



TEKNOFEST 2022

ROKET YARIŞMASI

Orta İrtifa Kategorisi

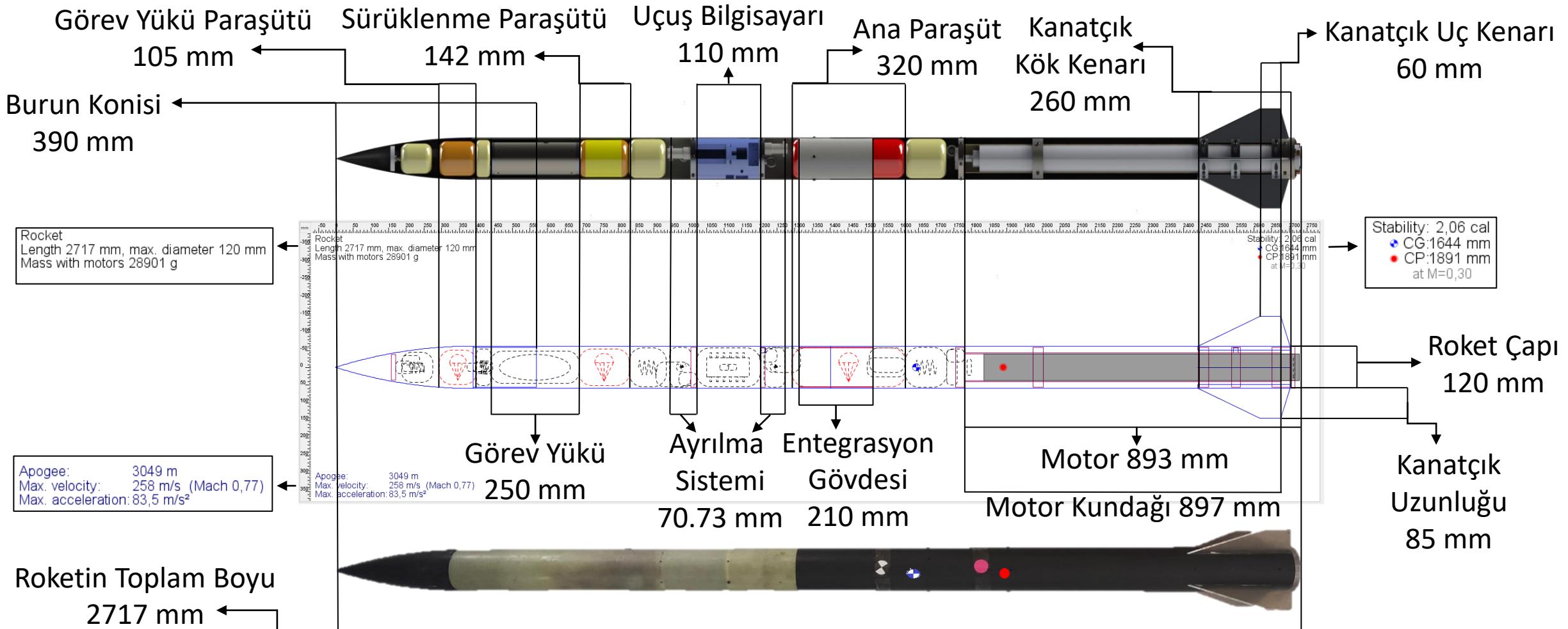
Atışa Hazırlık Raporu (AHR)

Sunuşu

Hisar Takımı



OpenRocket / Roket Tasarımı Genel Görünüm

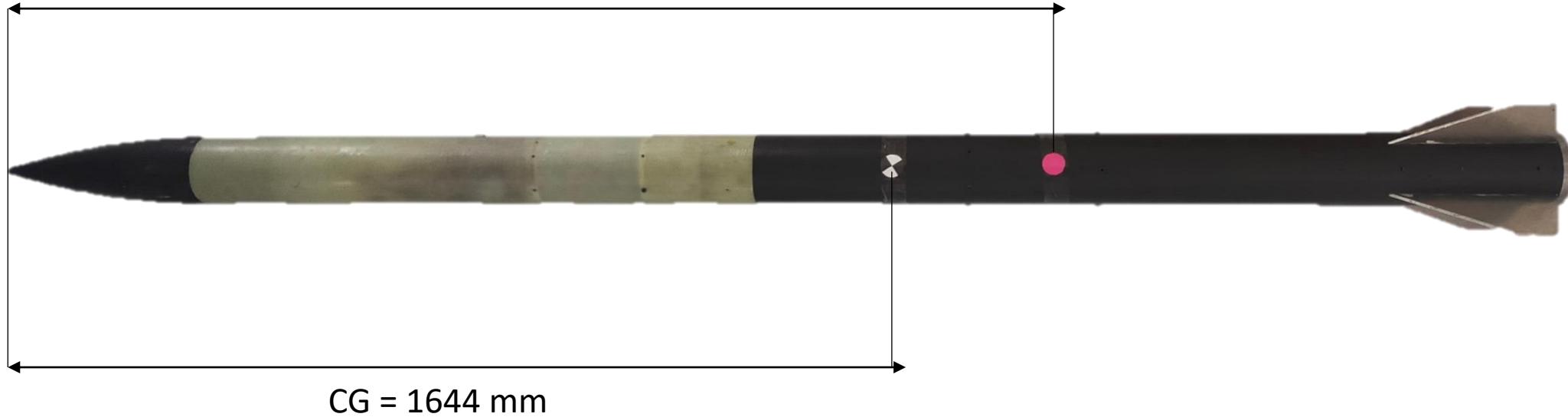




OpenRocket / Roket Tasarımı Genel Görünüm



CP = 1891 mm



CG = 1644 mm



Statik Marjin CP / CG Karşılaştırması /son simülasyon



Tasarım-Üretim Sonrası Veri Karşılaştırma Tablosu:

Veri	Tasarimdaki Değer	Üretim Sonrası Değer	Fark (%)
Maksimum İrtifa	3104 m	3079 m	0,8054
Maksimum Hız	260 m/s	258 m/s	0,7692
Maksimum İvme	84.4 m/s ²	83.6 m/s ²	0,9479
Rampa Çıkış Hızı	31.5 m/s	32 m/s	1,5873
CP Lokasyonu (burundan)	1883 mm	1891 mm	0,4248
CG Lokasyonu (burundan)	1633 mm	1644 mm	0,6736
Statik Marjin (0.3 Mach'taki değeri)	2.08	2.06	0,9615



Statik Marjin CP / CG Karşılaştırması /Son simülasyon



Tasarım Aşaması Simülasyon Çıktıları:

	Name	Configuration	Velocity off rod	Apogee	Velocity at depl...	Optimum delay	Max. velocity	Max. acceleration	Time to apogee	Flight time	Ground hit velocity
✓	Hisar Takımı Simülasyon	[8429-M2020-TeknoFe...	31,5 m/s	3106 m	16,3 m/s	21,2 s	261 m/s	84,5 m/s ²	25,5 s	232 s	8,38 m/s

Üretim Sonrası Simülasyon Çıktıları:

	Name	Configuration	Velocity off rod	Apogee	Velocity at depl...	Optimum delay	Max. velocity	Max. acceleration	Time to apogee	Flight time	Ground hit velocity
✓	Hisar Takımı Simülasyon	[8429-M2020-TeknoFe...	32 m/s	3079 m	16,4 m/s	21,2 s	258 m/s	83,6 m/s ²	25,4 s	230 s	8,43 m/s



Roket Alt Sistemleri

Mekanik Görünümleri ve Detayları



Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Kurtarma sistemi 3 boyutlu tasarım



Kurtarma sistemi
entegre
edilmemiş görüntüsü



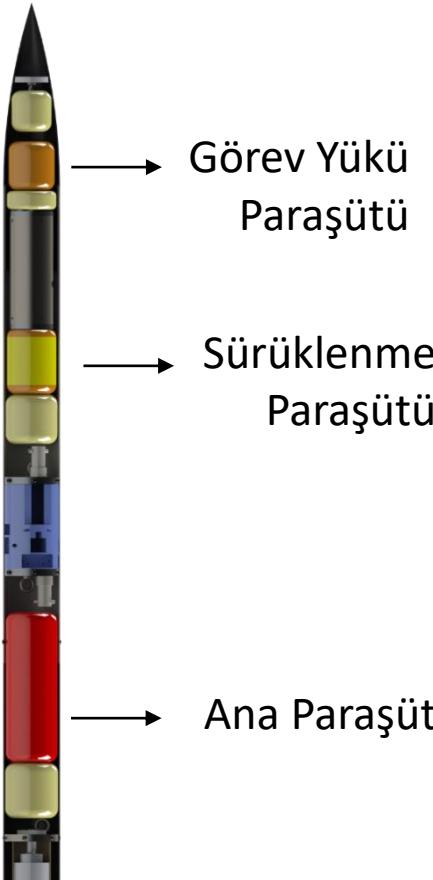
Kurtarma sistemi entegre
edilmiş görüntüsü



Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



CAD Görünümü



Paraşütler Ayrı Görüntü



Entegre Üretim Sonrası Paraşüt Bölümleri

Görev Yükü Paraşütü



Sürüklenme Paraşütü



Ana Paraşüt





Paraşüt Açıma Sistemi Testi



Ayrılma sistemi testlerimiz 2 gram kara barut kullanılarak gerçekleştirilmiş olup, testlerimiz başarıyla gerçekleştirilmiştir



Testlerimizi yaparken ve piroteknik malzeme kullanırken İSG kurallarına uyulmuşur.





Paraşüt Testleri



Paraşüt Açılmış Testleri:

Paraşüt açılma testleri; rokette kullanılmak üzere üretilen nihai paraşütler ve şok kordonlarıyla birlikte belli bir ağırlık kullanılarak gerçekleştirilecektir. Yüksek bir noktadan katlanmış bir şekilde atılan paraşüt gözlemlenecektir. Paraşüt katlama tekniğinin uygunluğu, paraşütün açılma süresi, şok kordonlarının ve paraşütün üstüne gelen yükleri taşıyabilme kabiliyeti, hesaplanan yere iniş hızının doğruluğu ve iplere atılan düğümlerin sağlamlıklarını test edilmiştir. Test videosu ilgili platforma yüklenmiş olup sistemdeki belirtilmiş kutucuğa eklenecektir.





Görev Yükü Mekanik Görünüm



Görev yükü 3 Boyutlu Görünüm (CAD)



Üretilmiş görev yükü



Aviyonik – 1.Sistem Detay



Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Verilerin İşlevi	Kullanılan Algoritma
İşlemci	STM32 F446VET6			
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	Basınç sensörü ayrılmış sistemlerinin tetiklenmesi için irtifa verilerini ölçmektedir. İrtifa verilerine göre kurtarma sistemi tetiklenecektir.	
2. Sensör	BNO-055 IMU Sensörü	Evet	Gyro, ivme ve manyetik alan verilerini ölçerek 9 eksenli veri elde edilmesini sağlamaktadır. Bu sayede roketin yönü kontrol edilerek kurtarma sistemi tetiklenecektir.	



Aviyonik – 1.Sistem Detay



Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Kullanılıyor Mu?	Verileri	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Haberleşme Modülü	LoRaE22(900T30D)	Hayır		
GPS Modülü	UbloxNEO-7M	Hayır		

Ana bilgisayarda kullanılan temel devre elemanları;

STM32 F446 VET6 Mikrodenetleyicisi: Sensörlerden gelen verileri işleyerek mantıksal kontrolleri sağlamaktadır.

BMP280 Basınç Sensörü: Basınç ve sıcaklık verilerini ölçmektedir.

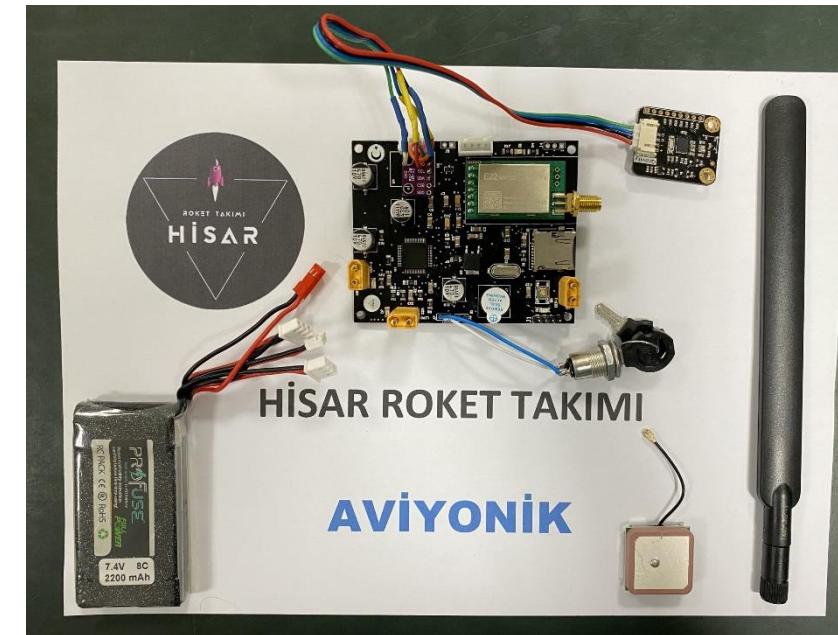
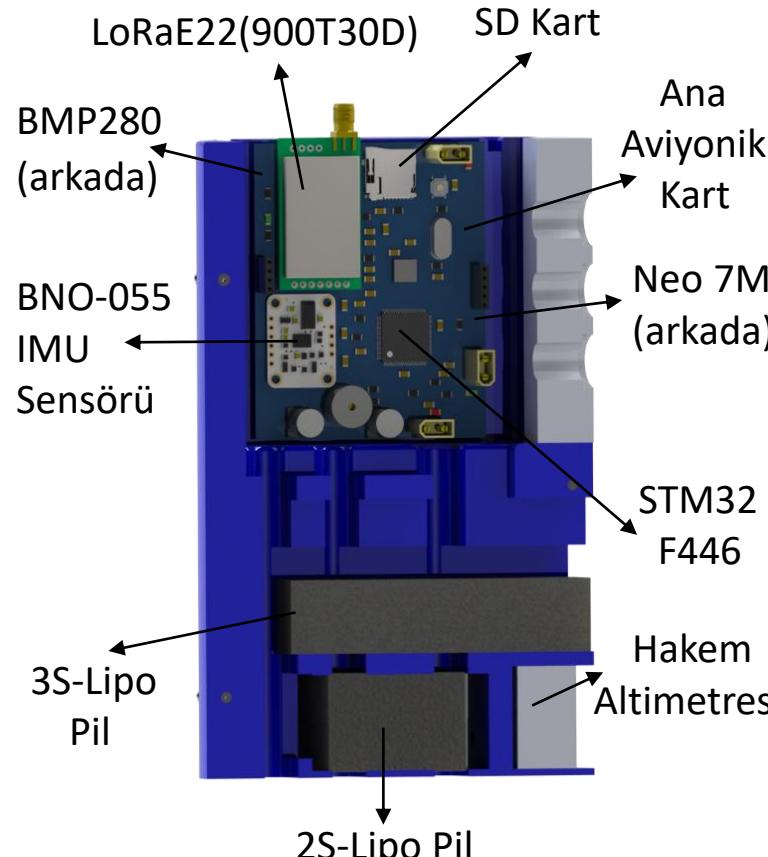
BNO-055 IMU Sensörü: Gyro, ivme ve manyetik alan verilerini ölçmektedir.

UbloxNEO-7M GNSS-GPS Modülü: Roketin konum verilerini ölçerek, roketin konumunun bulunmasını sağlamaktadır.

LoRaE22(900T30D) Haberleşme Modülü: Yer istasyonu ile roket arasındaki iletişimini sağlamaktadır.



Aviyonik – 1.Sistem Mekanik Görünüm





Aviyonik – 2.Sistem Detay



Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	STM32 F446VET6		
1. Sensör	BMP-180 Basınç Sensörü	Evet	Basınç sensörü ayılma sistemlerinin tetiklenmesi için irtifa verilerini ölçmektedir. İrtifa verilerine göre kurtarma sistemi tetiklenecektir.
2. Sensör	MPU-6050	Evet	Gyro ve ivme verilerini ölçerek 6 eksenli veri elde edilmesini sağlamaktadır. Bu sayede roketin yönü kontrol edilerek kurtarma sistemi tetiklenecektir.



Aviyonik – 2.Sistem Detay



Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Haberleşme Modülü	LoRaE22(900T30D)	Hayır	
GPS Modülü	UbloxNEO-7M	Hayır	

Yedek bilgisayarda kullanılan temel devre elemanları;

STM32 F446 VET6 mikrodenetleyicisi: Sensörlerden gelen verileri işleyerek mantıksal kontrolleri sağlamaktadır.

BMP180 Basınç Sensörü: Basınç ve sıcaklık verilerini ölçmektedir.

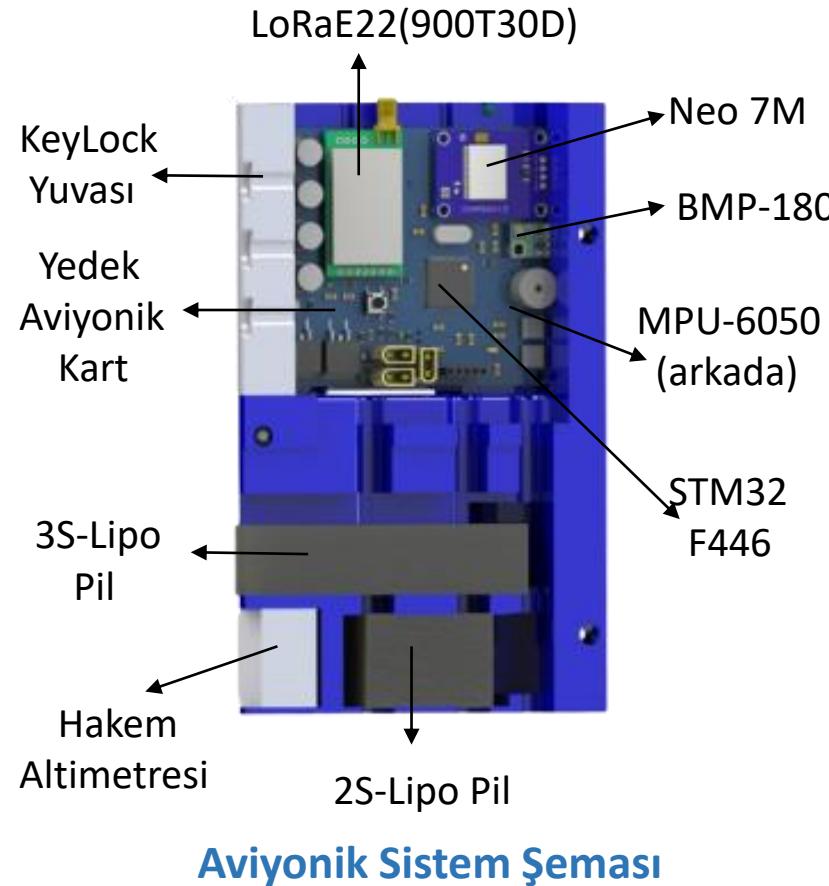
MPU-6050 IMU Sensörü: Gyro ve ivme verilerini ölçmektedir.

UbloxNEO-7M GNSS-GPS Modülü: Roketin konum verilerini ölçerek, roketin konumunun bulunmasını sağlamaktadır.

LoRaE22(900T30D) Haberleşme Modülü: Yer istasyonu ile roket arasındaki iletişimini sağlamaktadır.



Aviyonik – 2.Sistem Mekanik Görünüm

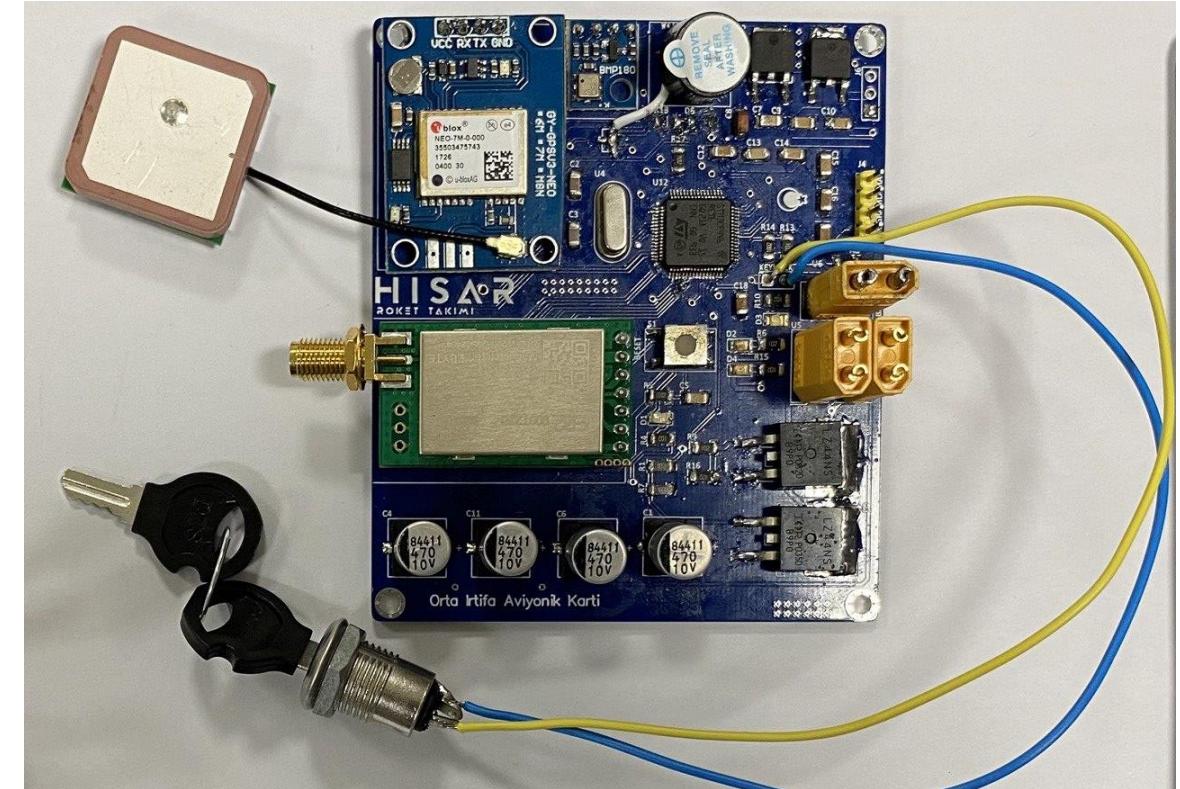




Aviyonik Testler

Kart Fonksiyonellik Testleri:

1. Aviyonik bilgisayarlar için seçilen pillerin dayanım süresi gözlemlenmiştir. Kart yarışma anındaki haliyle yani tüm sensörleri (ivme sensörü, basınç sensörü ve gps) aktif ölçüm yaparken aynı zamanda LoRa ile yer istasyonuna veri gönderilmiştir.
2. Üretilen aviyonik bilgisayarların komponentleriyle birlikte yüksek basınçlarda vereceği tepki gözlemlenmiştir. Basınç kabının içerisinde 3000 metre irtifaya çıkması planlanıp; veri kayıplarının yaşanıp yaşanmadığına ya da verilerde bir sapma olup olmamasına bakılmıştır. 3000 metreye ulaşılan teste hiçbir sorun yaşanmamıştır.
3. Yarışmada kullanılacak kartın sıcaklık testleri yapılmış olup ilk 1 saat içinde çalıştırılmış olup sıcaklık değeri 25.3°C olup 6 saatin sonunda 24.4°C olarak ölçülmüştür. Yarışma anındaki rokete uygundur.

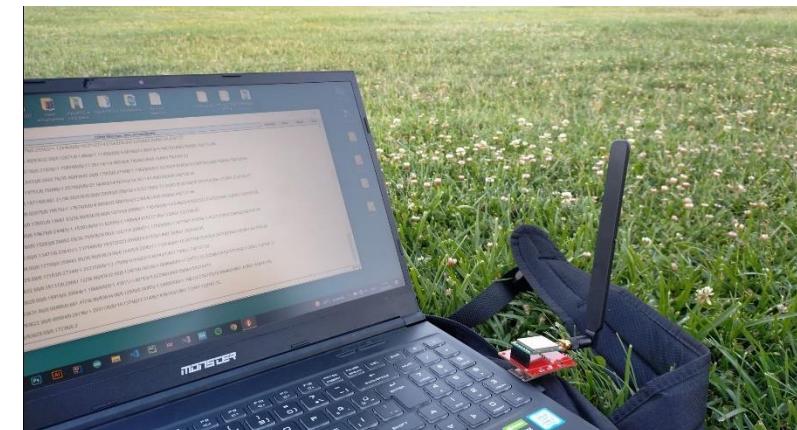




Aviyonik Testler



İletişim Testi: Haberleşme testi Denizli Teleferik ile Pamukkale Üniversitesi arasında gerçekleştirilmiştir. Bu iki yer arası mesafe yaklaşık olarak 4 kilometredir. Bu mesafe roketin irtifasından fazla olduğundan dolayı uçuş esnasında da veri gelmemeye riskini en aza indirmemiş bulunduk. Uçuş bilgisayarında kullandığımız LoRa E22-900T30D RF haberleşme modülü ile haberleşmeyi sağladık. Denizli Teleferikte aktifleştirdiğimiz uçuş bilgisayarı GPS, BMP ve IMU verilerini başarılı bir şekilde Pamukkale Üniversitesindeki yer istasyonumuza iletmıştır.





Aviyonik Testler



Algoritma Testleri: Algoritma testi ile roketin içinde kullanılacak olan bilgisayar test edilmiştir. Hava pompası yardımıyla basınç kabının içerisindeki hava çekiliş basıncın azalması sağlanmıştır. Test sırasında basınç sensöründen yükseklik, hız ve sıcaklık verisi alınmıştır. Basınç azaldıkça irtifa artmış olup tepe noktasında birinci ayrılma gerçekleşmiştir. İkinci ayrılma ise 400-600 metre arasındaki bir değerde gerçekleşmiştir. Sistem sağlıklı bir şekilde çalışmış olup test sonucunda algoritmanın roketin uçuşunda da sağlıklı veri göndermesi öngörülmüştür.



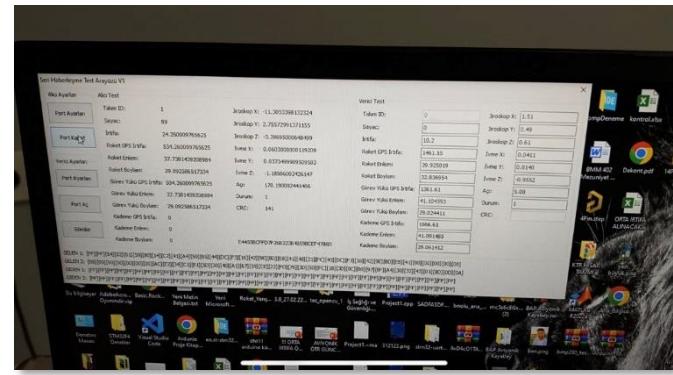
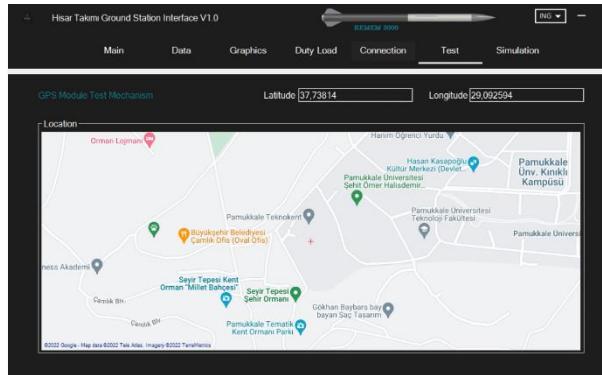


Hakem Yer İstasyonu Testi



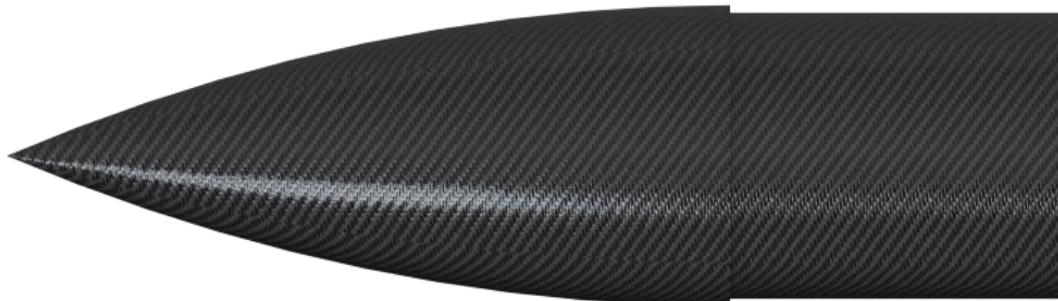
Hakem yer istasyonu testi:

Hakem yer istasyonu testinde kendi geliştirdiğimiz özgün yer istasyonu arayüzü kullanılmıştır. Üretilmiş tamamlanan roket bilgisayarından LoRa aracılığıyla veri aktarımı UART arabirimleri ile 900 MHz veri bandı üzerinde yapılmıştır. Roket bilgisayarından alınan veriler yer istasyonu arayüzünde görselleştirilmiştir. Aynı zamanda elde edilen veriler ‘ek-8 Hakem Yer İstasyonu Test Arayüzü’ ile test edilerek istenilen tüm veriler hakem yer istasyonuna başarılı bir şekilde gönderilmiştir. Rapor şablonunda istenildiği gibi 2 adet USB-TTL aracılığıyla iki bilgisayar birbiri ile seri haberleşme gerçekleştirmiştir ve veri aktarımı tam olarak sağlanmıştır. Veriler 19200 baud rate kanalı üzerinden 8 bit uzunluğunda gönderilmiştir. İstenilen chekSum değeri doğru hesaplanarak yer istasyonuna verilerin gönderilmesi sağlanmıştır. Her veri paketi gönderimi sonrasında sayaç değeri artırılmış sistemin işleyişinin devam ettiği gösterilmiştir.





Burun Konisi Mekanik Görünüm



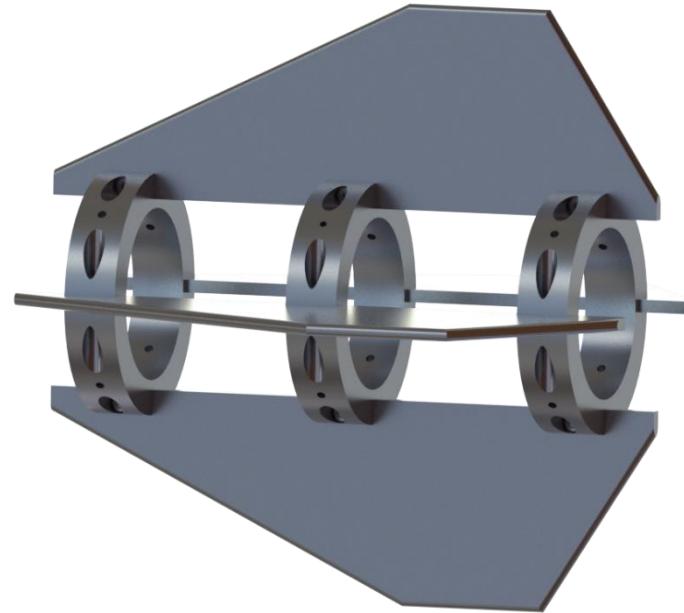
Burun Konisi 3 Boyutlu Görünüm (CAD)



Üretilmiş Burun Konisi Görüntüsü



Kanatçık Mekanik Görünüm



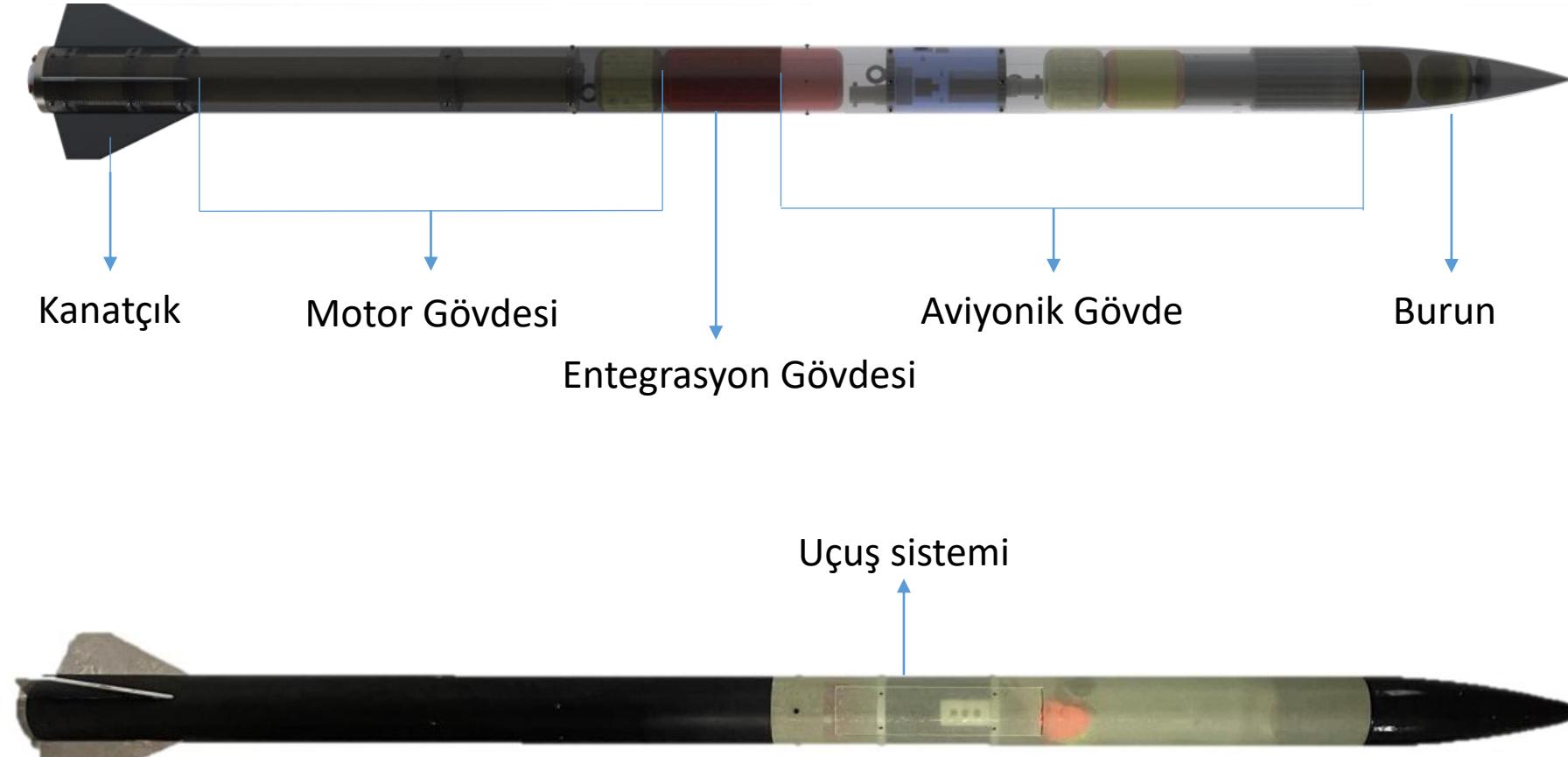
Kanatçık Sistemi CAD Görünümü

Kanatçıklar, kanatçık gövdelerine M5x16 imbus cıvata ve M5 somun ile montajlanmaktadır.





Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm





Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Aviyonik Gövde



Aviyonik gövde bulkheadlere m5x16 civatalar ile bağlanarak iç yapışallara sabitlenecektir. Entegrasyon gövdesinde bulunan m5x8 civatalar kör somunla sabitlenecektir.



Burun



Karbonfiberden yapılan burun ogive cam elyaftan yapılmış olan aviyonik gövdeye sıkı geçirme metoduyla sabitlenecektir.





Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

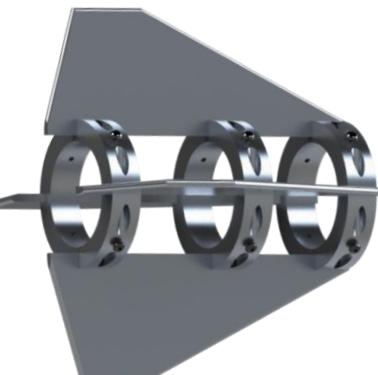


Motor Gövde



Motor gövde yapısallara m5x16 civata ile bağlanacak olup entegrasyon gövdesine sıkı geçme ile yerleştirilecektir. 3 adet kanatçık halkası ile 4 adet kanatçığı bünyesinde barındıracaktır.

Kanatçıklar



Motor gövdesine bağlanacak olan kanatçıklar sabit durduğu kanatçık gövdesi ile civatalar yardımıyla sıkıştırılacaktır.





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



Entegrasyon Gövdesi



Entegrasyon gövdesi m5x8 civata ile kör somun yardımıyla aviyonik gövdeye bağlanacaktır.

Ayrılma sağlanması istenen bölgelerin işlevsellliğini yerine getirmesi için motor gövdeye sıkı geçirme yöntemi uygun görülmüştür.

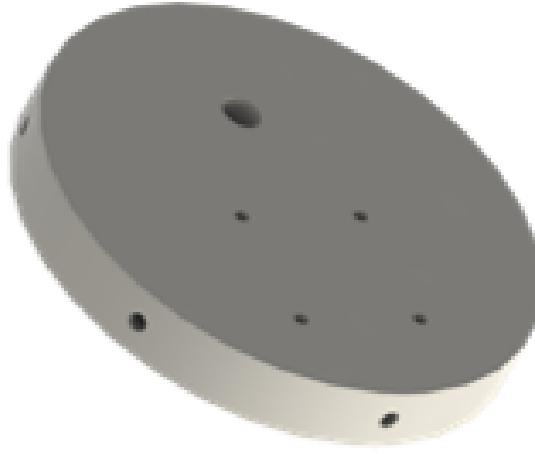




Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Aviyonik Bulkhead



Aviyonik bulkhead aviyonik sistemin alt ve üst kısmını kapatacak şekilde konumlandırılacaktır.

Barut haznesi ile birlikte ayrılma işlemini gerçekleştirmede rol oynayacak olan aviyonik bulkhead m5x16 bombe baş civatalar ile gövdeye sabitlenecektir.





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



Burun Bulkhead

Burun bulkhead kompozit-metal yapıştırıcısıyla buruna bağlanacaktır. Bulkhead üzerinde bulunan mapa aviyonik gövde ile aradaki bağı koruyacaktır. Bu bağ şok kordonu ile birlikte gerçekleştirilecektir.

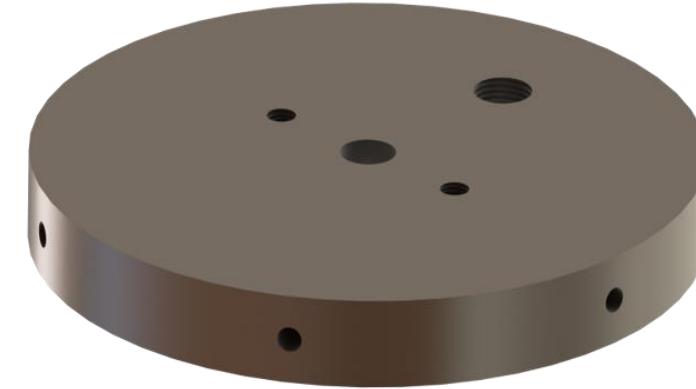




Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Motor Bulkhead



Motor Bulkhead motor gövdede bulunmakta olup m5x16 bombe baş civatalar ile birlikte motor kundağının baş kısmında whitwhord civata ile bağlanacaktır. M10 mapa ile birlikte paraşüte bağı bulunmaktadır.





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



Merkezleme Halkası



Merkezleme halkası motor kundağı ortalamak için motor gövdenin orta kısmına m5x16 civatalar ile birlikte sabitlenmektedir.

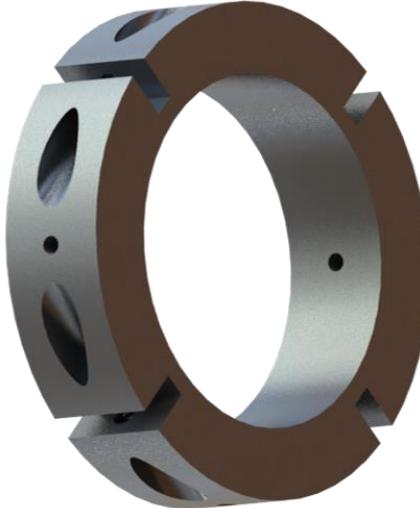




Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



Kanatçık Gövdesi

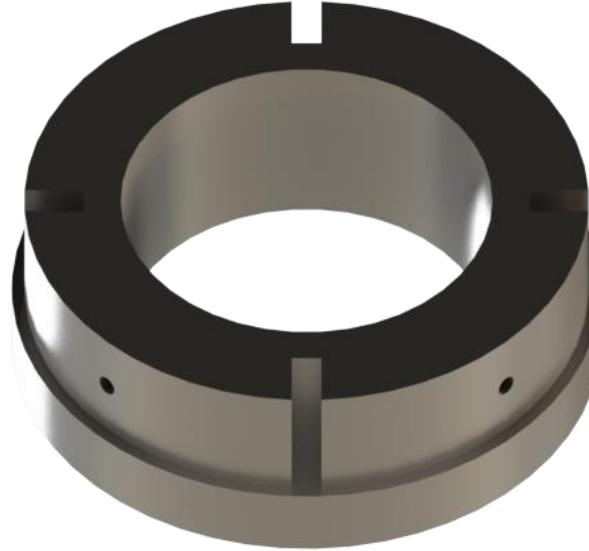


Kanatçık gövdesi üzerindeki delikler sayesinde roket kanatlıklarını sabitlemektedir. Sabitleme işlemi civatalar ile birlikte olup aynı zamanda motor gövdenin uç kısmında 3 adet sıralı şekilde bulunmaktadır. M5x16 bombe baş civatalar ile birlikte roketin motor gövdesine yerleştirilmiştir.





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



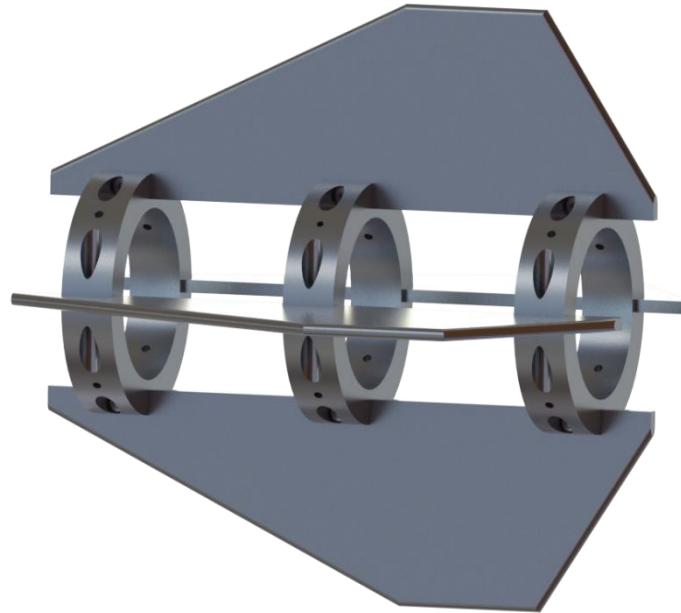
Endring

Endring roketin en alt kısmında bulunmaktadır. M5x16 civatalar ile birlikte sabitlenmektedir. Dışarısında bulunan kaplow klipler ise motoru endringe sabitlemeye yardımcı rol oynamaktadır.





Kanatçık Mekanik Görünüm



Kanatçık Sistemi CAD Görünümü

Kanatçıklar, kanatçık gövdelerine M5x16 imbus cıvata ve M5 somun ile montajlanmaktadır.





Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



Motor Bölümü CAD Görünümü



1- Motor bulkhead'e, 3/8 – 16 UNC 1 $\frac{3}{4}$ civata sabitlenir.



2- Motor bulkhead, M5x16 bombebaş civata ile gövdeye sabitlenir.



3- Merkezleme halkası, M5x16 bombebaş civata ile gövdeye sabitlenir.



4- Kanatçık montajı, M5x16 bombebaş civata ile gövdeye sabitlenir.



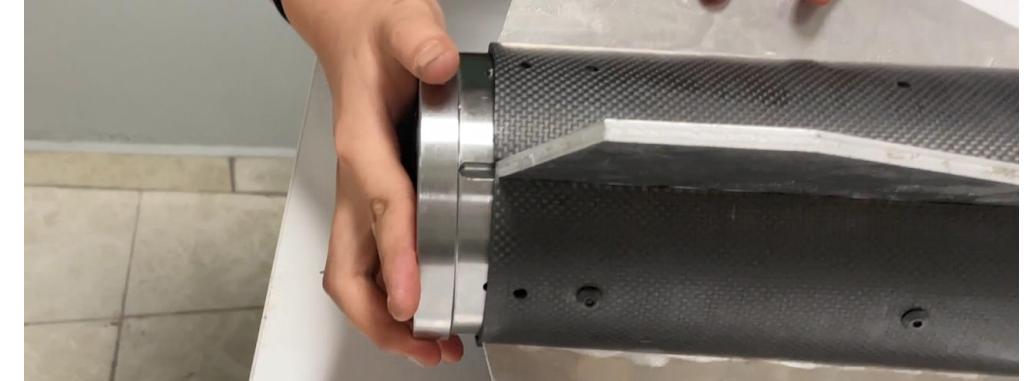
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



5- Kundak borusu kanatçık gövdeleri ve merkezleme halkası içinden geçirilerek sabitlenir.



7- Motor, motor bulkhea'de bulunan whitworth cıvataya döndürülerek takılır.



6- Endring, M5x16 bombebaş cıvata ile gövdeye montajlanır.



8- Motor tutucular, endring'e M5x12 bombebaş cıvata ile sabitlenir.

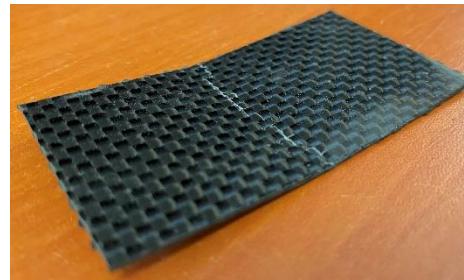
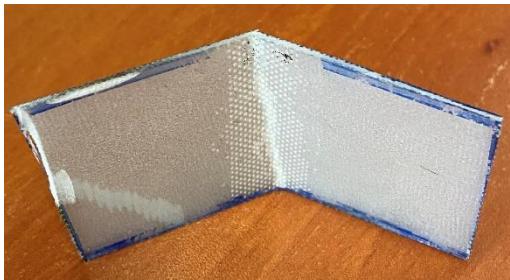


Yapısal Testler



Gövdelerde ve burunda kullanılan karbonfiber ve cam elyaf numuneler 30.06.2022 tarihinde hazırlanmış olup çekme ve üç nokta eğme testleri 01.07.2022 tarihinde Pamukkale Üniversitesi Teknoloji Fakültesi Malzeme Muayene Laboratuvarında yapılmıştır.

Çekme Testi: Numuneler uygun boyutlarda hazırlanarak Hardway 10 tonluk çekme cihazı ile gerilme-şekil değiştirme eğrisi elde edildi.



Üç Nokta Eğme Testi: Numuneler uygun boyutlarda hazırlanarak Hardway 10 tonluk çekme cihazının eğme kısmı kullanılarak orta noktasından uygulanan kuvvet ile gerilme-şekil değiştirme eğrisi elde edildi.





Roket Genel Montajı ve Atışa Hazırlık



Roket Genel Montajı



Atışa Hazırlık



Motor Montajı



Altimetre Montajı



Yarışma Alanı Planlaması



Hazar Takımı İş Plan Tablosu

Ekip Üyeleri	Montaj Günü	Atış Günü
• Volkan ONAR	• Akademik danışman	• Akademik danışman
• Eren TAŞDEMİR	• Ayırma sistemlerinin entegrasyonu.	• Roketin atış sonrası kurtarılması.
• Melisa MERAL	• Roketin entegrasyonu ve motor montajı.	• Roketin rampaya yüklenmesi ve son kontrolleri.
• Onur DUMAN	• Takım koordinasyonu ve alan kontrolü.	• Takım koordinasyonu ve alan kontrolü. • Roketin atış sonrası kurtarılması.
• Cansu ŞENTÜRK	• Aerodinamik ve kurtarma sistemleri kontrolü.	• Yer istasyonu ve kurtarma.
• Furkan KAYABEY	• Aviyonik sistem ve yer istasyonu kontrolü.	• Roketin rampada aktifleştirilmesi.
• Melisa ÖZMEN	• Aviyonik sistem ve yer istasyonu kontrolü.	• Roket aviyonisinin son kontrolleri.



Yarışma Alanı Planlaması



Acil Durum Eylem Planı		
	Acil Durum	Eylem Planı
Montaj Günü Geçekleşebilecek Acil Durumlar ve Eylem Planı	▪ Kanatçıkların eğilmesi	▪ Yedek kanatçık seti bulundurmak.
	▪ Header üzerindeki sensörlerin ve modüllerin headerların kırılması	▪ Tekrar ilgili kısımlara lehim yapılması.
	▪ Yapısalların civata yuvalarında dış sıyrıması.	▪ Yeniden civata yuvalarını açabilecek ekipman bulundurmak
	▪ Civataların kaybolması veya hasar görmesi	▪ Yedek civata bulundurmak.
Atış Günü Geçekleşebilecek Acil Durumlar ve Eylem Planı	▪ Kanatçıkların eğilmesi	▪ Yedek kanatçık seti bulundurmak.
	▪ Header üzerindeki sensörlerin ve modüllerin headerların kırılması	▪ Tekrar ilgili kısımlara lehim yapılması.
	▪ Civataların kaybolması veya hasar görmesi	▪ Yedek civata bulundurmak.



Yarışma Alanı Planlaması



Risk Tablosu

Risk Detayı	Riskin Çözümü
Tepe noktasında güç kaybı yaşanmasından kaynaklı olarak aviyonik bilgisayarlarının işlevlerini yerine getirememesi	Kart tasarımının bu duruma uygun yapılması ve sinyal iletiminin sağlam olması için aviyonik gövde cam elyafından üretilmiştir.
Paraşüt iplerinin kopması	Kullanılan paraşüt iplerinin mukavemet testleri yapılmıştır.
Mapanın gerekli dayanıma dayanamayıp kopması	Dayanım testlerinin yapılması ve sonuca göre mapa tercih edilmesi.
Kanatlıkların düşme veya darbe sonucunda yamulması	Yedek kanatçık yapmak.
Motorun, whitworth cıvataya sabitlenememesi.	Motor montajına