
2



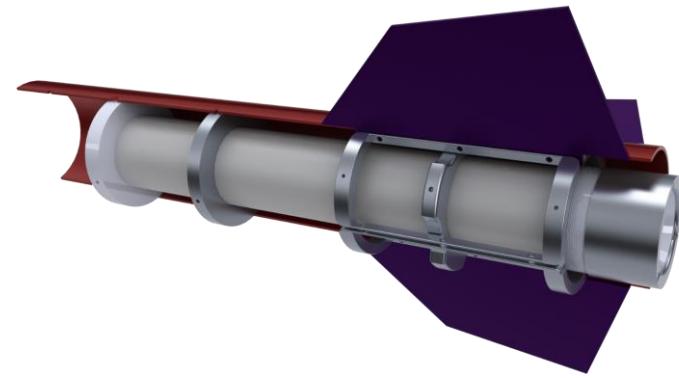
3



4

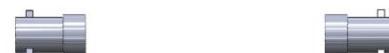
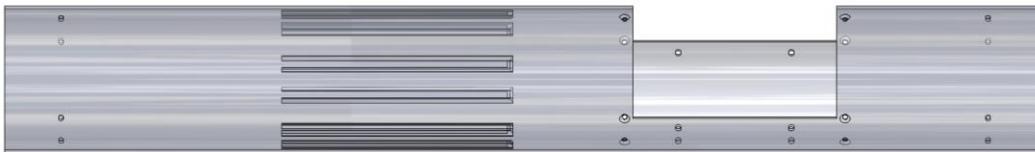


Motor 3 Boyutlu Görünümü (CAD)





Roket Montaj Stratejisi



Roketin Bütünleştirme video linki:
https://youtu.be/vJ9tOT_-KPO

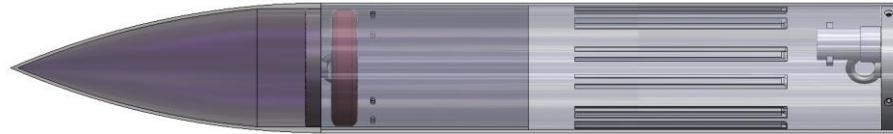
Mapalar bulkheadlere sabitlenecektir. Bulkheadler gövdeden geçirilerek M4 vida ile sabitlenecektir. Ardından avyonik kapsülü iki bulkhead arasında bulunan yere monte edilip vidalanacaktır.

Avyonik kapağı avyonik kapsülü ile M4 vidalar vidalanacaktır. Avyonik Kapak açılarak Hakem Heyeti tarafından verilecek olan Altimetre avyonik kapağa vidalanarak kapsülde belirtilen yere sabitlenecektir.

Hakem heyeti tarafından verilen piroteknik kapsüller bulkheadlere M4 vida ile sabitlenecektir



Roket Montaj Stratejisi 1



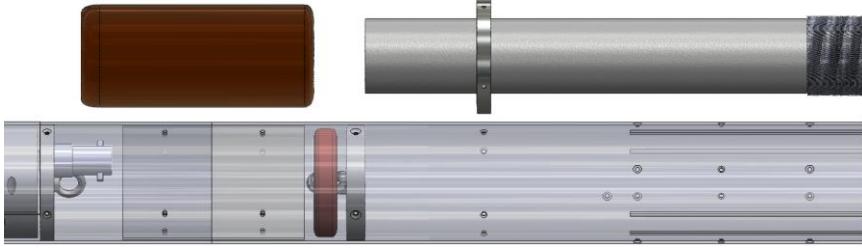
Burun konisinde bulunan bulkhead mapa montajlanmış olarak epoksi yapıştırıcı ile sabitlenecektir. Ardından şok kordonları burun konisi ve gövdede bulunan mapalardan geçirilip bağlanacaktır.

Görev yükü paraşütü Görev yükü kapsülünde bulunan mapadan geçirilerek bağlanacaktır. Ardından görev yükü ve paraşütü gövdeye yerleştirilip burun konisi kapatılacaktır.

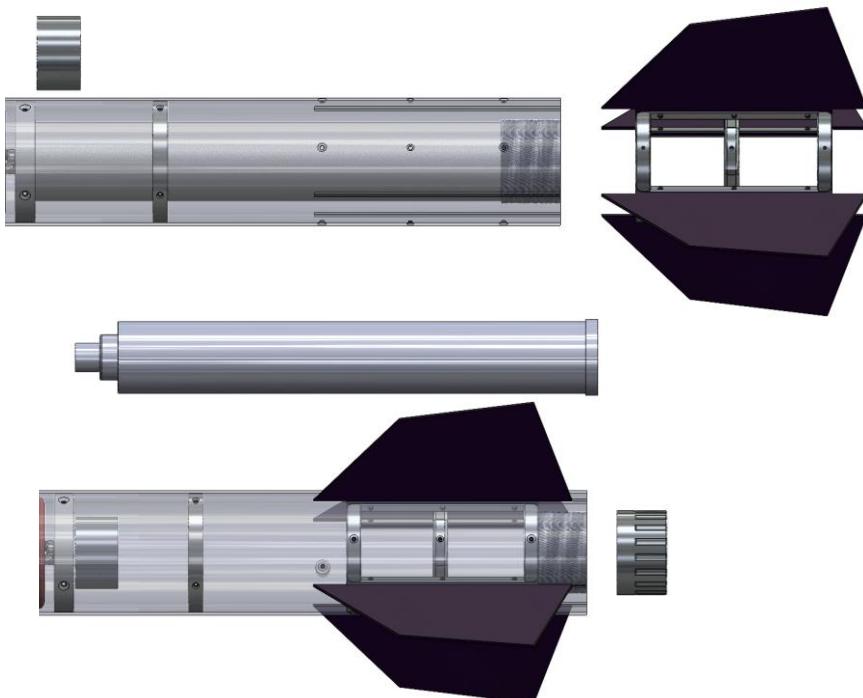
Üst gövde ile entegrasyon gövdesi birbirlerine epoksi ile yapıştırılacaktır. Ardından mapası montajlanmış bulkhead alt gövdeye vidalanacaktır. Şok kordonu üst ve alt gövdede bulunan mapalardan geçirilip bağlanacaktır.



Roket Montaj Stratejisi 3



Ana paraşüt ipleri üst gövdede bulunan mapaya bağlanacaktır. üst gövde ile alt gövde birleştirilecektir. Ardından 1.merkezleme yüzüğü motor yuvasına önceden belirlenmiş kısma epoksi ile yapıştırılacaktır. Motor yuvasının sonuna fatura yuvası epoksi ile yapıştırılacaktır.



Kanatçıklar kanat yuvasına M5 vida ile montaj olacaktır. Motor merkezleyicisi motor yuvası içerisinde uygun yere konulacaktır. Ardından kanat yuvası, kanatçıklar için uygun yerlerden geçirilerek alt gövdeye vidalanarak montaj işlemi tamamlanacaktır.

Hakem heyeti tarafından verilecek olan L1050 motoru motor yuvasından geçirilecektir. Son olarak motorun uçuş sırasına yuvasından çıkışmasını engellemek için fatura yuvasındaki dişler ile uyumlu motor kapağı döndürülerek sabitlenecektir.



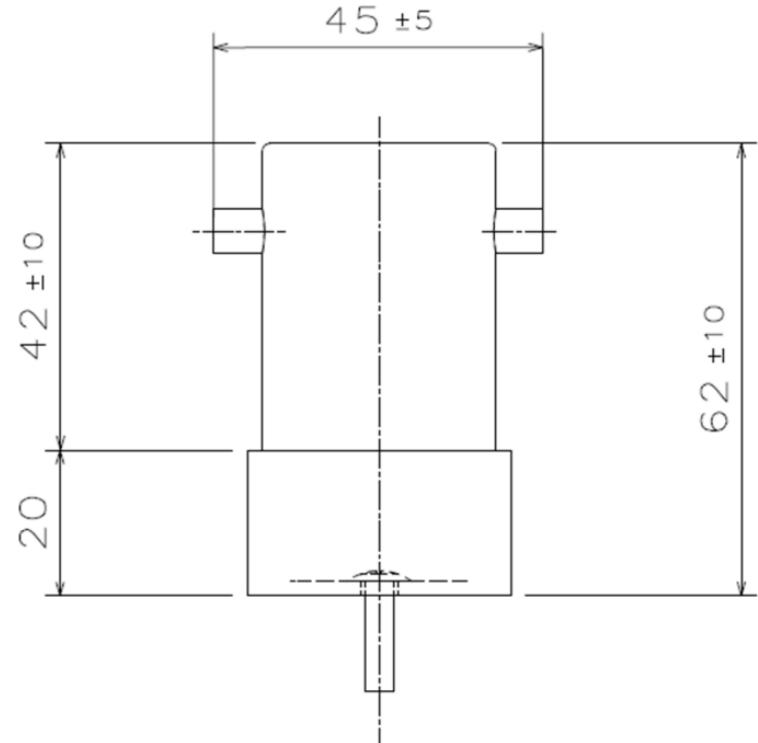
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Paraşüt Açıma Sistemi 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Paraşüt Bölümleri 3 Boyutlu Görünümü (CAD)





Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



Barutlu Kurtarma Sistemi; alternatiflerine oranla daha az yer kaplayan ve daha hafif bir sistemdir. Ayrılmayı kısa bir sürede gerçekleştirmeye olanağı sunar ve tasarıımı kolaydır. Bu nedenlerden ötürü tercih edilmiştir.

Kullanacağımız barutlu kurtarma sistemi; bir miktar kara barutun biz hazne içerisinde sıkıştırılıp, istenilen irtifada ateşlenmesi sonucu açığa çıkan gazın ortamda yüksek basınç oluşturmasıyla paraşütlerin roket dışarısına atılmasını kapsar. Barut ve barut kapsülü atış gününde hakemlerden teslim alınacak ve rokete yerleştirilecektir.

Hakemlerden teslim alınan içinde kara barut bulanan piroteknik kapsül kara barutlar aviyonik sistem kapsülünün alt ve üst kısmında bulunan yerlerine yerleştirilecektir. Roketimizin kurtarma sisteminde kullanılması gereken toplam barut miktarı, gerekli formüller üzerinden hesaplanmış ve yapılan testler ile sonuç doğrulanmıştır. Aviyonik sistem; ivme ve eksen sensörü ile basınç sensöründen alınan veriler ile ayrılmayı sağlayacaktır.

Barutlu kurtarma sisteminin roketin içinde kapladığı alan 14.60 cm^3 'dür.



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



Kurtarma Stratejisi ve Aşamaları:

Aviyonik sistem, basınç, ivme ve eksen sensörlerinden yararlanarak elde edilen yükseklik verileri ile tepe noktasını algılar ve ilgili pinleri aktifleştirerek patlama gerçekleştirecektir. Patlamanın oluşturduğu basınç etkisiyle gövdeye şok kordonu ile bağlı burun açılacaktır. Açılma sonucunda görev yükü ve görev yükü paraşütün gövdenin dışına çıkması sağlanacaktır. Eş zamanlı olarak yine tepe noktasında gövdeler ayrılacak ve ana paraşüt açılacaktır.

Görev yükü ve roket kendi paraşütleriyle uçuşlarına devam edecek ve güvenli bir iniş gerçekleştireceklerdir. Bütün parçaları birbirine bağlı olan roketimiz ve görev yükümüz yere indiğinde GPS sayesinde konumları tespit edilecek ve tekrar kullanılabilir şekilde kurtulacaklardır. Roketimiz rampadan ayrıldığı andan itibaren yer istasyonu ile iletişim halinde bulunacaktır. Yer bilgisayarlarından anlık olarak irtifa, konum, basınç, sıcaklık ve ivme gibi verileri kontrol ediliyor olacaktır. Görev yükü üzerindeki BME 280 sensörü ile basınç ve sıcaklık verileri kaydedilecektir. Bu verilerin ileride yapılacak olan uçuşlardan elde edilecek veriler ile karşılaştırılarak analiz etmek ve yapılan analizler sonucu ortamın hava koşullarına en uygun tasarımlar yapılmasına olanak sağlamayı; hesaplanan formüllerin, yapılacak olan termal ve yapısal analizlerin doğruluğunu arttırmayı hedefliyoruz.

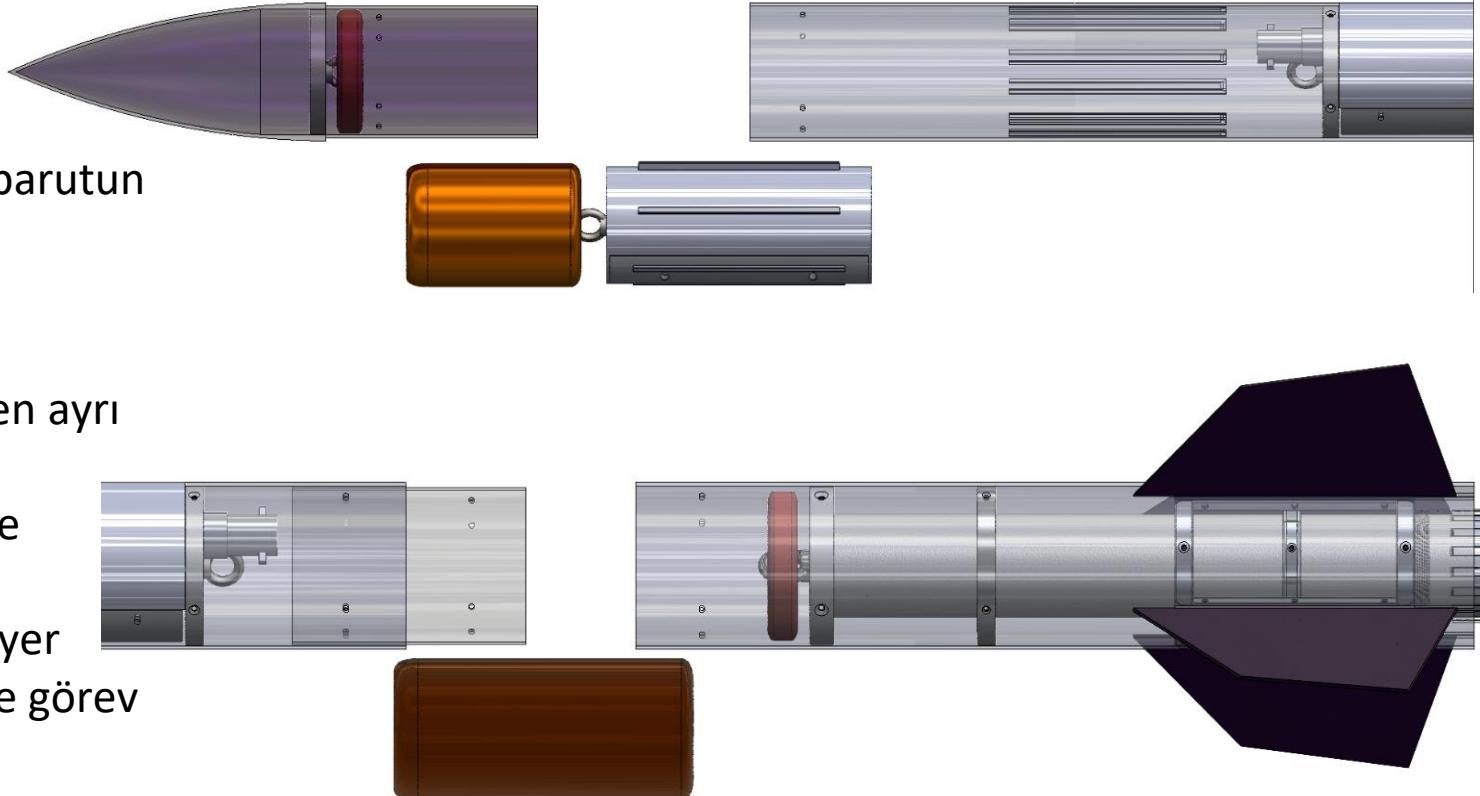


Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açıma Sistemi



Roketin Kurtarılması:

1. Roketin rampaya yerleştirilmesi ve fırlatılması,
 2. Roketin tepe noktasına(apogee) ulaşması,
 3. Uçuş bilgisayarının tepe noktasını algılaması ve barutun ateşlenmesi,
 4. Burun ile beraber görev yükünün ayrılması ,
 5. Gövdelerin ayrılması ve ana paraşütün açılması,
 6. Görev yükünün kendi paraşütünü açarak roketten ayrı süzülüşüne devam etmesi,
 7. Roketin ve görev yükünün paraşütleri sayesinde güvenli bir şekilde inişinin gerçekleşmesi,
 8. GPS modülünden alınıp Haberleşme modülü ile yer istasyonuna gönderilen konum bilgisiyle roket ve görev yükünün yeri tespit edilmesi şeklindedir.
- Roket ateşlendikten sonra, sürekli olarak basınç ve eksen sensöründen aldığı verileri işleyip yazdığımız algoritmaya göre roketin irtifası ve açısı ölçülecektir.





Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



Malzemeler	Parçaların Roketteki İşlevi ve Üretimi & Temin Edilmesi Tablosu	Paraşüt Üretim Aşamaları Tablosu
Piroteknik Kapsül	: İçindeki barutun patlaması sonucunda oluşacak basınç sayesinde ayrılmalar gerçekleşecektir. Atış günü teslim alınacak hakemlerden alınacak olup gövdeye aviyonik bloğu arasında alan bulkheadlerin yanında olacak şekilde yerleştirilecektir.	1 Paraşüt diliminin teknik resmi A0 ölçüde kapıda çıkartılıp mukavva karton kesilerek kalıp oluşturuldu.
Paraşütler	: Roketimizi ve görev yükünün güvenli bir iniş yapmalarını sağlayan, ripstop kumaş ile üretilen ve sekizgen şekilli kurtarma elemanlarıdır.	2 Ripstop kumaştan bu kalıba uygun ölçüde 8 eş parça kesildi.
Şok kordonu	: Gövdeleri paraşüte ve birbirine bağlayan aynı zamanda görev yükünün ile paraşütüne bağlayan iptir. Satın alınmıştır.	3 Bu parçalar dikim yöntemi ile dikiş makinesinde birbirlerine eklendi.
Mapa	: Bağlantıları sağlarken kullanılan ve şok kordonunun bağlandığı unsurdur. Çelik mapalar bulkheadlere sabitlenerek kullanılmaktadır. Satın alınmıştır.	4 Paraşüt bütünlüğünden sonra ipler içten dikiş yöntemi bağlandı.



Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri



Gerekli basıncın hesaplanması

$$F = F_{drag} + F_s$$

Basınç = Pascal = N/m²

$$P = F/A$$

$$F = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d A + \mu N$$

$$\frac{\text{kg m}}{\text{s}^2} = \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot \frac{\text{kg m}^2}{\text{s}^2} \cdot \text{K}$$

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m ³)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma(Burundan Ayrılma)	124	0.0065	1.8
2. Ayrılma	124	0.0037	1.8



Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.1



Roketimizde bulunan paraşütlerin ripstop malzeme kullanılarak üretilmesine karar verilmiştir. Ripstop kumaş; hafif, yırtılmaya karşı dayanıklıdır ve olağanüstü durumlarda yırtılsa dahi oluşan deliğin büyümeyi engeller. Ayrıca esneme değeri düşük, ulaşılabilirliği ve üretilebilirliği kolay olduğundan paraşüt malzemesi olarak kullanılmasına karar verilmiştir. Roketimizde bulunan paraşütlerin ripstop malzeme kullanılarak üretilmesine karar verilmiştir. Paraşütler üretilirken kubbe delikleri (spill hole) açılacaktır. Bu delik paraşüte binen yükleri dengeleme konusunda oldukça kullanışlıdır. Aynı zamanda roketin performansını arttırır ve daha düz bir iniş yapmasını sağlar. Paraşütler için sekizgen model seçilmiştir ve her köşede birer adet yer alacak şekilde toplam 8 tane çekme ipi dikilecektir. Çekme iplerinin ucuna barutun patlamasından dolayı oluşacak basıncın sökümlenmesi için şok kordonu bağlanacaktır.

Paraşüt Bilgileri Tablosu					
Ana Paraş üt	h (m)	1500	Görev yükü paraşüt ü	h (m)	1500
	m (g)	200		m (g)	88
	Spill Hole Çapı (m)	0.229		Spill Hole Çapı (cm)	0.116
	Vdüş(m/ s)	8		Vdüş (m/s)	8
	Çekme ipi (m)	3.23		Çekme ipi (m)	1.33
	Çap (m)	2.81		Çap (m)	1.16
	Renk	Kahveren gi yeşil		Renk	kırmızı
	Paraşüt Tipi	Hemisphe re		Paraşüt Tipi	Hemisphe re



Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.2



Katlanmış Paraşüt boyutları

	Katlanmış silindir çapı(cm)	Katlanmış silindir boyu(cm)
Ana Paraşüt	8	36
Görev yükü Paraşütü	5	17

Sembol	Açıklama
V	Hız
m	Kütle (Container only)
A	Alan(Paraşütün dairesel alanı)
p	1,225 kg/m ³ (hava yoğunluğu)
g	9,87 m/s ² (yerçekimi ivmesi)
CD	sürükleme katsayısı/drag force(0,8)

$$P_{hava} = 1.225 \{ \exp [(-7.4)(10^{-6})(h^{1.15})] \}$$

$$2a \sqrt{1 + \frac{l}{\sqrt{2}}} = \text{Çap} \quad a = \sqrt{\frac{A_{Par}}{2(1 + \sqrt{2})}}$$

$$A_{par} = \frac{2mg}{P_{hava} C_d V_{düş}^2} \quad v = \sqrt{\frac{2mg}{ApC_d}}$$

çekme ipi uzunluğu = çap × 1.15

spill hole çapı = çap × 0.1

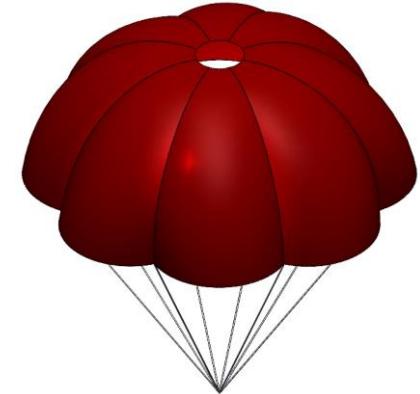
h = paraşütün açıldığı yükseklik

V_düş= yere iniş hızı

A_par = paraşüt alanı

a = sekizgenin bir kenar uzunluğu

Faydalı Yük Paraşütü



Ana Paraşüt





Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.3



Kurtarılacak unsur bileşenleri:

Roketimiz üzerinde iki adet bilgisayar yer alacaktır. Görev yükü bilgisayarında mikro denetleyici olarak bir Deneyap ürünü olan Deneyap Kart kullanılacaktır. Mikro denetleyiciye bir adet NEO-6MV2 GPS modülü, bir adet XBee-PRO S3B haberleşme modülü, bir adet BME 280 basınç sensörü, bir adet sesli ikaz cihazı (buzzer), bir adet video kamera modülü ve bir adet sd kart modülü PCB üzerinden bağlı bulunmaktadır.

İkinci uçuş bilgisayarı çerçevesinde; bir adet MPU6050 eksen ve ivme sensörü, bir adet BME 280 basınç sensörü, bir adet sesli ikaz cihazı (buzzer), bir adet NEO-6MV2 GPS modülü, bir adet XBee-PRO S3B haberleşme modülü bulunmaktadır. Ana uçuş bilgisayarı ise ticari sistem olup içerisindeki basınç sensörü ile ölçüm yapmaktadır.



Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2



Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	4,41	14	0.8	8
Görev Yükü Paraşütü	1,27	4.05	0.8	8

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{ApC_d}}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \times 14 \times 9,87}{4,4135 \times 1,225 \times 0,8}} = 63,94$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \times 4,05 \times 9,87}{1,27 \times 1,225 \times 0,8}} = 64,23$$



Görev Yükü



Görev Yükünün Konumunun Belirlenmesi :

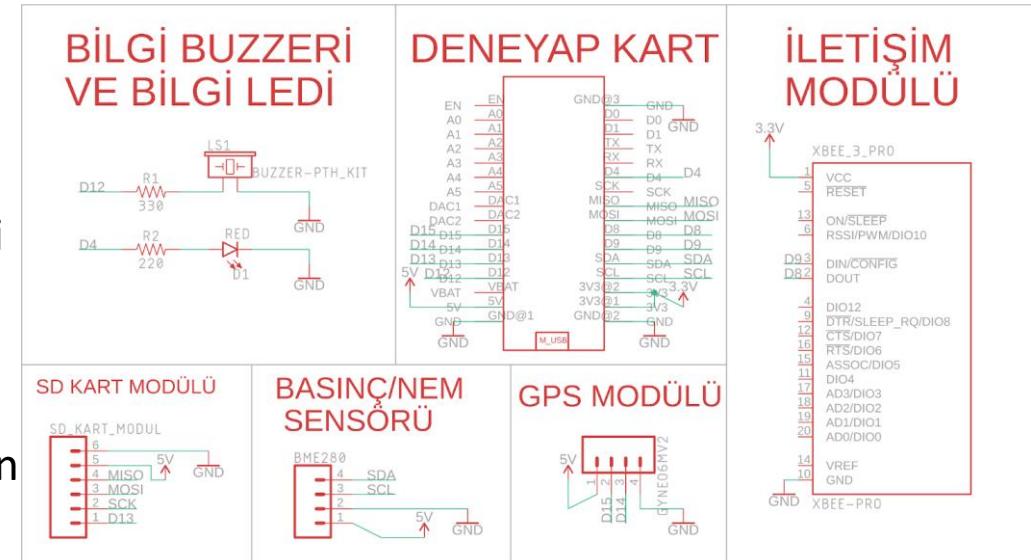
Görev yükü sisteminin içerisinde bulunan GPS(Gy-neo6mv2) ve Barometre(BME280) modülünden anlık konum, nem, sıcaklık ve basınç verisi mikrodenetleyici (Deneyap Kart) tarafından okunur. Okunan bütün veriler önce Sd kart modülüne kaydedilir ve anlık olarak iletilmesi gereken seçili veriler(Konum ve Basınç) İletişim modülü(XBee-PRO S3B) ile yer istasyonuna aktarılır.

Görev Yükü Sisteminin

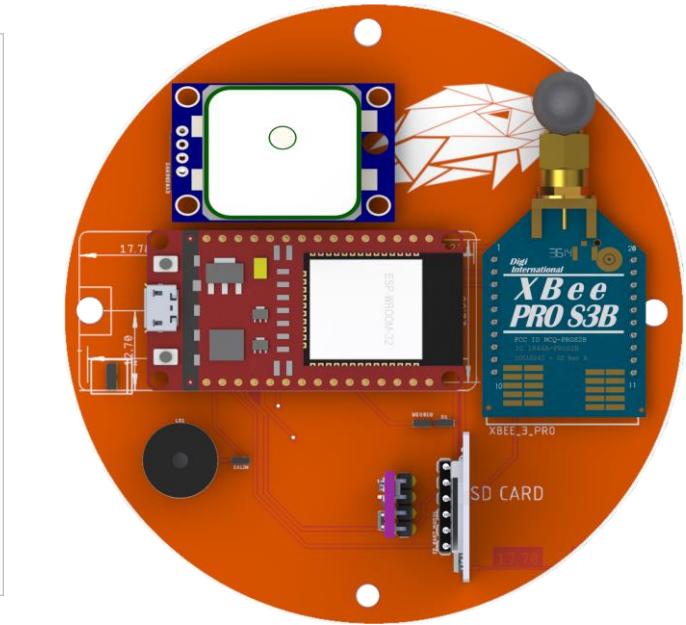
Tasarlanması ve Üretimi:

Sistemin tasarımı, olası hataların önlenmesi için Eagle uygulaması üzerinden yapılmıştır. Kart üretimi PCBway firmasına yaptırılmış bileşenler aviyonik ekibimiz tarafından dizilmiştir.

Görev yükü bilgisayarı devredeyken Güç kaynağı olan Li-Po Safe Bag kullanılacaktır.



Görsel(1.1) Görev yükü sistemi şeması



Görsel(1.2) Görev yükü sistemi görünümü



Görev Yükü

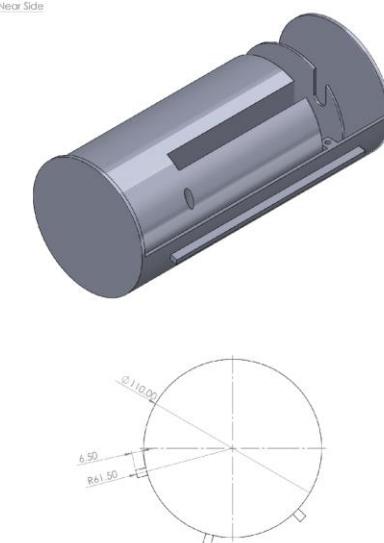
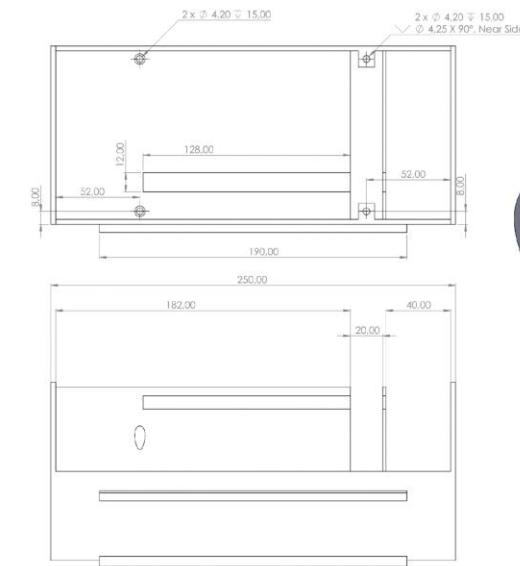


- Görev yükünün kütlesi ve işlevi:**

Görev yükümüzün kütlesi 4050g olup üzerinde bulunan basınç, sıcaklık sensörü sayesinde apogee noktasından itibaren atmosfer değerlerini ölçmektedir. Bu verilerin ölçülmesinin amacı; görev yükünün anlık irtifasını yer istasyonuna göndermenin yanında uçuş boyunca sd karta kaydedilen diğer parametrelerin incelenip sonraki uçuşlarımıza için bir veri tabanı oluşturmaktır. Oluşturacağımız veri tabanı sonraki uçuşlara daha net veriler üzerinden hazırlanmamızı, tasarımlarımızı bu verilere göre geliştirmemize yardımcı olacaktır.

- Görev yükünün roketten ayrıılışı ve sonrasında bulunması:**

Görev yükü apogee noktasının tespitinden sonra roket gövdesindeki bilgisayarlar tarafından gövdeden ayrılacaktır. Ayrılma sistemi kara barut bazlı bir alevli sistemdir. Roketin burnu ile beraber ayrılan sistem, iniş boyunca içerisinde bulunan GPS sistemi sayesinde yer istasyonuna konumunu iletecektir. Uçuş boyunca ve iniş sonrasında alınan konum bilgisi TEKNOFEST saha ekipleri ile paylaşılacaktır.





Kurtarma Sistemi Prototip Testi



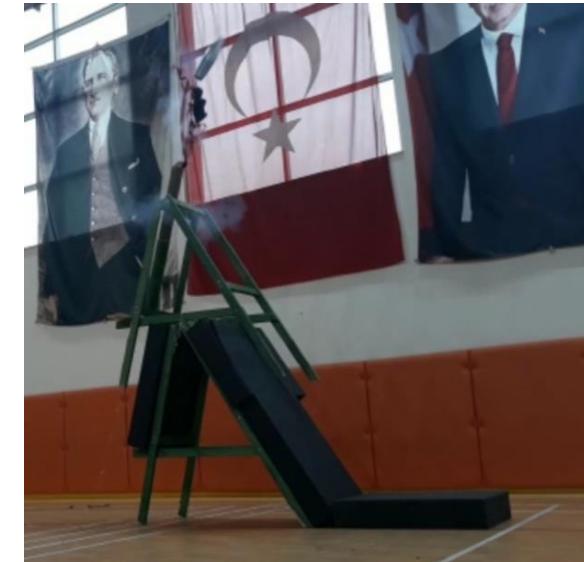
Burun Konisi Ayrılma Testi: Testimiz 30 Nisan ve 1 Mayıs 2022 tarihinde Samsun Deneyap Teknoloji Atölyesinde yapılmıştır. Test için burun konisi, M4 vidalar, mapalar, gövdeler, bulkhead, şok kordonu ve paraşüt kullanılmıştır. İlk olarak şok kordonu, burun konisi ve gövdedeki bulkheadlerin üstünde bulunan mapalara bağlanmış ve hesaplanan miktarda barutun da yerleştirilmesiyle montaj tamamlanmıştır. Roket hazırlanan rampaya yerleştirilmiş ve burun konisi açılma testi yapılmıştır. Testte amacımız burun konisi açılımının, şok kordonu sağlamlığı ve boyutsal değerlerin kontrolü amaçlanmıştır.



Montaj Aşaması



Rampaya yerleştirme ve patlama öncesi



Patlama anı



Patlama Sonrası



Kurtarma Sistemi Prototip Testi



Test İçin Paraşüt
Üretimi:



Paraşüt Kesim ve Üretim

Paraşüt Testi: Testimiz 10 Mayıs 2022 tarihinde yüksek bir binada yapılacaktır. Görev yükü paraşütü testi için çekme ipi ve ürettiğimiz paraşüt kullanılarak olup ucuna 4.05 kg kütlesinde bir cisim bağlanacak yaklaşık 30 m yükseklikten atılacaktır. Benzer şekilde aynı gün ana paraşüt testi için çekme ipi ve ürettiğimiz ana paraşüt kullanılarak olup ucuna roketin yaklaşık kuru ağırlığı olan 14 kg bir cisim bağlanacak yaklaşık 30 m yükseklikten atılacaktır. Amacımız paraşütün sağlamlığını test etmektir. Paraşüt üretimi stok sıkıntısı nedeniyle siyah ripstop kumaştan yapılımak durumda kaldı asıl renklerin sı parişi verildi ve gelecektir.



Aviyonik – Özeti



- **Ticari Uçuş Bilgisayarı(RRC3«SPORT»ALTIMETER):**

Missile Works tarafından model roketçilik için üretilen altimetre bazlı uçuş kontrol sistemidir. Uçuş boyunca irtifa verisini ölçer ve irtifada azalma gerçekleştiğinde kendi piroteknik sistemlerinin bağlı olduğu pinleri tetikleyerek ayrılmayı gerçekleştirir. Ticari sistem tarafımızca temin edilmiştir

- **Özgün Uçuş Bilgisayarı:**

Aviyonik ekibimiz tarafından geliştirilen basınç, ivme ve eksen parametreli uçuş kontrol, konum belirleme ve haberleşme bilgisayarıdır. Atmega328p-AU mikroişlemci tabanlı sistem; uçuş boyunca basınç, ivme ve eksen ölçümü yapar ve algılanan yavaşlama ve düşme hareketlerinde bağlı olan piroteknik sistemlerinin olduğu pinleri aktifleştirerek ayrılmayı gerçekleştirir. Uçuş boyunca elde edilen verileri depolar, gerekli görülen bilgileri yer istasyonuna iletir. Uçuş boyu GPS modülü ile konumunu belirler ve yer istasyonuna iletir. Özgün uçuş bilgisayarımızın pcb üretimi ve bileşen dizimi bitirilmiştir.

- **İki Uçuş Bilgisayarı Arasındaki Geçiş:**

Uçuş bilgisayarları arasında, güç kaynağı dahil kablolu ya da kablosuz herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. Uçuş boyu iki bilgisayar birbirinden bağımsız şekilde çalışacaktır. İki uçuş bilgisayarı da aynı piroteknik kapsülü bağımsız kablolamalarla etkileyecektir. Bu sayede bilgisayarlardan herhangi biri çalışmadığı durumda diğer bilgisayar ondan etkilenmeksizin görevini devam ettirecektir. İki bilgisayar arasında bir geçiş olmayacağından.



Aviyonik – Özeti



İki Uçuş Bilgisayarı Arasındaki Farklılıklar Tablosu

Farklılık Türü	Ticari Uçuş Bilgisayarı[2]	Özgün Uçuş Bilgisayarı
Ateşleme parametresi	Açık hava basıncı	Açık hava basıncı + Roket ekseni ve ivmesi
Mikro İşlemci	MSP430	Atmega328-AU
RF modülü	RF modülü bulunmamaktadır	XBP9B-DMST-022
GPS sistemi	GPS sistemi bulunmamaktadır	GY-NEO6MV2
Depolama	8 Mbit SST flash bellek	16 gb Sd kart

İki Uçuş Bilgisayarı Arasındaki Benzerlikler Tablosu

Benzerlik Türü	Ticari Uçuş Bilgisayarı	Özgün Uçuş Bilgisayarı
Ateşleme Sistemi	Karaburut	Karaburut
Uçuş Kaydı	VAR	VAR
Bildirim Araçları	Buzzer ve Led	Buzzer ve Led



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



Ticari sistemin seçimi:

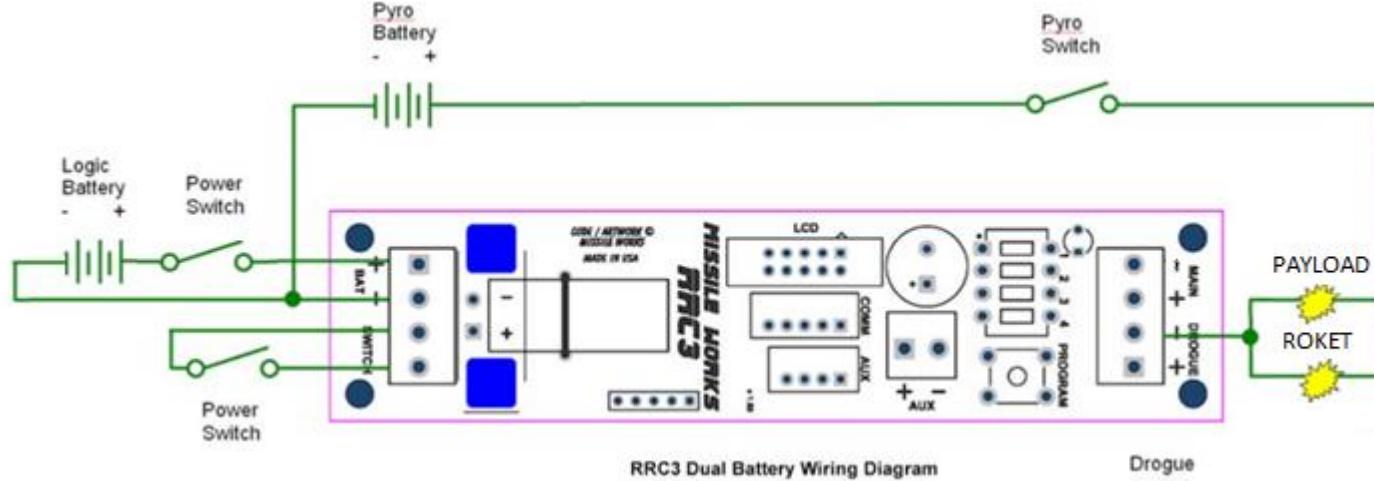
Projemizde ticari sistem olarak Ek-7'de belirtilen sistemler arasından uygun fiyatı ve kolay kullanımı sebebiyle RRC3 "SPORT" ALTIMETER tercih edilmiştir. Ürünün tedareği tarafımızca yapılmıştır.

RRC3 "SPORT" ALTIMETER:

MSP430 mikroişlemcisi tabanı üzerinden geliştirilen ve MS5607 barometresine sahip, piroteknik ticari uçuş bilgisayarıdır^[3]. 3.5-10V aralığında çalışır, üzerindeki buzzer ve led sayesinde geçerli ayrılma ayarını ve varsa hata kodlarını kullanıcıya bildirir^[4]. Atmosfer basıncı verilerine göre irtifayı ve apoge nokmasını tespit eder. Geçerli ayrılma ayarına göre mosfetler aracılığı ile piroteknik kapsüllerin bağlı olduğu GND bölümlerini aktifleştirmektedir. Ticari sistemin COM portundan HC06 Bluetooth modülü bağlanacaktır. Bluetooth modülü sayesinde atış öncesi rampada aviyonik bloğu açılmadan ticari sistemle kablosuz iletişim kurulabilecek ve atış öncesi son ayar kontrolleri yapılabilecektir.



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



Görsel(1.1) Nihai Bağlantı Şeması^[1]

1. Dual Deploy Primary :

Drogue@ Apogee / Main @ Main Deployment Altitude

1. Dual Deploy Backup :

Drogue@ Apogee + Drogue Delay / Main @ Main Deployment Altitude

1. Apogee Only :

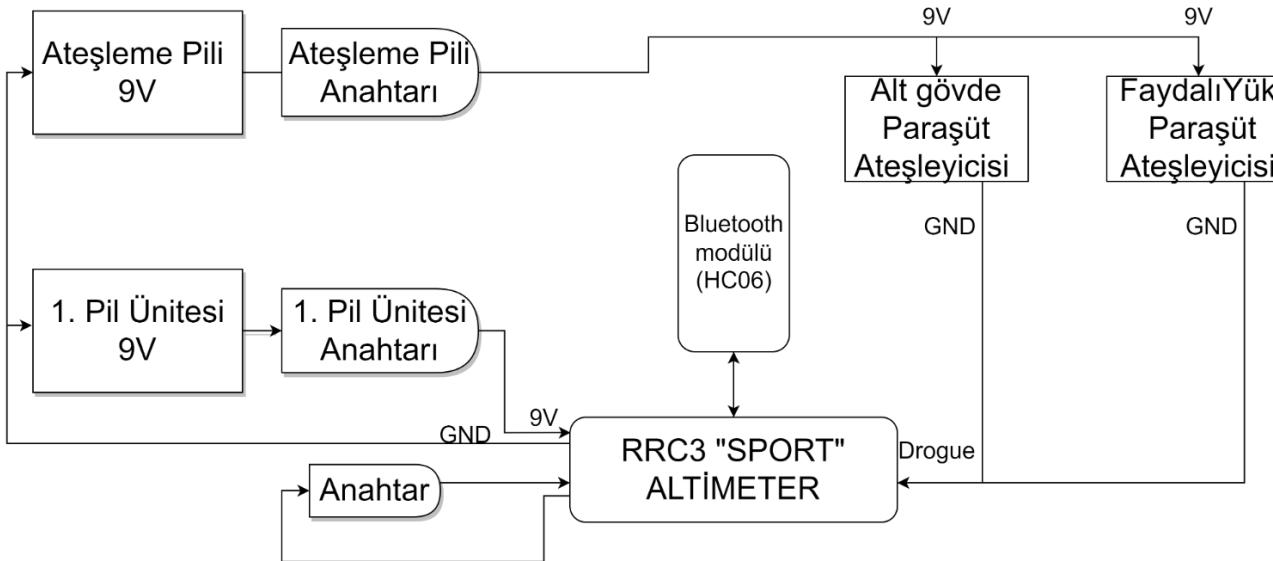
Drogue@ Apogee / Main @ Apogee + 1sec [⁹]

Ticari sistem kullanılırken yapılacak ayarlar:

Seçilen ticari sistemin yanında belirtildiği gibi 3 farklı ayrılma modu vardır. Tasarladığımız ayrılma sisteminde apogee noktasında görev yükü ve gövde paraşütü aynı anda açılmaktadır. Seçilen uçuş bilgisayarında iki bölümde de aynı anda ateşleyen bir ayar olmadığı için iki ateşleme sistemi de aynı GND kontrol pinine bağlanacak ve *Apogee Only* modu seçilecektir. Tek bir bölümde çıkışacak akımın yeterli ateşlemeyi yapamama olasılığı göz önüne alınmış olup üreticinin bu gibi durumlarda önerdiği harici ateşleme bataryalı kullanım yöntemi tercih edilmiştir. Seçilen ayar ve bağlantı yöntemleri sonucunda roketimiz sadece apogee noktasında ayrılma ve paraşüt açımı gerçekleştirecektir.



Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



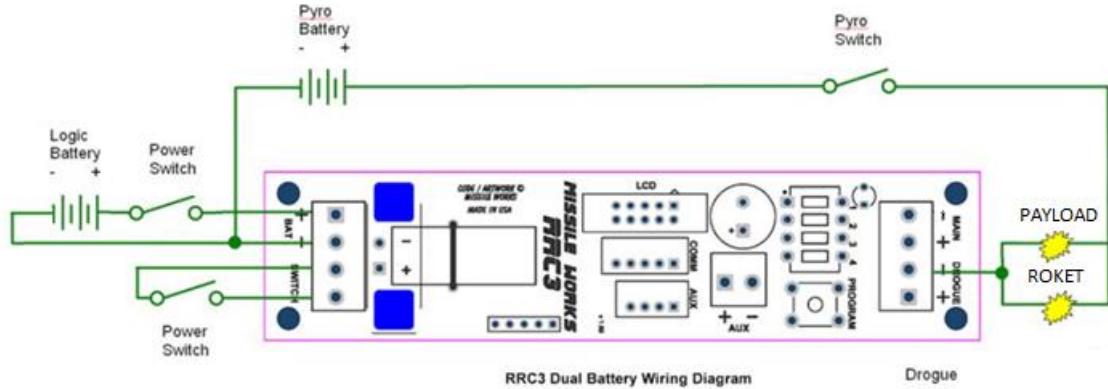
Görsel(2.1) Ticari Sistem Blok Diyagramı

1.Sistem Diyagram Açıklaması:

Diyagramda görüldüğü üzere, doğrudan ticari bilgisayara bağlı iki anahtar bulunmaktadır. Üretici referansı olan tek anahtarlı bağlantılarının^[5] yerine bu bağlantıının seçilmesinin sebebi, karta entegre anahtar bölümünde herhangi bir kısa devre olması durumunda sistemin aktif olmasını engellemektir. Ateşleyiciler sadece ortak GND ucundan karta bağlıdır. Ateşleyici pili anahtarı kapalı olduğu sürece kartın yaptığı işlemler ateşleyicilere etki etmemektedir. Uçuş öncesinde sırasıyla, 1. pil ünitesi anahtarı, Switch bölümü anahtarı, Ateşleme pili anahtarı el ile açılacak olup. Sistem apogee noktasını tespit ettiğinde Drogue GND bölümünü mosfet aracılığı ile aktifleştirerek ateşleme devresinin tamamlayıp paraşütlerin açılmasını sağlayacaktır.



Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



Görsel(2.2) Ticari Sistem Bağlantı Şeması [1]

Ticari Sistemin Bağlantı Türünün Seçimi:

Tasarladığımız ayrılma sisteminde görev yükü paraşütünün alt gövde paraşütü ile aynı anda açılması gerekmektedir. 1.Sistem Detay/1 slaytında da açıklandığı ve görselde gösterildiği gibi bu amaç doğrultusunda ateşleyicilerin ortak GND ucu, kartın Drogue-GND bölümüne bağlanacaktır . Üretici firmamın önerdiği ikili batarya sistemi kullanılarak daha güçlü ateşleme ve daha uzun kullanım süresi sağlanacaktır. Ticari sistemin güç kaynakları, üreticinin bize verdiği maksimum 9V 35 mAh^[6] enerji isteri bilgisi üzerinden asgari 6 saat çalışma süresini karşılayacak şekilde 9v 650mAh kapasitede seçilmiştir.



Aviyonik – 2.Sistem Detay/1



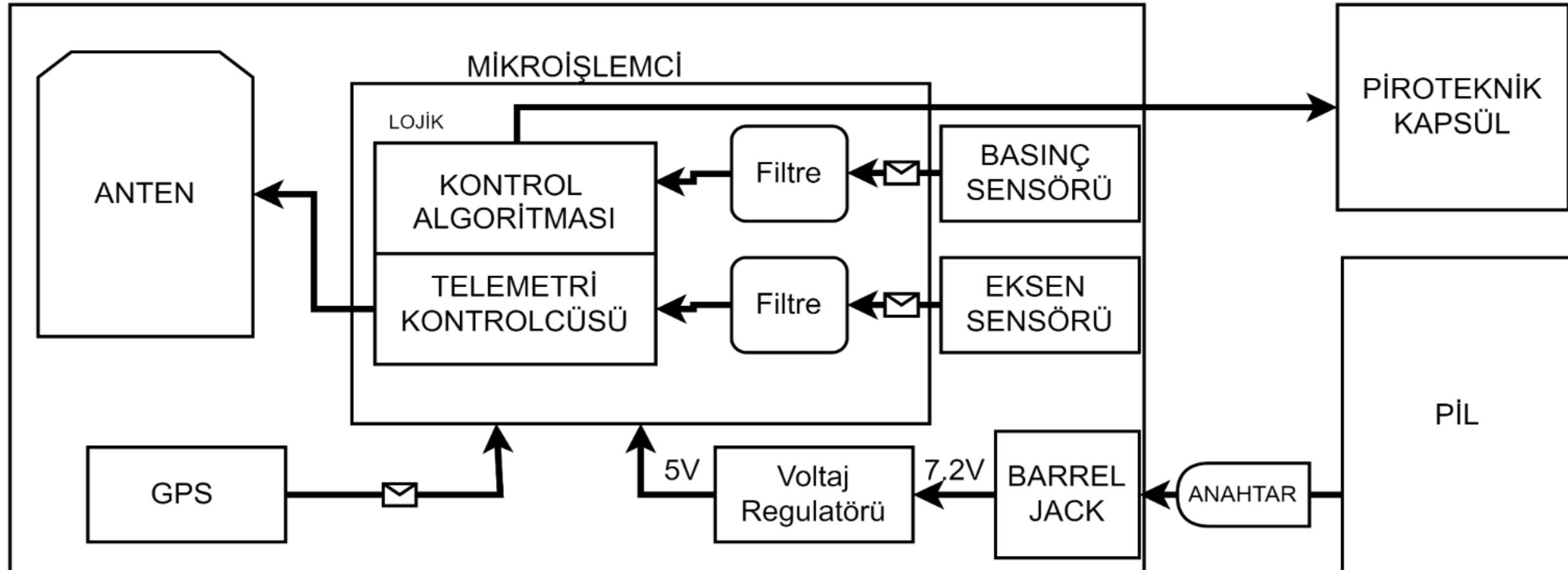
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Atmega/ 328p-AU/ Mikro işlemcisi	-	-
1. Sensör	BME /280/ Basınç Sensörü	Evet	Atmosfer basıncı değerlerine göre roketin apogee noktasının tespiti.
2. Sensör	Mpu /6050/ ivme ve eksen sensörü	Evet	Eksen ve ivme değerlerine göre roketin apogee noktasının tespiti.
Haberleşme Modülü	XBee PRO S3B/ xbp9b-dmst-022/ Haberleşme modülü	Hayır	-
GPS Modülü	u-blox/GY-NEO6MV2/ GPS modülü	Hayır	-
Sd Kart Modülü	Samiore Robot/Sd Kart Modülü	Hayır	-



Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



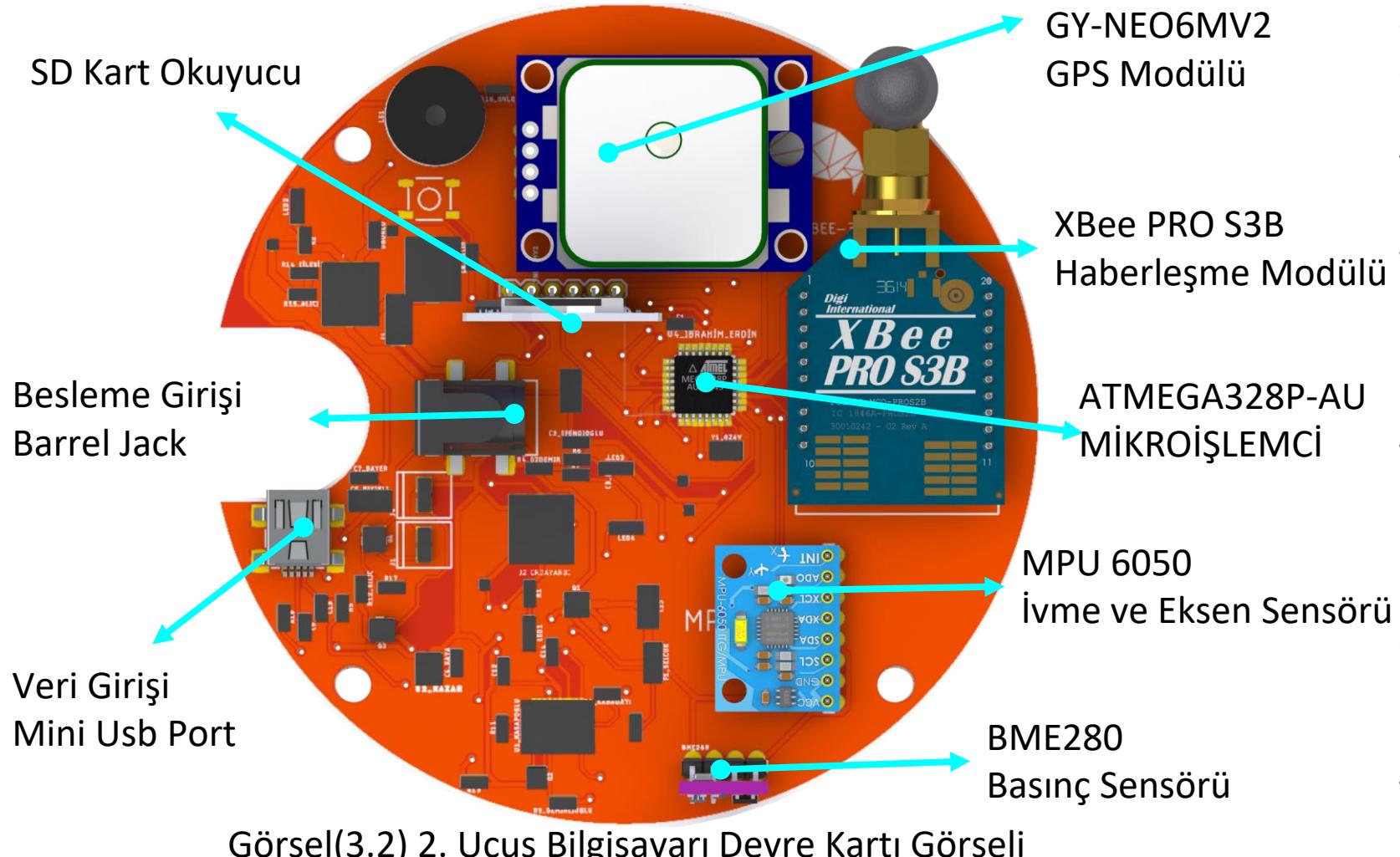
2. UÇUŞ BİLGİSAYARI DEVRE KARTI



Görsel(3.1) 2. Uçuş Bilgisayarı Devre Kartı Görseli



Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

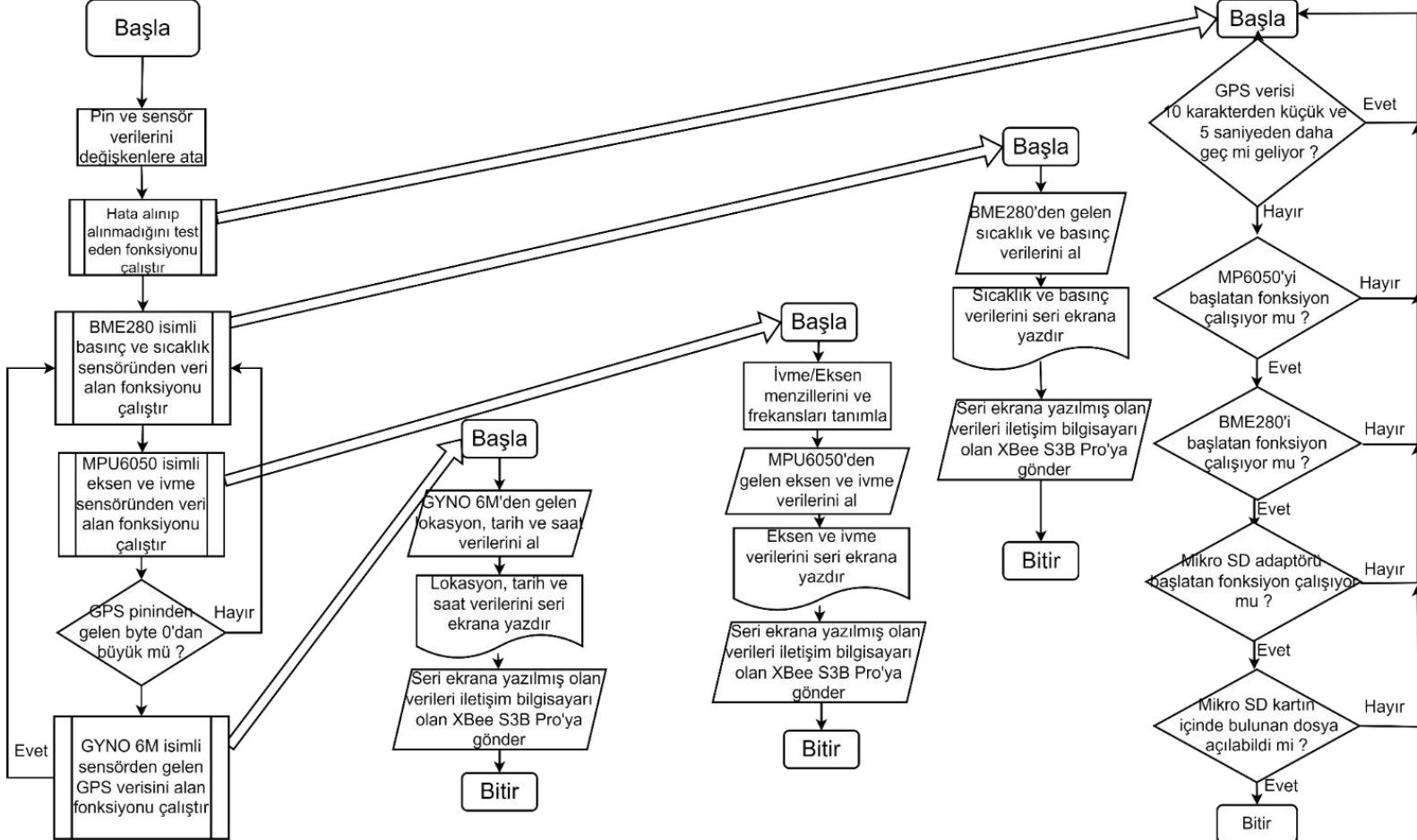


Sistemin tasarılanması ve üretimi:

Sistem, hata payını minimuma indirebilmek için bilgisayar ortamında Eagle programı ile tasarlanmıştır. Pcb kartının üretimi yurt dışı kaynaklı bir prototip üretim firmasına yaptırılmıştır. Bileşen dizimi aviyonik ekibimiz tarafından, folyo elek(stencil) ve krem lehim kullanılarak yapılmıştır. Aviyonik bloğundaki bilgisayarların roket titreşiminden etkilenmemesi için bütün sistemler bloğa sabitlenirken titreşim emici contalar kullanılacaktır. Kart üzerindeki sinyal hatları 0.5mm, voltaj besleme hatları 0.9mm kalınlığında çizilmiştir. Pasif elemanlar 0603 kılıf olarak kullanılmıştır. Kart maksimum kullanımda 430mAh enerji tüketmektedir. 2600mAh piller kullanılarak asgari 6 saat kullanım sağlanacaktır.



Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



Uçuş Algoritması Şeması

Uçuş yazılımı Atmega328p mikro işlemcisinin en çok kullanıldığı ve kendini kanıtladığı Arduino IDE üzerinde yazıldı. Yazılımımızın algoritma şemasını sol taraftaki görsel üzerinden inceleyebilirsiniz. Yazılımımız temelinde dört adet fonksiyondan oluşmaktadır. Algoritma şemasında bu dört fonksiyonun kendi algoritmalarını da inceleyebilirsiniz.



Aviyonik – 2.Sistem Detay/3



Kurtarma Sisteminde Kullanılan Parametreler ve Filtreler

Kurtarma sisteminde, veri elde edebilmek için basınç/sıcaklık sensörü, eksen/ivme sensörü ve GPS kullanılacaktır.

- BME280 isimli basınç ve sıcaklık sensöründen gelen veriler Kalman filtresi kullanılarak kontrol algoritmasına gönderilecektir. Kalmanfiltresi, tahmini veriler ile ölçülen veriler arasındaki hata payının iyileştirilerek en aza indirilmesini sağlayacaktır. Tahmini veriler ve gerçek zamanlı ölçülen veriler arasındaki farka Kalman kazancı denir. Hata payını en aza indirme işlemi ise şu şekilde gerçekleştirilir: Tahmini veriler hata ihtimalleri ile beraber hesaplanır. Sıradaki ölçümler yapıldığında bu tahmini veriler ağırlıklı ortalama ile güncellenir. BME280 sensöründe kullandığımız kurtarma sistemini tetikleyecek temel parametre atmosfer basıncı (hPa) olacaktır, sıcaklık verisi kurtarma sistemini tetiklemek için kesinlikle kullanılmayacaktır. Kalmanfiltresi sayesinde tolere edilmiş olan verilerin kurtarma sistemini yanlış bir zamanda tetiklememesi sağlanacaktır.
- MPU6050 isimli eksen ve ivme sensöründen gelen verilerin kendi filtreleme algoritması olduğundan dolayı gelen açı ve ivme verisi tolere edilebilir olacaktır. MPU6050 sensöründe kurtarma sistemini tetikleyecek olan temel parametre ivme ve eksen verileri olacaktır. Eğer roket, düşme açısına geçerse eksen sensörü sayesinde paraşütün açılması sağlanacaktır. Ayrıca roketin ivmesi sıfırlanırsa roketin düşüşe geçtiği algoritma tarafından tespit edilip paraşütün açılması sağlanacaktır.
- GPS ise roketin tam konumunu saptamak ve inişten sonraki yerini öğrenmek için kullanılacaktır, kurtarma sisteminin tetiklenmesinde GPS modülünden gelen veriler kesinlikle kullanılmayacaktır.

Bu sensörlerin olumsuz dış etkilerden etkilenmemesi için; BME280 sensörünün önü açık bırakılacaktır ve aviyonik bloğunda atmosfer basıncının iç basınçla eşitlenmesi için yeterli delik açılacaktır, GPS ve RF anteninin birbirinden etkilenmemesi için sinyal hatları farklı yerlerde konumlandırılacaktır.



Aviyonik – İletişim

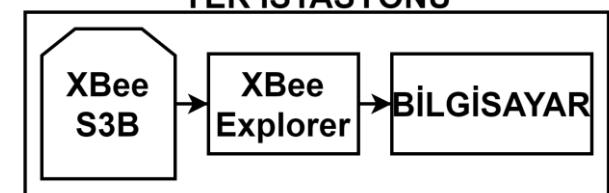


Yer İstasyonu:

Yer istasyonumuzda iletişim modülü olarak XBee-Pro S3B, XBee explorer ile birlikte kullanılacaktır. Anten olarak **2 dBi** kazançlı Sparkfun 900 mhz anten seçilmiştir. İletişim modülü 24 dbm çıkış gücü ve yüksek veri akışında -101 dbm [7] alım hassasiyetine sahiptir. XBee-explorer, bilgisayar ile XBee-Pro S3B arasında bağlantıyı sağlayacaktır. Roket ve görev yükü bilgisayarlarından yer istasyonuna basınç ve gps verileri iletilecektir, ayrıca eksen verisi sadece roket bilgisayarından iletilecektir.

$$Prx = Ptx + Gtx - Ltx - Lfs - Lm + Grx - Lrx[8] = 24 \text{ dBm} + 2 \text{ dBi} - 1 \text{ dBi} - 97.26 \text{ dB} - 1 \text{ dB} + 2 \text{ dBi} - 2 \text{ dBi} = -74.26$$

Link bütçesi hesabında yukarıdaki bütçe hesap formülü kullanılmıştır. Bu formüle göre 3000 metrelik sürüklenme durumunda alıcı modülün -74.26 dBm gücünde sinyal dinleyebilmesi gerekmektedir. Bu değer modülün minimum dinleme değerinin 26,74 dBm yukarısındadır.



Roket ve Görev Yükü Veri Paketi Tablosu

Byte	0	3	4-5	6	7-8	9	10	11	12-13	14	15-18	19	20	21	22
Roket Gövdesi	0x 3A	0X FF	ATM_ BASINÇ	0X FF	Paket_ NO	0X FF	İRTİFA	0X FF	Dikey _HIZ	0X FF	GPS KONUM	0X FF	DURUM	0X FF	0X3B
Görev Yükü	0x 3A	0X FF	ATM_ BASINÇ_1	0X FF	Paket_ NO	0X FF	İRTİFA _1	0X FF	Dikey _HIZ	0X FF	GPS KONUM	0X FF	0X3B		

Veriler 920mhz bandında aktarılıp, veriler arasında 0xFF ayracı konularak sınıflandırılmaktadır.



Aviyonik Prototip Testi



Algoritma Testleri:

Basınç Sensörü İle Algoritma Testi: Testimiz 6 Mayıs 2022 tarihinde Samsun Deneyap Teknoloji Atölyesinde yapılacaktır. Test için nihai devre kartımız kullanılacaktır. Nihai devre kartı bütün bileşenleri ve pilleri ile kapalı bir kaba yerleştirilecektir. Kabın içerisindeki hava elektrikli süpürge ile vakumlanarak irtifa artışı simüle edilecektir, daha sonra kap tekrar basınclandırılarak irtifa kaybı simüle edilecektir. Kap içerisindeki basınç azalmasının devre kartı tarafından tespit edilip piroteknik kapsülleri temsil eden fünyelerin ateşlenmesi beklenmektedir. Test boyunca veriler yer istasyonu konfigürasyonuna sahip bir bilgisayara iletilerek testin gerçek uçuşu daha iyi simüle etmesi hedeflenmektedir.

İvme ve Eksen Sensörü İle Algoritma Testi: Testimiz 6 Mayıs 2022 tarihinde Samsun Deneyap Teknoloji Atölyesinde yapılacaktır. Test için bütün bileşenleri montajlanmış şekilde nihai devre kartımız kullanılacaktır. Kart manuel açılandırılarak roketin düşüşe geçtiği anlardaki açılar simüle edilecektir. Uçuş bilgisayarının eksen ve ivme verilerini analiz ederek piroteknik kapsülleri temsil eden fünyeleri ateşlemesi beklenmektedir. Eksen ve ivme verileri test boyunca yer istasyonuna iletilerek gerçek uçuşun daha iyi simüle edilmesi hedeflenmektedir.

Kart Fonksyonellik Testi:

Testimiz 6 Mayıs 2022 tarihinde Samsun Deneyap Teknoloji Atölyesinde yapılacaktır. Test için bütün bileşenleri montajlanmış şekilde nihai devre kartımız kullanılacaktır. Karta enerji verildikten sonra üzerindeki buzzer iki kere ötecek 10 saniye beklendikten sonra karta bağlı olan iki fünye bir saniye aralıklarla sırayla kart tarafından ateşlenecektir.



Aviyonik Prototip Testi



İletişim Testleri:

Testimiz 10 Mayıs 2022 tarihinde Engiz Sahilinde bütün bileşenleri montajlanmış nihai devre kartımızla yapılacaktır. Yer istasyonu konfigürasyonuna sahip bir bilgisayar ile uçuş bilgisayarımızın arasında radyo bağlantısı sağlanacaktır. Bağlantısı sağlanan uçuş bilgisayarı bir araç aracı ile yer istasyonundan 3.5km uzaklaştırılarak veri akışının devamlılığı test edilecektir. Veri akışının sürekliliğinden emin olduktan sonra sırasıyla; GPS, basınç, ivme ve eksen verileri aktarılması hedeflenmektedir. Düzenli akışa ulaşıldıkten sonra veri akışı kesilene kadar yer istasyonundan uzaklaştırılarak maksimum haberleşme menzili belirlenecektir.

TEST TAKVİMİ	NİSAN	MAYIS	HAZİRAN	TEMMUZ	AĞUSTOS
Prototipleme					
Sistem testleri					
Algoritma testleri					
Elektronik kart testleri					
İletişim ve yer istasyonu testleri					
Roket entegrasyon					



Bütçe



	MALZEMELER	ÖZELLİKLERİ	ADET	FİYAT	TOPLAM FİYAT
AVİYONİK MALZEMELER	Haberleşme Modülü	Digi XBee PRO 900HP S3B	3	848,86	2546,58
	Anten	820 Mhz - 960 Mhz RP SMA	3	92,67	278,01
	GPS modülü	GY-NEO-6M	2	41,03	82,06
	6 Eksen İvme ve Gyro Sensörü	MPU6050	1	36,69	36,69
	Mikroişlemci	ATMEGA328P-U-AU	1	120,89	120,89
	Konnektör	DC Barrel Power Jack SMD	2	40,95	81,9
	Konnektör	USB Mini-B SMD	2	40,95	81,9
	Mikrodeneyleyici ve Kamera Elektronik Kart	Deneyap Elektronik Geliştirme Set PCB Kart üretimi (kargo dahil)	1	426	426
	Krem Lehim	Amtech NC-559-ASM	1	104,33	104,33
	Şarj Edilebilir Pil	Orion 650 mAh 9V Li-Ion	2	69,05	139,3
	Üdü Pil Yuvası	18650 pilleri için	2	8,9	17,8
	Şarj Edilebilir Pil	3,7V 1800 mAh Li-Polymer	1	99	99
	Şarj Edilebilir Pil	GP 6'Lı ReCyko 2700 Ni-Mh	1	230	230
	Pil Şarj Cihazı	GP 6'Lı ReCyko 2700 Ni-Mh	1	155	155
	RRC3Sport Altimeter	Ticari Sistem	1	1550	1550
BAĞLANTI MALZEMELERİ	M5 Havşa Bağlı Vida		36	8	8
	M4 Havşa Bağlı Vida		16	20	20
	M8 Mapa		4	21	84
	M10 Mapa		4	27	108
ÜRETİM MALZEMELERİ	Ana Paraşüt			5.062 m ²	250
	Görev Yükü Paraşütü			1.464 m ²	70
	Cam Fiber Kumaş	Ripstop Kumaş			
	Alüminyum Çubuk	Epoksi uyumlu kumaş	32 m ²	140	4000
		100 mm çap, 120 mm boy	1	350	350
		150 mm çap, 500 mm boy	1	3175	3175
	Alüminyum Levha	200x500	1	525	525
	Peel Ply Soyma Kumaşı	83gr/m ²	1	86,64	86,64
	Vakum Sızdırmazlık Bandı	15 metre	1	158	158
	Vakum Battaniyesi Keçesi	150gr/m ²	1	114,35	114,35
	Elastik Şok Kordonu	10 metre	1	200	200
	Release Film Delikli Nylön	150 cm	4	95	380
	Vakum Nylonusu G-bağ	150 cm	1	67,16	67,16
	İnfuzyon Vakum Hortum	10x12mm	3	33	99
	Kalıp Ayırıcı Vaks	1 kg	1	125	125
	Ptfe Teflon Kumaş Yapıksansız	0,13 mm	6	280	1680
	Epoksi Esaslı Elyaf Laminasyon Regnesi	2 kg	1	480	480
	Cam Yünü	en:120 cm, boy:100cm	1	60	60
	Epoksi Hava Alma Rulosu	18x100mm	1	25	25



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.3	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabılır.		2	Takımımız lise öğrencilerinden meydana gelmektedir.
3.1.8	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Yarışmaya HÜRKUŞ Roket Takımı olarak katılım sağlamaktayız.
3.1.9	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takımımız 6 kişiden oluşmaktadır.
3.1.10	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.			Takımımızdaki hiçbir üye farklı bir roket takımında yer almamaktadır.
3.1.11	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	Takımımızın yalnız 1 danışmanı vardır ve ilgili maddelerde bulunan söz konusu gereksinimleri karşılamaktadır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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.			Takımımız yalnızca Lise Alçak İrtifa kategorisinden başvurusu yapmıştır.
3.1.13	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		4	Yarışmaya yalnız 1 roketle katılım gösterilecektir.
3.1.14	Son başvuru tarihinden sonra yapılan başvurular değerlendirilmeyecektir.			Başvurumuz 28 Şubat'tan önce yapılmıştır.
3.1.15	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.			Hazırlanan kontrol listesi, dokümantasyonların standartlara uygun olduğunu göstermektedir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.20	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.			Gereksinimlerin tümü karşılaşacak şekilde kapsamlı proje planı oluşturulmuştur.
3.1.22	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		2	Takım üyeleri ve takım danışmanımız KTR raporunda listelenmiş olup ileride hazırlanacak diğer raporlarda da aynı şekilde listlenecektir.
3.1.23	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.		31,32,33	Roketimizde şartnamede lise kategorisinde kullanılması gereği belirtilen L-1050 motoru kullanılmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.24.5	Lise takımlarının öğretmen danışmanları kendi okullarından olmak şartıyla fen bilimleri alanından bir öğretmen veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen olmalıdır. (Bu koşul DENEYAP ve BİLSEM kurumlarından kurulan takımlar için uygulanmayacaktır).		2	Takımımız Samsun DENEYAP Atölyesi'nde kurulmuş olup danışmanımız Adem ÜNLÜ DENEYAP Teknoloji Atölyeleri'nde eğitmen olarak görev yapmaktadır.
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.			İletişim sorumlusu olarak Hürkuş Roket Takımı danışmanı Adem ÜNLÜ seçilmiştir.
3.1.27	Süreçlerin (Başvuru Yapma, Rapor Yükleme Son Tarih, Doldurulması Gereken Form vb.) takibi iletişim sorumlusunun görevi olup iletişim sorumlusundan kaynaklı gecikmeler ve/veya aksaklılıklardan TEKNOFEST yarışmalar komitesi sorumlu değildir.			Hürkuş Roket Takımı iletişim sorumlusu süreç takibi konusunda tüm sorumluluğu üstlenmektedir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.1.28	Başvurular 28.02.2022 tarihine kadar www.t3kys.com başvuru sistemi üzerinden çevrimiçi olarak yapılır.			Başvuru belirtilen tarihten önce yapılmıştır.
3.2.1.1	Takımlar, fırlatma sonrası rokete ait tüm bileşenleri (alt bileşenler ve sistemler dahil) ve Görev Yükünü tekrar kullanılabılır şekilde kurtarmaktan sorumludurlar. Kurtarmayı sağlamak için paraşütlerin kullanılması zorunludur.		37,38,39,43,45	Görev yükü ve roket alt bileşenleri tekrar kullanılabilecek şekilde paraşütle kurtarılacaktır.
3.2.1.2	Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri Lise Kategorisinde tek paraşütle kurtarılırken Görev Yükü tüm kategorilerde roket bileşenlerinden farklı bir paraşütle kurtarılacaktır.		5	Roketimizin kurtarılması tek paraşütle sağlanacaktır ve görev yükü bu paraşütten farklı bir paraşütle kurtarılacaktır.
3.2.1.4	Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü açmakla yükümlüdürler.		5,39,40	Görev yükümüz şartnamedeki söz konusu maddeye uygun olarak tepe (apogee) noktasında açılacaktır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.1.6	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		38,39	Ayrılmalar, roketimiz tepe (apogee) noktasına ulaşınca gerçekleşecektir.
3.2.1.7	Lise kategorisindeki roketler Şekil 2'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5	Roketimiz şartnamede belirtilen operasyon konseptini yerine getirecek şekilde tasarlanmıştır.
3.2.1.8	Lise kategorisindeki roketlerin tek bir paraşüt ile kurtarılması sağlanacaktır (İkincil paraşüt olmayacağı). Takımlar, paraşütün uçuşun tepe noktasında açılmasını sağlayarak roketi kurtarmaktan ve görev yükünü de tepe noktasında roketten ayırmaktan yükümlüdürler.		5,38,39,40	Roket apogee noktasına ulaştığı anda görev yükü roketten ayrılacak ve roketimiz tek paraşütle kurtarılacaktır.
3.2.1.10	TEKNOFEST Roket Yarışmasında takımların kullanacağı motorlar Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek olup takımlar ayrıca motor tedariki yapmayacaktır.		31,32	Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek olan L-1050 motor kullanılacaktır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.1.11.1	TEKNOFEST Roket Yarışmasında Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak motorlar her kategori için standart olup Lise Kategorisi için L1050 model motor kullanılacaktır.		31,32,33	Roketimizde şartnamede lise kategorisinde kullanılması gereği belirtilen L-1050 motoru kullanılmıştır.
3.2.1.14	Takımların motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapması yasaktır.		31,32,33	Motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapılmamıştır.
3.2.1.15	Lise, Orta ve Yüksek İrtifa kategorilerinde paralel ya da seri kademeli roket tasarımları ve küme (ing. cluster) denilen tek gövde içerisindeki çoklu motor sistemleri yarışma konseptine dâhil değildir.		4,31,32,33	Roketimiz tek kademeli olmakla birlikte yalnızca 1 adet roket motora sahiptir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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 tasarımları yapılması kabul edilmeyecektir.		31,32,3 3	Motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım yapılmıştır.
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 bulunacaktır.		5,39,40, 47,48	Roket ve görev yükünün paraşütleri birbirinden bağımsızdır. Hem roket hem de Görev yükünün üzerinde GY-NEO6MV2(GPS) ve XBEE-PRO s3b(Radyo vericisi) içeren bilgisayar sistemleri bulunmaktadır.
3.2.1.21	Takımların “Open Rocket Simulation” menüsüne (Şekil 3) uygun olarak yörunge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur. Open Rocket dosyasına Şekil 3’te belirtilen simülasyonu eklemeyen takımlar değerlendirmeye alınmayacaktır		4	Open Rocket simülasyon ayarları şartnamede belirtilen kriterlere uygundur. Aldığımız simülasyon verileri bu koşullara göre hesaplanmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.1.23	Takımlar Görev Yüklerini “Unspecified Mass” ismiyle girmeyecektir. Görev Yükü “PAYLOAD” 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.		47,48	Görev yükümüz payload olarak adlandırılmış olup kütlesi minimum gereksinimin üzerinde kalarak 4050 gramdır. Söz konusu şekildeki değerler simülasyona girilmiştir.
3.2.2.4.1	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.		39,40	Kurtarma için tek bir paraşüt kullanılacaktır.
3.2.2.4.2	Lise kategorisinde kullanılan tek paraşüt ile roketin ve parçaların hasar görmemesi için paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		43,44,45, 46	İstek dikkate alınarak gerekli hazırlık yapılmıştır.
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.		38,39,40 48	Görev yükümüz tek başına kendi paraşütyle bağımsız olarak indirilecektir. Söz konusu istek Operasyon Konsepti 2 ve Uçuş Profil Tablosu'nda detaylandırılmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.2.6	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçleri (kara barut vb.), hidrolik mekanik ya da soğuk gaz içeren bir sistem kullanılabilir.	Yeşil	38,42	Kurtarma sisteminde kara barut kullanılmıştır.
3.2.2.7	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticârî olmayan basınçlı kapların kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.	Yeşil	43,44	Ticârî olmayan basınçlı kaplar kullanılmamıştır.
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.	Yeşil	42	Tarafımızca mal edilen piroteknik malzeme kullanılmamıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.2.9	Sahaya piroteknik malzeme getiren takımlar elenecektir.		5,42	Sahaya piroteknik malzeme getirilmeyecektir.
3.2.2.10	Yarışmada kullanılabilecek ticâri basınçlı kapların entegrasyon alanında doldurulması gerekmektedir. Ticari basınçlı kapların atış alanında doldurulması kesinlikle yasaktır.		5,40	Söz konusu kaplar entegrasyon alanında doldurulup hazır hale getirilecektir.
3.2.2.11	Takımlar, tüm etiketleri aldıktan sonra sıcak gaz üreteçlerini hakemlerden teslim alacaklar ve hakem kontrolünde roketlerine entegre edeceklerdir.		5,38	Takımımız gerekli tüm etiketleri aldıktan sonra sıcak gaz üreteçlerini hakemlerden teslim alacaktır ve hakem kontrolünde roketimize entegre edecektir.
3.2.2.12	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		39	Sistem üzerindeki haberleşme bilgisayarları 920mhz bandında kesintisiz GPS paylaşmaktadır



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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).		43,44	Roketimizde yer alan paraşütler birbirinden farklı renktedir ve çıplak gözle uzaktan rahat seçilebilir olacaktır.
3.2.2.14	Takımlar, kurtarma işlemlerinde Görev Yükü ve roketin tüm bileşenlerini azami bir saat içerisinde bulmakla yükümlüdür.		47,48	GPS'den alınan bilgiler ışığında kurtarma işleminin bir saat içerisinde sonlanması için gerekli hazırlıklar yapılmıştır.
3.2.2.15	Alan gereksinimlerinde detayları açıklanan telemetri verisi paylaşma kuralları çerçevesinde konum verisini aktarmayan takımlar uçuş sonrası kurtarma operasyonuna çıkamayacaklardır.		4,47,48	Konum verisi söz konusu kurallar çerçevesinde aktarılacaktır.
3.2.3.1	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		47,48	Görev yükümüz 4.05 kg kütle ile asgari gereksinimin üzerindedir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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 ayrılmasının sağlanacak şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		4	Görev Yükü iki gövdeyi birbirine bağlayan entegrasyon gövdesinde bulunmaktadır ve rahat bir şekilde sistemden ayrılması sağlanacaktır.
3.2.3.3	Lise kategorisinde asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.		47,48	Görev yükümüz 4.05 kg kütle ile asgari gereksinimin üzerindedir.
3.2.3.7	Bilimsel bir görevi yerine getirmeye yönelik Görev Yükleri canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme veya radyoaktif materyal bulunduramaz ve çevreye/canlılara zararlı olamazlar.		47,48	Görev yükünde canlı organizma, aşındırıcı kimyasal malzeme veya radyoaktif materyal bulunmamaktadır. Bütün bilimsel veriler BME280(basınç ve sıcaklık sensörü) tarafından çevreye zararı olmayacak şekilde ölçülmektedir.
3.2.4.1	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		4,13	Roketimiz ses altı hızda uçacak şekilde tasarlanmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.4.3	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır.	18,19		Roketimizin parçalarının dış çapları aynı değerdedir.
3.2.4.4.	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.	4		Roketimiz uçuş kontrol yüzeyleri sabit olacak şekilde tasarlanmıştır.
3.2.4.5	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.	4		Roketin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olacak şekilde tasarlanmıştır.
3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdır.	4		Stabilite değerlerimiz 0.3 mach için hesaplanıp istenilen değerler aralığındadır
3.2.4.7	Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 dir.	4		Roketimiz rampadan asgari çıkış hızına uygun olacak şekilde tasarlanmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılık a Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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.		21	Roketimizde basınç değerini sağlamak için delikler açılmıştır.
3.2.5.2	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yük'lere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yük'lere dayanıklı olmalıdır. Orta irtifa, Yüksek irtifa ve Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.		12,16,20 ,29	Roketimiz uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yük'lere karşı dayanıklı olacak şekilde tasarlanmıştır.
3.2.5.3	Aerodinamik yüzey 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.		1-66	Roketimizin tasarımında aerodinamik yüzey malzemesi olarak PVC, sıkıştırılmış kağıt/kraft ve PLA kullanılmamıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.5.4	Kullanılacak mapaların 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.		20	Kullandığımız mapalar tek parça ve dövülmüş çelikten imal edilmiştir.
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.		11,13,22	Burun omuzluğu ve entegrasyon gövdeleri şartnamede yazan değerlere uygun olarak tasarlanmıştır.
3.2.5.6	Takımlara kaydırma ayakları TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından yarışma alanında Görev Yükü tartılması sonrasında verilecektir.		21,47,48	Roketimiz kaydırma ayakları sonradan takılabilen şekilde tasarlanmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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.		21	Roketimiz kaydırma ayakları uygun yerlerde bulunacak şekilde tasarlanmıştır.
3.2.5.9	Roket kesit alanında çıktı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçaların (bu kapsamında sadece sensör, anten ve kamera gibi zarurî elemanlara izin verilecektir) roketin yanması bittikten sonra kütle merkezinin ilerisinde yer olması sağlanacak şekilde önceden sabitlenmiş olmalıdır.		4	Roketimizin yapısal ve aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçalar roketin yanması bittikten sonra kütle merkezinin ilerisinde yer olması sağlanacak şekilde önceden sabitlenmiş olarak tasarlanmıştır.
3.2.5.10	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır.			Roket tasarımımız şartnamede belirtilen maddeye uygun olacak şekilde tasarlanmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.5.11	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerekiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		31,32	Roketimizin motoru demonte edilebilir şekilde tasarlanmıştır.
3.2.6.1	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		51	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarları tarafından birbirinden bağımsız olarak yönetilmektedir.
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.		57,58,59	Haberleşme bilgisayarı 2.uçuş kontrol bilgisayarına entegre görev yapmaktadır.
3.2.6.3	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur)		51,52	Sistemimizde iki (2) adet uçuş kontrol cihazı bulunmaktadır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.4	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.		51,52,53,55,56,54	Sistemimizdeki iki (2) adet uçuş kontrol cihazından bir (1) adeti ticari(RRC3 "SPORT" ALTIMETER) sistemdir.
3.2.6.5	Özgün uçuş kontrol bilgisayarı geliştiren Lise takımları geliştirdikleri uçuş kontrol bilgisayarını (yedek uçuş kontrol bilgisayarı olarak) ticari bilgisayara (asıl uçuş kontrol bilgisayarı olarak) ilave olarak kullanabilirler. Bunu tercih eden Lise takımları özgün tasarım ödülü değerlendirmesine alınacaktır.		51,52,57,58,59,60,61,62	Sistemimizdeki iki (2) adet uçuş kontrol cihazından bir (1) adeti özgün uçuş kontrol cihazıdır. Özgün uçuş kontrol cihazı ticari sisteme ek olarak kullanılmaktadır.
3.2.6.6	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayrıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		59,60,61,62	Ticari sistemimizde konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmamaktadır. Ayrıca haberleşme sistemi geliştirilmemiştir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.9	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		51	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları arasında batarya dahil olmak üzere herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır
3.2.6.10	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		51,52,54,55,56,58	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. Her bilgisayarın kendisine ait; işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması bulunmaktadır.
3.2.6.11	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		51	Uçuş kontrol bilgisayarları ayrılma sistemi eyleyicilerine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmıştır.
3.2.6.12	Uçuş kontrol bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğer roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.		51	Uçuş kontrol bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğer roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirebilmektedir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.13	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		51,53,54 ,55,56	Ticari Uçuş Kontrol Bilgisayarı Teknofest Roket Yarışması Hakem Heyeti'nin onayladığı bir modeldir. Özgün Uçuş Kontrol bilgisayarında basınç ve eksen sensörleri bulunmaktadır. Uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmaktadır
3.2.6.14	Bütün uçuş kontrol bilgisayarlarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		51,53,57 ,59	Bütün uçuş kontrol bilgisayarlarında bir (1) adet basınç sensörü bulunmaktadır.
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).		51,53,58 ,59	İki (2) uçuş kontrol bilgisayarında da bir(1) adet basınç sensörü bulunmaktadır.
3.2.6.16	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		57,60,61	Uçuş kontrol algoritmasında sadece basınç ve eksen sensöründen gelen veriler kullanılmaktadır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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).		51	Ayrılma sistemlerine bağlı eyleyiciler yedekli değildir
3.2.6.18	Eğer eyleyici tek ise, ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilmelidir. Bu eyleyici sistemler kontrollsüz bir şekilde çalışmamalıdır (Örneğin sistemin açılışı ve kurulumu) ve istemsiz olarak kurtarma sisteminin aktive edilmediğinden emin olunmalıdır.		54,55,56 ,57,59	Eyleyici tektir, eyleyici sistem istemsiz çalışmayacak şekilde dizayn edilmiştir.
3.2.6.20	Bütün takımların, roketlerinden ve görev yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		47,48,50 ,62	Yer istasyonumuz roketten ve görev yükünden anlık olarak veri almaktadır.
3.2.6.21. 1	Roketlerin kurtarılmasına çıkışması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		59,62	Rokete ait konum verisini anlık olarak yer istasyonuna iletmektedir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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.	Yeşil	60,62	Aviyonik sistemler iki (2) dakikadan kısa bir sürede yer istasyonu ile iletişim kurabilecek şekilde dizayn edilmiştir.
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.	Yeşil	62	Alıcı verici antenleri menzilleri dikkate alınarak seçilmiştir, seçilen modüller sayesinde yeterli menzile ulaşılabilmektedir.
3.2.6.23	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.	Yeşil	62	RF modülün menzili değerlendirilerek uygun anten ve frekans seçimi yapılmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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 kapsamında gerekli koruyucu önlemler alınmalı, tasarım doğrulama aşamasında ilgili testler gerçekleştirilmeli ve sonuçları ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		59	Roket üzerindeki aviyonik sistem bloğu, titreşim ve basıncın elektronik devrelere en az şekilde yansıtacak şekilde tasarlanmıştır.
3.2.6.25	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir.		5	Uçuş bilgisayarlarının anahtarları açıp kapatılabilecek şekilde dizayn edilmiştir. Roket rampada iken kontrol edilecektir.
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.		4,20	Uçuş bilgisayarlarının anahtarları rampada iken açıp kapatılabilecek şekilde dizayn edilmiştir. Anahtarlamalar gövde dışarısında rokete yatay olarak yapılacaktır, anahtarlar için herhangi bir ek alet gerekmemektedir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.28	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		47,48	Görev yükü içerisinde yer alan elektronik sistemler roket gövdesi üzerinden aktifleştirilebilecek şekilde tasarlanmıştır.
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 elemanın herhangi bir sistem elemanıyla (LED göstergeler, güç çeviriciler, regülatorler de dahil olmak üzere) bağlantısı olmayacağıdır.		54,55,56 58	Bütün güç kaynağı bağlantılarımız herhangi bir devre elemanından önce bir anahtara bağlanmıştır. Anahtarlar aktifleştirilmediği sürece hiçbir alt sisteme enerji akışı olmamaktadır.
3.2.6.30	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.		48	Görev yükü bilgisayarımızda kullanacağımız Li-Po pil için Li-Po Safe Bag kullanılacaktır.
3.2.6.31	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.		48	Sistemlerde bulunan bütün piller, güvenlik önlemleri birinci planda olacak şekilde kullanılacaktır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.6.32	Kullanılacak piller roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.		56	Bütün piller, roketin alt sistemlerinin enerji ihtiyacını asgari altı(6) saat karşılayabilecek şekilde seçilmiştir.
3.2.6.33	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		60,61	Uçuş algoritmasında ayrılma sekanslarını tetikleyecek; roketin irtifasının düşmesi veya roketin düşme açılarına ulaşması olmak üzere iki(2) adet kriter bulunmaktadır.
3.2.6.34	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		60,61	Karar verme parametrelerinde sensör verilerinden esas alınmaktadır.
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 ilgili tasarım raporlarında detaylı anlatılmalıdır.		59,61	Veriler kalman filtresinden geçirilecek, hataların önüne geçilecektir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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.	Yeşil	58,59,60,61	Özgün uçuş kontrol bilgisayarı, Görev Yükü bilgisayarı ve tüm uçuş algoritmaları takım üyelerinin özgün tasarımıdır. Takım üyeleri özgün bilgisayarların yapısı ve algoritması hakkında detaylı bilgiye sahiptir.
3.2.6.37	Kullanılacak ticari uçuş kontrol bilgisayarlarının EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden seçilmesi gerekmektedir.	Yeşil	51,53,55	Seçilen ticari uçuş kontrol bilgisayarı EK-7'de yer alan listedeki ürünlerden seçilmiştir(RRC3 "SPORT" ALTİMETER)
3.2.7.1	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.	Yeşil		Roketimizin tasarım ve üretim süreçleri boyunca kullanılan malzeme ve yöntemler belirlenirken insan sağlığı ve çevreye verdikleri zararlar detaylı incelenmiş ve zararsız malzeme ve yöntemler tercih edilmiştir.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
3.2.7.2	Tasarım, insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte (gürültü etkilerine ve belirsizliklere karşı dayanıklı) olmalıdır.			Tasarımızımız oluştururulurken her türlü dış etmen göz önüne alınarak roketimizin bunlardan asgari ölçüde etkilenmesi sağlanmıştır. İnsan hatasını en aza indirmek için olabildiğince sade bir tasarım yapılmıştır.
3.2.7.3	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.		101,104	Roketimizin tasarım, üretim ve test süreçleri boyunca detaylı planlar ve riski en aza indirmek için gerekli çalışmalar yapılmıştır. Bu çalışmalar KTR'de belirtilmiştir.
3.2.7.4	Tasarım, üretim, entegrasyon ve atış günlerinde güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmeli, gerekli tedbirler eksiksiz planlamalı ve icra edilmelidir.			Roketimizin tasarım sürecinin başlangıcından beri ileride oluşabilecek her türlü risk değerlendirilmiş ve gerekli önlemler planlanmıştır.
3.2.7.5	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.		101,104	Söz konusu aşamalarda oluşabilecek risklerin tespiti için detaylı bir risk analizi yapılmış ve oluşabilecek riskler KTR'de listelenmiştir. Alınacak önlemler planlanmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
4.1.1	<p>Yarışmacı takımların hazırladıkları raporlarda başka takımların güncel veya geçmiş rapor içeriklerinden kopya çekmek, ortak çalışma/test/analiz yapmak yasaktır. Tespit edildiği takdirde söz konusu takımlar diskalifiye edilecektir. Bu durum, takımlar birbirlerinin raporlarına ve çalışmalarına referans vererek paylaşım yapsalar da yasaktır.</p>			Raporumuzda diğer takımların içeriklerinden kopya çekilmemiştir ve herhangi bir takımla ortak çalışma yapılmamıştır.
4.1.2	<p>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.</p>		105,106	Rapor içeriğimizde kendi üretmediğimiz içerikler referans verilerek kullanılmıştır.
4.1.3	<p>Takımların, referans verecekleri içeriklerde APA referans tipini kullanmaları gerekmektedir.</p>		105,106	Referans verdığımız içeriklerde gereksinim doğrultusunda APA referans tipi kullanılmıştır.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
4.1.4	İlgili raporların (ÖTR ve KTR) teslimatında takımlar tarafından kontrol listesi doldurulacak ve Yarışma Komitesine raporla birlikte teslim edilecektir. Örnek kontrol listesi EK-1'de sunulmuştur.		66-100	Kontrol listesi doldurulmuştur ve KTR'ye eklenmiştir.
4.1.5	Tablo 2 ve Tablo 3'te raporların diskalifiye kriterlerine örnekler (geçmiş yıllarda uygulanan kriterler) sunulmuş olup güncel diskalifiye kriterleri yarışma boyunca güncellenmektedir			Güncel diskalifiye kriterleri incelenmiş ve KTR süreci için gereken yönde aksiyonlar alınmıştır.
4.1.6	Her raporlama aşaması, bir öncekinin diskalifiye kriterlerini de kapsayacaktır.			ÖTR ve KTR için olan diskalifiye kriterleri incelenmiş olup AHR sürecine geçilmesi durumunda da dikkate alınacaktır.
4.3.1.	Takımlar, Kritik Tasarım Raporunda (KTR) tasarımlarının nihai üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli analiz ile testleri yapmaktan ve sunmaktan sorumludurlar.		49,50,63 ,64,4	Roket tasarımımızın; üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye uygun olduğunu kanıtlayan gerekli analiz ve testler Kritik Tasarım Raporu içinde sunulmuştur.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
4.3.2	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır			Roketin, araç gereksinimleri ve görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına dair tüm kanıtlar Kritik Tasarım Raporu ve ek belgeler içerisinde sunulmuştur.
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).		103-106	Hata Modları ve Etkileri Analizi son haline getirilmiş ve KTR'ye eklenmiştir.



Kontrol Listesi



Madd e No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
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 tasarımda gösterilmeli ve anlatılmalıdır.		34,35,36	Roket entegrasyon videoları CAD programı üzerinden hazırlanmış ve roket tasarımda yer alan her detay CAD tasarımda gösterilmiştir.
4.3.6.	Sistem entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmalıdır. (Yani, "Zorlu Görev kategorisi için kademeler birbirlerine nasıl bağlanır" "Burun gövdeye nasıl bağlanır", "Paraşüt gövdeye nasıl bağlanır", "Motor yeniden çıkartılabilen şekilde gövde içerisinde nasıl sabitlenir" vb. gibi sorulara yanıt niteliğinde, tüm sistemlerin montajının detayları CAD programından alınmış görseller ile desteklenerek sunumda anlatılmalıdır).		10,11,14,15, 118,19,22- 28	Sistem, entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmış ve CAD görselleri ile desteklenmiştir.
4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğini bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		12,16,20,29, 22,23,24,25, 26,27,28	Roket tasarımda yer alan tüm sistemlerin malzeme üretim ve montaj bilgisi KTR içeriğinde detaylı olarak sunulmuştur.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
4.3.8.	Zaman, üretim ve test planlarının hazırlanmış olması gerekmektedir (Planların içerisinde hangi hafta hangi üretimlerin yapılacağı, hangi tarihlerde bileşenlerin test edileceği gibi detaylı bilgilere yer verilmelidir).			Roketimizin; zaman, üretim ve test planları hazırlanmıştır.
4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunu kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		50,51	Roketimizin analiz ve test sonuçları Teknofest Roket Yarışması Komitesine sunulacaktır.
4.3.11.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üreteceğine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklenileri) KTR'de sunulmalıdır.			Roketimizde kullanacağımız barutlu kurtarma sistemini baz alan analizler KTR'de sunulmuştur.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
4.3.12.	Raporu destekleyici “.ork” uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir			Open Rocket dosyaları “.ork” uzantılı bir şekilde rapor ile birlikte teslim edilmiştir.
4.3.13.	Takımların KTR’de istenilen tüm bilgileri ilgili bölümlerde sunmaları beklenmektedir. Raporun yanlış yerlerine eklenmiş bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.			Roketin tasarımları ile ilgili bilgilendirmeler ve anlatımlar ilgili bölümlerde sunulmuştur.
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 gereğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde puan eksiltmesi uygulanacaktır.			KTR’de yer olması gereklili olan bilgiler, Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun ve anlaşılır biçimde rapor içerisinde sunulmuştur.



Kontrol Listesi



Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
4.3.16	Takımların sunacağı KTR'nin TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından etkin ve verimli değerlendirilmesi için "Giriş Kriterleri" bulunmaktadır. Takımların KTR'de sunmaları beklenen çıktıların Giriş Kriterlerine uyması beklenmektedir. Aksi halde KTR hiçbir şekilde değerlendirmeye alınmayacağındır. Eğer "Giriş Kriterleri" sağlanmışsa, KTR için "Çıkış Kriterleri" dikkate alınarak hakemler tarafından değerlendirme yapılacaktır. Giriş ve Çıkış Kriterleri tasarım raporları şablonları ile birlikte duyurulacaktır.			Roketimizin belirlenen kriterlere uygun olduğu Kritik Tasarım Raporu ve ek belgelerde yer alan bilgiler ile kanıtlanmıştır.
4.3.17	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR'de belirtilecektir		54,55,56, 58,62	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR'de belirtilmiştir.
4.3.19	KTR'de takımların diskalifiye olma sebepleri Tablo 4'te belirtilmiştir.			Tablo dikkate alınmıştır.



HTEA*

Hata Türleri ve Etkileri Analizi



HATA TÜRLERİ VE ETKİLERİ ANALİZİ TABLOSU												
Hata No	Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
HT-1	Barut	Barutun başarılı bir şekilde ateşlenmesi	Barutun erken veya geç patlaması	Ateşleme sistemi sorunlu çalışması	Uçuş	Ateşleme sisteminin bozulması	Paraşütün yanlış zamanda açılması	Görsel muayene ve insan-kullanıcı arayüzünde yer alan uyarı mesajları	Ateşleme sisteminin uygun şekilde dizayn edilmesi	Ateşleme sistemi bağlanmadan önce elektronik sistemin kontrol edilmesi	Ateşleme sisteminin yedekli olması	10
HT-2	Paraşüt	Paraşütün doğru zamanda açılması	Paraşütün erken açılması	Yanlış okunan veriler	Uçuş	Paraşütün yanlış zamanda açılması	Roketin erken iniş sağlamaası veya iniş sağlayamaması	Görsel muayene ve insan-kullanıcı arayüzünde yer alan uyarı mesajları	Algoritma kontrolleri	Yer istasyonuna gelen verilerin kontrol edilmesi	Algoritma da yazılan kurallar	9



HTEA*

Hata Türleri ve Etkileri Analizi



HATA TÜRLERİ VE ETKİLERİ ANALİZİ TABLOSU

Hata No	Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Siddet Puanı (S)
HT-3	Batarya	Bataryanı n sisteme enerji vermesi	Batarya-nın patlaması	Fazla akım çekimi, yüksek sıcaklık ve basınç dengesizliği	Uçuş	Bataryanın kullanılamaz hale gelmesi	Rokete enerji sağlanamaması	Ölçüm ve muayene	Sigorta kontrolü ve basınç dengesinin sağlanması	Arayüzde enerji akışının görünmesi	Bataryaların paralel bağlanması ve sigorta	7
HT-4	Haberleşme bilgisayarı	Roketin yer istasyonu ile iletişim kurması	İletişim sinyallerinin bozulması	Elektromanyetik gürültü	Uçuş	Sinyallerin karışması	Roketin beklenilmeyen davranışları sergilemesi	İnsan-kullanıcı arayızları nde yer alan uyarı mesajları	Sinyal hatlarının birbirinde n ropa yerleştirilmesi	Arayüzde sinyal karmaşası algılanması	Algoritmada yazılıan kurallar	7



HTEA*

Hata Türleri ve Etkileri Analizi



HATA TÜRLERİ VE ETKİLERİ ANALİZİ TABLOSU

Hata No	Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri	Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)	
HT-5	Parça Hasarı	Parçaların yarışma alanına kadar sağlam bir şekilde teslim edilmesi	Parçaların hasar alması	Sorunlu taşıma süreci	Taşıma	Parçaların kullanılamaz hale gelmesi	Roketin ateşlenememesi veya ateşlenme sonrası beklenildiği gibi ilerleyememesi	Görsel muayene ve insan-kullanıcı arayüzünde yer alan uyarı mesajları	Parçalar taşınırken korunma sağlanması	Görsel olarak incelemeye taşınması	Yedek parça taşınması	5
HT-6	Malzeme tedarüğü	Malzemelerin kargodan beklenen sürede gelmesi	Parçaların tamamlanamaması	Kargonun gecikmesi	Depolama	Malzeme eksiği	Roketin fonksiyonlarının eksik olması	Periyodik test	Kargo süresinin tam kontrolü	Kargo süresinin hesaplanması	Birden fazla firma ile görüşülmesi	3



HTEA*

Hata Türleri ve Etkileri Analizi

**HATA TÜRLERİ VE ETKİLERİ ANALİZİ TABLOSU**

Ha ta No	Öge/ Fonksiyon un Tanımı	Fonksiyon un Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tebbirler	Şiddet Puanı (S)	
HT-7	Bağlantı malzeme- leri	Bağlantı malzeme- lerinin birbiriyle sorunsuz olarak bağlanm ası	Pasla nem ve hatalı lehimleme	Sıcaklık, nem ve hatalı lehimleme	Depo- lama	Malzemelerin birbirine tutunamaması ve kısa devre yapması	Roket parçalarının uçuş esnasında birbirinden ayrılması	Periyodik test ve muayene	Bağlantı malzemelerinin düzgün seçilmesi	Bağlantı malzemelerinin sağlamlığı kontrolü	Yedek parça ve düzenli kontrol	3
HT-8	Görev yükünün ayrılama ması	Görev yükünün apogee noktasında ayrılmaması	Sıkış- ma	Görev yükünün ayrılama yakak şekilde sıkışması	Uçuş	Görev yükünün fazladan 4 kilo ağırlık yapması	Roketin yere yüksek hızla çarpması	İnsan-kullanıcı arayüzlerinde yer alan uyarı mesajları, görsel muayene	Kızak kullanımı	Yer istasyonunda hızın kontrol edilmesi	Kızak sistemi nin kullanılması	10



Referanslar



[¹],[²],[³],[⁴],[⁵],[⁶],[⁹] : MissileWorks,
<https://www.missileworks.com/app/download/965482691/RRC3+User+Manual+v1.60.pdf>

[⁷]:
Digi,<https://www.digi.com/resources/documentation/digidocs/pdfs/90002173.pdf>

[⁸]:
Dynamic Positionin Committe, Arne Rinnan, Nina Gundersen & David Hagen Kongsberg Seatex, AS,2014,
https://dynamic-positioning.com/proceedings/dp2014/Sensors_rinnan_pp.pdf



Referanslar



<http://incialuminyum.com/mekanik-ozellikler.asp>

<https://acikerisim.sakarya.edu.tr/bitstream/handle/20.500.12619/81369/T02249.pdf?sequence=1>

<https://afzir.com/tr/carbon-fiber/> Aluminium vs carbon fiber – comparison of materials (dexcraft.com)

<https://modelroket.com/model-roketlerde-kurtarma-sistemleri/#:~:text=Basitçe%20anlatacak%20olursak%20bir%20miktar,ateşlenmesi%20sonucu%20kurşunu%20fırlatması%20gibi.>
<https://modelroket.com/model-roket-parasutu-hesabi/>

- Crowell Sr, G.A., “The Descriptive Geometry of Nose Cones,” URL: <http://www.myweb.cableone.net/cjcrowell/NCEQN2.doc>, 1996.
 - Kumaresan, N., & Vasanthaseelan, S. (2018). Mechanical Characterization and Comparison of Glass Fibre and Fibre Inforcement with Aluminium Alloy.
 - [Burun konisi tasarımlı](#) (wikipedia.org)
 - [Aluminium vs carbon fiber – comparison of materials](#) (dexcraft.com)
- Milne-Thomson, L. M. (1973). *Theoretical aerodynamics*. Courier Corporation
- Hagemann, G., Immich, H., Van Nguyen, T., & Dumnov, G. E. (1998). Advanced rocket nozzles. *Journal of Propulsion and Power*, 14(5), 620-634.