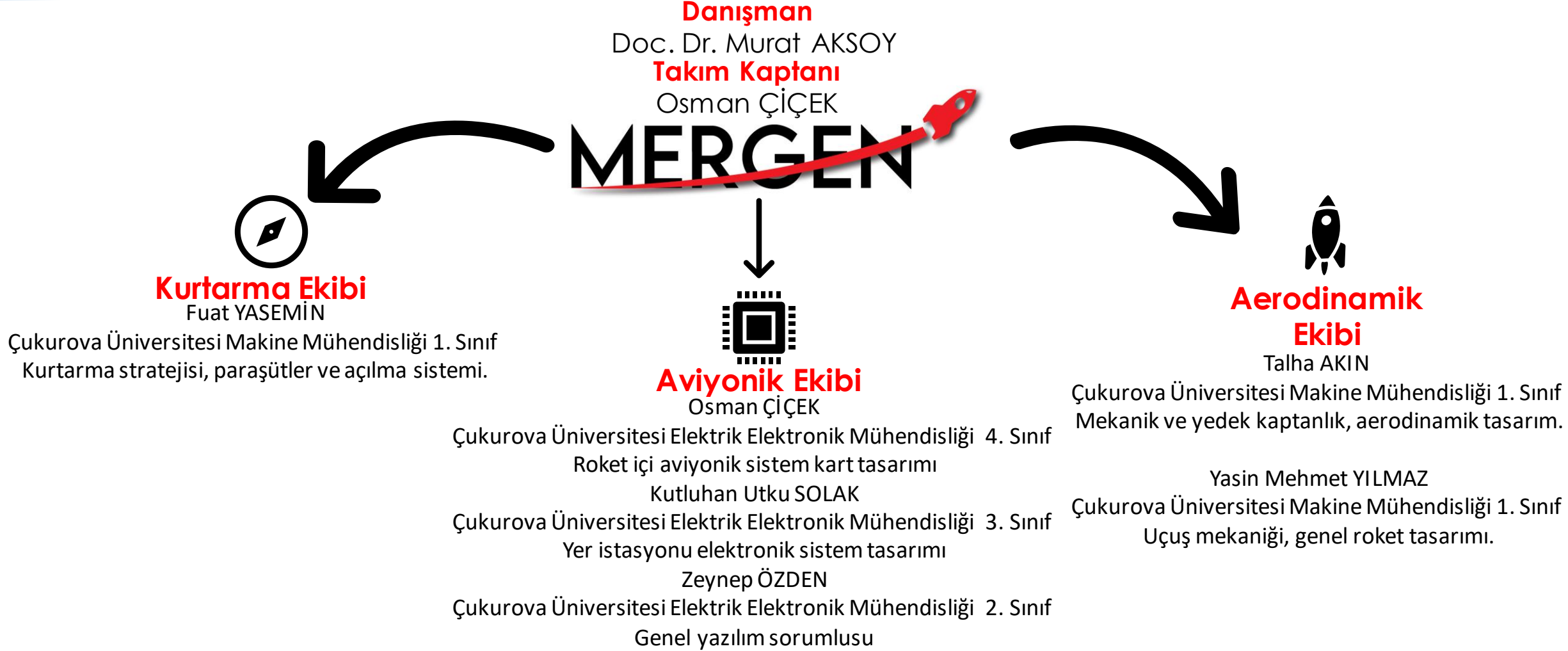


TEKNOFEST 2021 ROKET YARIŞMASI Orta İrtifa Kategorisi Kritik Tasarım Raporu (KTR) Sunuşu





Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

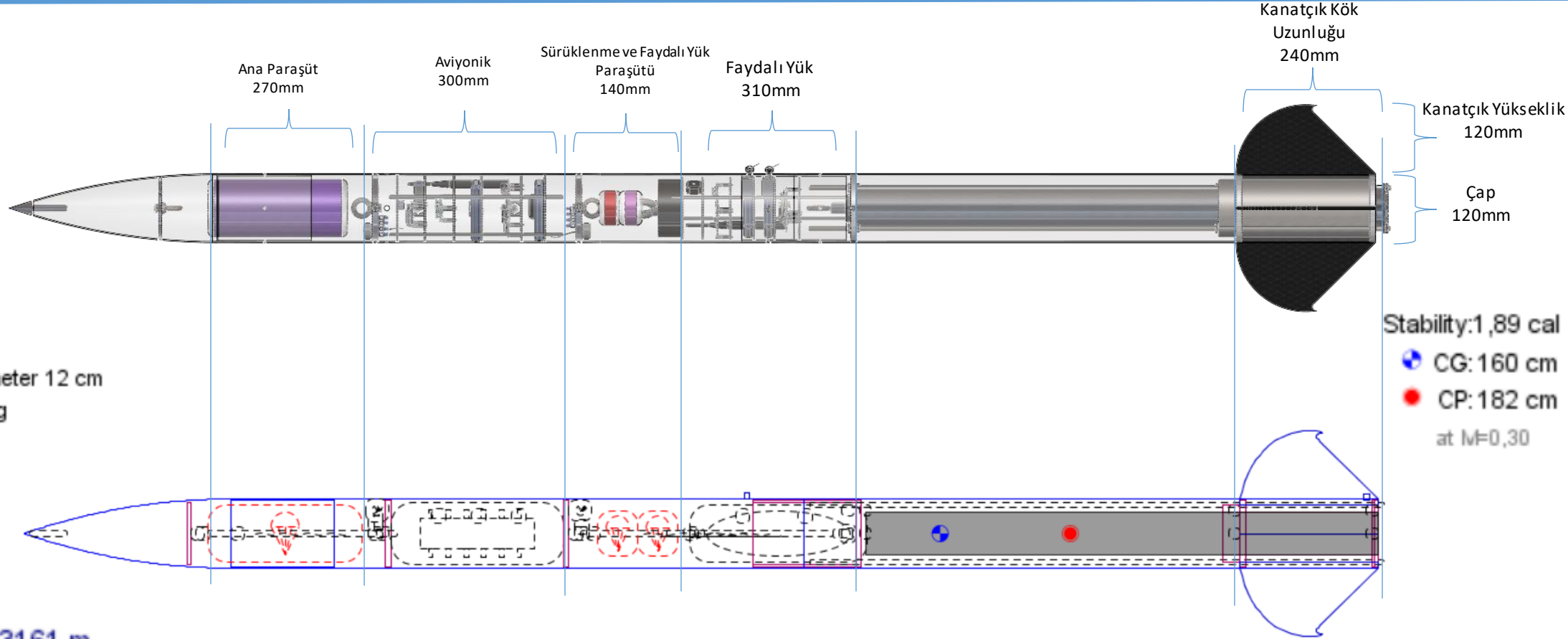
	Ölçü
Boy (mm):	2360
Çap (mm):	120
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	21389
Yakıt Kütlesi (g):	4349
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2683
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4000
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	28319

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	1,62
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	31,8
Stabilite (0.3 Mach için):	1,89
En büyük ivme (g):	8,726
En Yüksek Hız (m/s):	265
En Yüksek Mach Sayısı:	0,79
Tepe Noktası İrtifası (m):	3192

Motor Seçimleri

Birinci tercih :	M2020
İkinci tercih :	M2150



Değişim Konusu	ÖTR'de Hangi Sayfada?	ÖTR'de İçerik Neydi?	KTR'de İçerik Ne Oldu?	KTR'de Hangi Sayfada
Mikro Kontrolcü	56, 64	STM32F303CCT6	STM32F302C8T6	39, 40
Mikro Kontrolcü	56, 64	STM32F103C8T6	STM32F102CBT6	45, 46
Araç Takip Cihazı	67	SW Future	SailTrack	45, 46
M12 Mapa	23,44	M12	M8	13
Kanatçık	31	Geometri Tasarımı	Geometri Tasarımı Optimize Edildi	57

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu?	KTR'deki İçerik Detayı?	KTR'de hangi sayfada?
Yer İstasyonu	Taşınabilir yedek yer istasyonu	İzin verildiği takdirde kurtarmada kullanılabilmesi açısından ana yer istasyonu yanında taşınabilir yer istasyonu tasarımı ve üretimi yapılmıştır. Alıcı içeren sistem, roket ve faydalı yük telemetri verilerini lora üzerinden alıp üzerinde bulunan GNSS'den aldığı konum verisiyle karşılaştırıp, roketin taşınabilir yer istasyonuna mesafesini üzerinde bulunan dokunmatik ekrana yazacaktır. Üzerinde bulunan elektronik pusula sayesinde kullanıcı kendi yönünü bilebilecektir. Sistem üzerine yerleştirilen USB socket yardımıyla alınan veriler ana yer istasyonu bilgisayarına aktarılabilir. Sistemden iki adet üretilip birinin ana yer istasyonunda, diğerinin kurtarmada kullanılması planlanmaktadır.	53

1,5 ADANA MERGEN KTR 3DOF RAPORU İSMİ
İLE 27 MAYISTA TESLİM EDİLECEKTİR.

Tepe Noktası

Roketin ulaşabileceği en yüksek noktadır. 3191 metrede gerçekleşecektir, faydalı yük bu aşamada bırakılır ve birincil paraşüt bu aşamada açılır.

Yakıt Bitimi

Fırlatmadan 4,2 saniye sonra yerden 719 metre yükseklikte gerçekleşir.

İkincil Açılma

Roketin yere inmesine son 500 metre kala gerçekleşecek açılma kademesidir. İkincil paraşüt bu aşamada açılmaktadır.

Yer İstasyonu

Uçuş Öncesi

1. Roket öncelikle alt sistemler, entegrasyon elemanları ve sabitleme elemanlarıyla montajlanır.
2. Etiketler alındıktan sonra barut haznelerine barut yerleştirilir.
3. Motor gövdeye motor yerleştirilir ve mapaya sabitlenir.
4. Motor tutucu tiplere geçirilir ve somunlarla sabitlenir.
5. Roket rampaya taşınır.
6. Roket rampadayken altimetre cihazı tasarlanan kapak ile rokete yerleştirilir.
7. Roket rampadayken son olarak aviyonik sistem ve faydalı yük aktifleştirilir.

Uçuş Esnası

Uçuş Profili Tablosu:

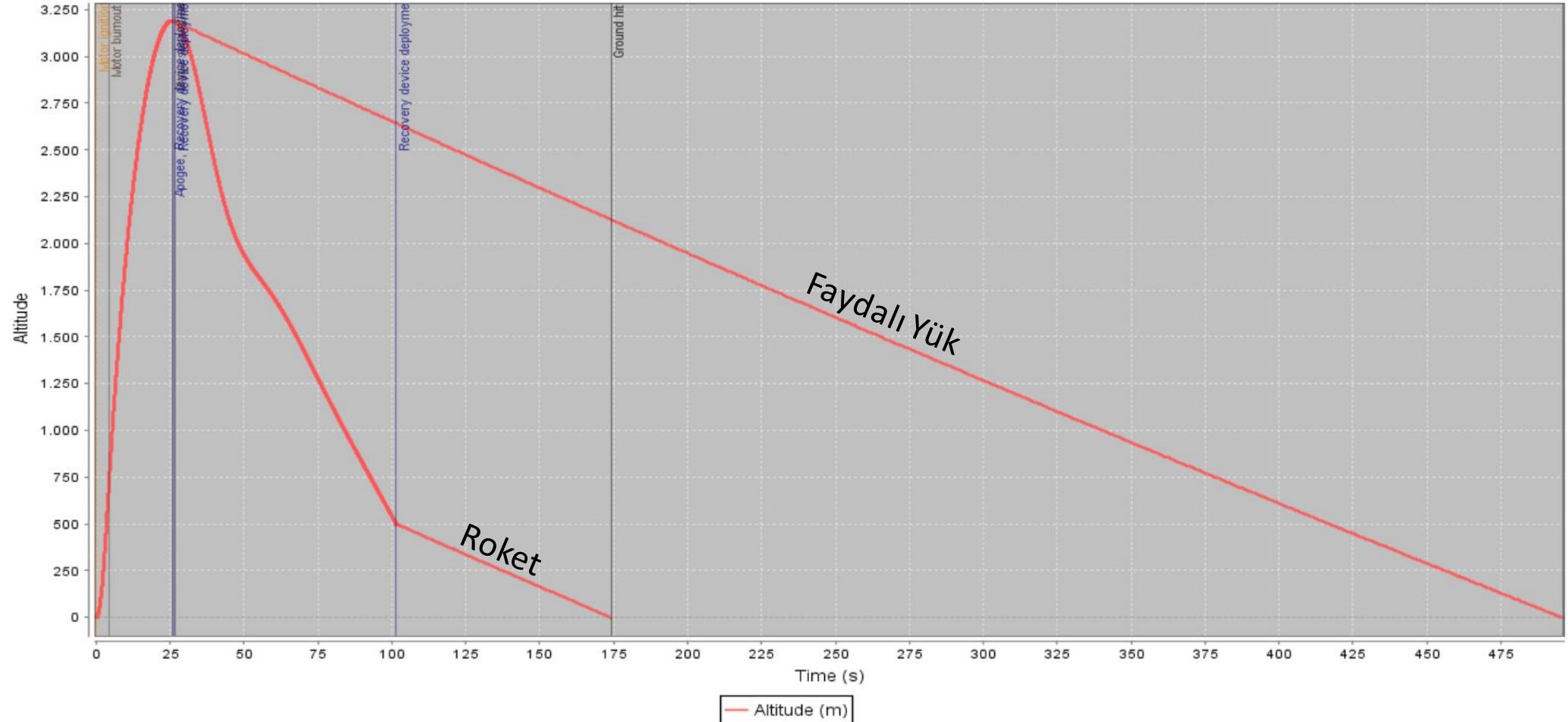
	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Fırlatma	-	-	-
Rampa Ucu	0,190	6	31,8
Yakıt Bitimi	4,40	719	265
Tepe Noktası	25,8	3191	0
Birincil Paraşüt Açılması	25,8	3191	22
İkincil Paraşüt Açılması	101,5	500	28
Paraşüt Sonrası	496	0	6,28

Uçuş Sonrası

1. Yer istasyonundaki verilere göre roketimizin indiğini gördüğümüzde kurtarma aşaması başlayacaktır.
2. Yer istasyonu görevlisi arkadaşımızın telsizden ileteceği enlem boylam verilerine göre kurtarma ekibi yola çıkacaktır.
3. Uçuş mekanikçimizin ön gördüğü iniş yeri ve yer istasyonundan alınan veriler karşılaştırılacak ve kurtarma ekibimiz bu veriler ışığında rotalarını oluşturacaktır. İzin verildiği takdirde özgün taşınabilir yer istasyonumuz bu aşamada da kullanılabilir.
4. Roket başarıyla kurtarılacaktır.
5. Faydalı yük verileri alınarak incelenecektir.

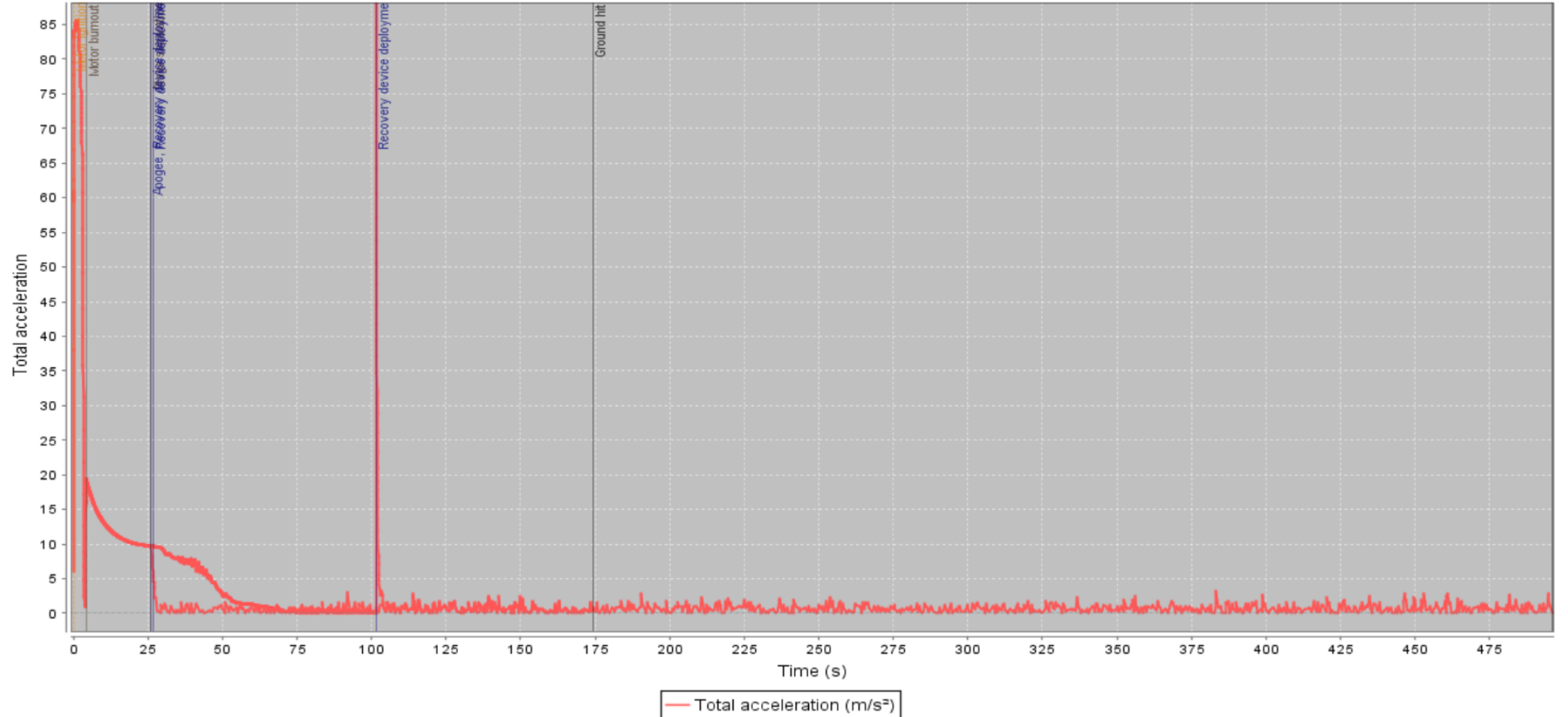
Atış Alanı 1. Motor Custom

İrtifa/Zaman Grafiği



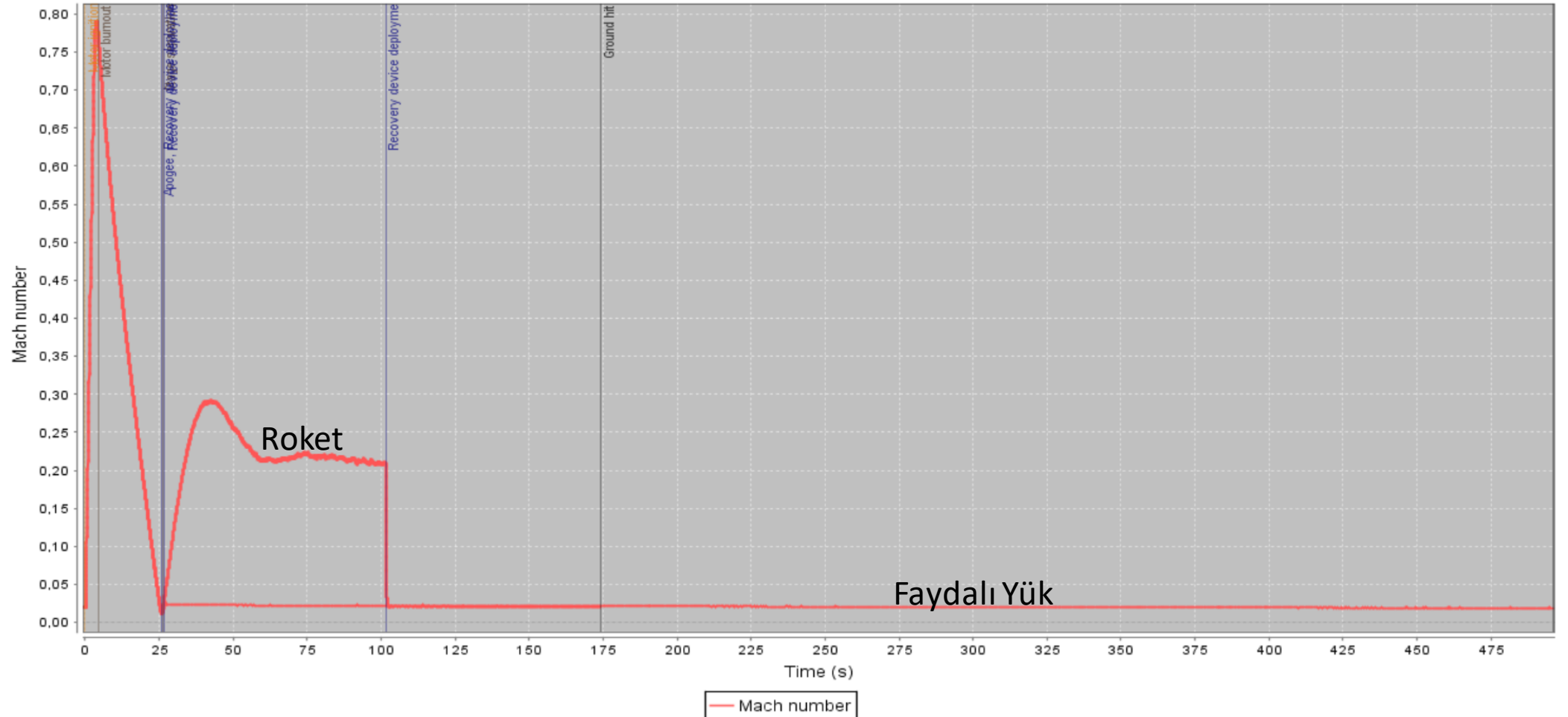
Atış Alanı 1. Motor Custom

İvme/Zaman Grafiği



Atış Alanı 1. Motor Custom

Mach/Zaman Grafiği



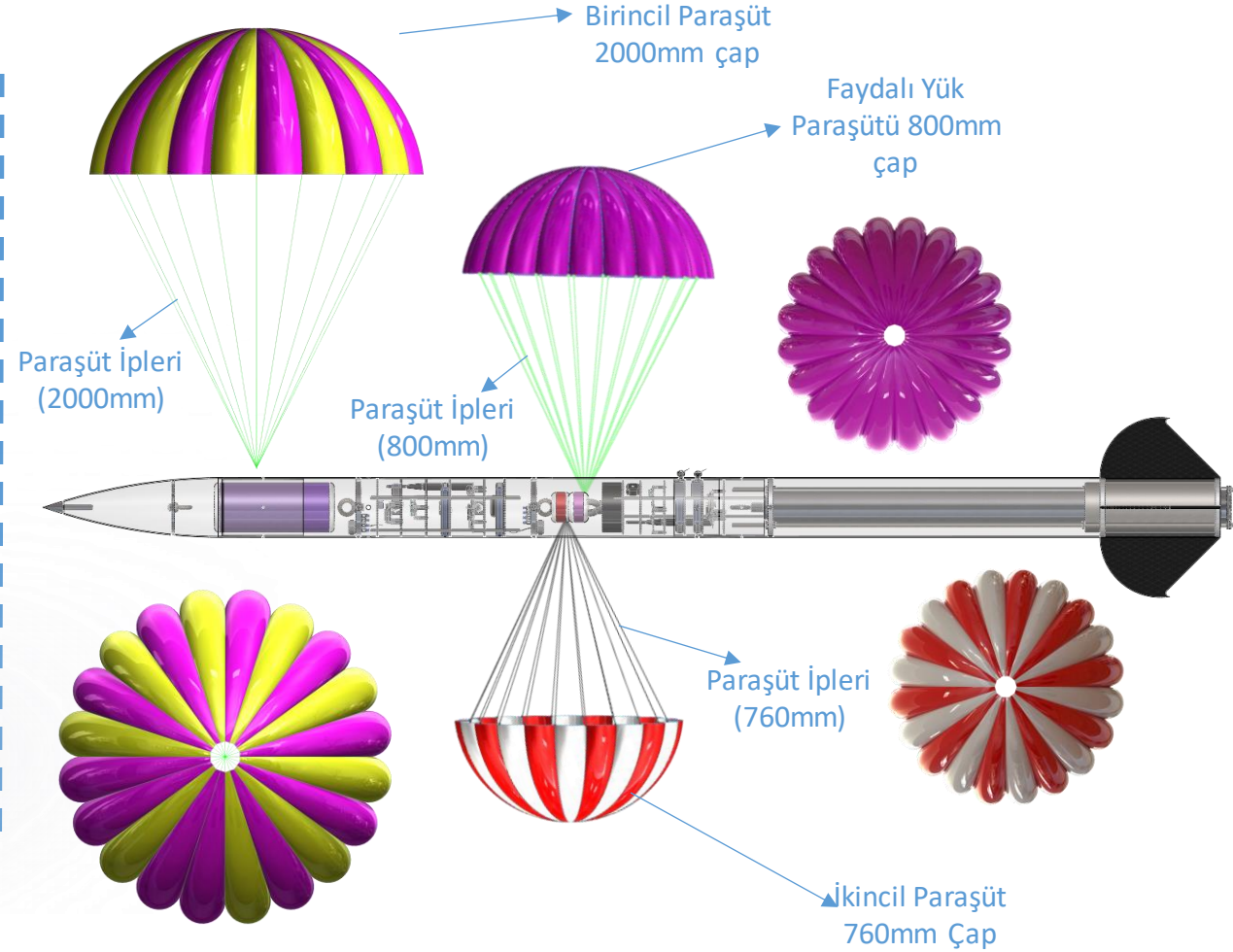
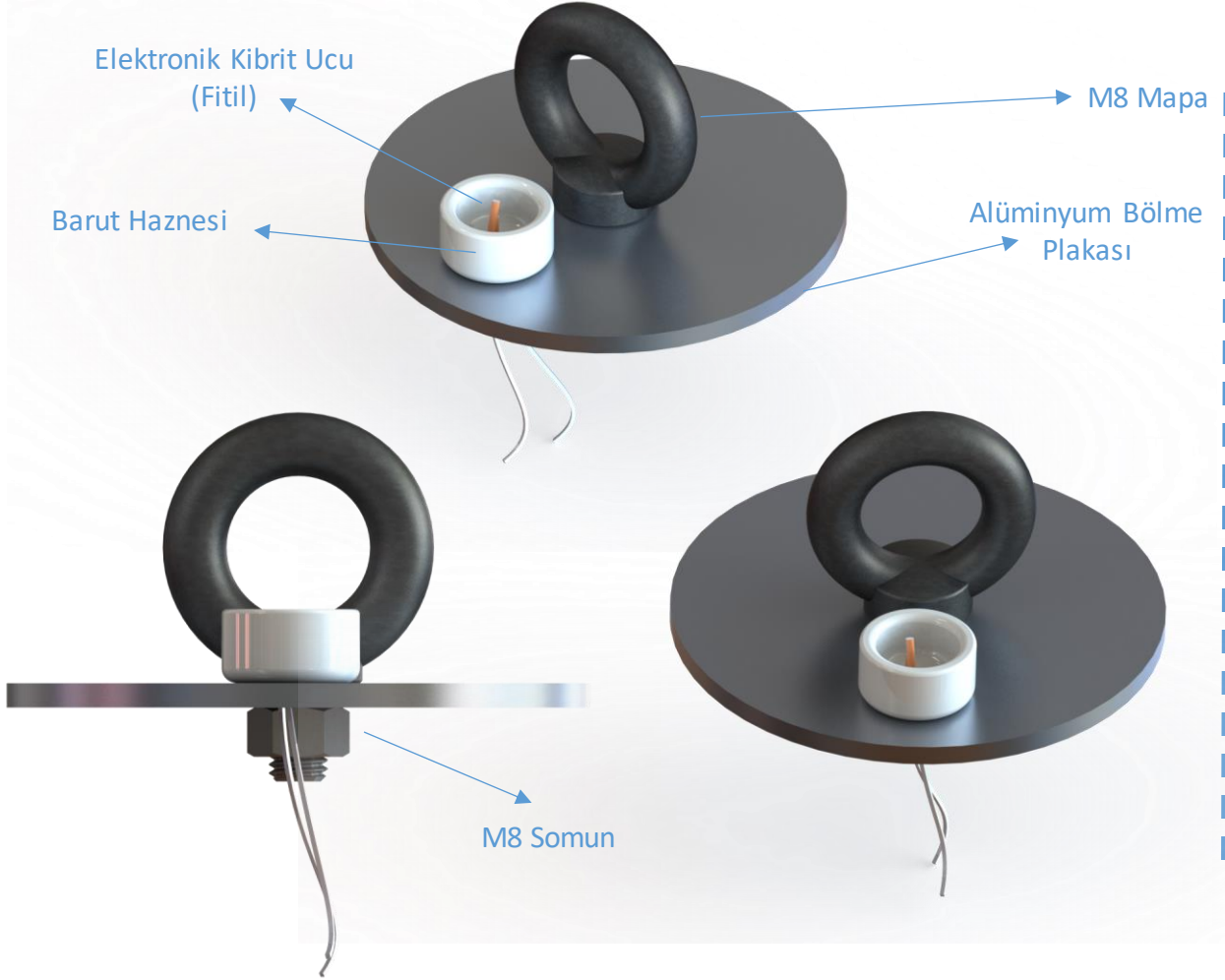
Komponent	Uzunluk(cm)	Dış Çap (cm)	Cidar(mm)	Üretim yöntemi	Üretim yeri	Malzeme
Burun Konisi	36	12	2	Hazırlanan ahşap kalıba, elle yatırma yöntemi	Ç.Ü. Mak. Müh. Lab.	Cam Elyaf
Üst Gövde	100	12	2	Rulo sarım yöntemi	Ç.Ü. M. M. L.	Cam Elyaf
Alt gövde	100	12	2	Rulo sarım yöntemi	Ç.Ü. M. M. L.	Cam Elyaf
Entegrasyon Gövdesi	18	11,6	2	3D yazıcıdan üretilen kalıba elle yatırma yöntemi	Ç.Ü. M. M. L.	Cam Elyaf
Kanatçıklar	24	-	5	Vakum infüzyon tekniği ile üretilen plakanın su jetiyle kesilmesi	Ç.Ü. M. M. L. ve Adana Metal Sanayi	Karbon Epoksi
Motor Tutucu	0,25	11,6	21			Karbon Epoksi
Motor Bloğu	1	11,6	İçi dolu	Su jeti	Metal Sanayi	Krom
Bölme Plakası (Burun Konisi)	0,5	10,7	İçi dolu	Su Jeti	Metal Sanayi	Alüminyum
Kurtarma Plakası x2	1	11,6	İçi dolu	Su Jeti	Metal Sanayi	Alüminyum
M3 Vida x3	0,6	-	-	Hazır Alındı	-	Paslanmaz Çelik
Merkezleme Halkası x2	1	11,6	30,5	Su Jeti	Metal Sanayi	Krom

Komponent	Çap(mm)	Uzunluk(cm)	Kütle (gr)	Üretim yöntemi	Üretim yeri	Malzeme
3/16 UNC Mapa	-	5	270	Dökme çelik	Hazır Alındı	Paslanmaz Çelik
M8 Mapa x4	-	6	270	Dökme çelik	Hazır Alındı	Paslanmaz Çelik
M8 Karabina x10	-	7	80	Dökme çelik	Hazır Alındı	Paslanmaz Çelik
M6 Fırdöndü x3	-	7	75	Dökme çelik	Hazır Alındı	Paslanmaz Çelik
Metal Uç	-	2	80	3 Eksen Torna	Üretildi	Alüminyum 6063T1
Faydalı Yük Şok Kordu	15	50	30	-	Hazır Alındı	Kevlar ile güçlendirilmiş naylon
Burun Konisi Şok Kordu	15	280	70	-	Hazır Alındı	Kevlar ile güçlendirilmiş naylon
Gövdeler Arası Şok Kordu	15	150	100	-	Hazır Alındı	Kevlar ile güçlendirilmiş naylon
Faydalı Yük Paraşüt İpleri	4	150		Dikim	Dikimhane	550 Paracord
Birincil Paraşüt İpleri	4	80		Dikim	Dikimhane	550 Paracord
İkincil Paraşüt İpleri	4	200		Dikim	Dikimhane	550 Paracord

Komponent	Çap (cm)	Katlanmış Çap(cm)	Katlanmış uzunluk(cm)	Üretim yöntemi	Üretim Yeri	İp sayısı
Faydalı Yük Paraşüt	80	6	6	Kalıp çıkartarak dikim	Dikimhane	8
Birincil Paraşüt	76	8	13	Kalıp çıkartarak dikim	Dikimhane	8
İkincil Paraşüt	200	10	27	Kalıp çıkartarak dikim	Dikimhane	12

Komponent	Uzunluk (cm)	Model	Üretim yöntemi	Üretim yeri	Malzeme
M5 Somun x8	0,47	M5	Hazır Alındı	-	Paslanmaz Çelik
Havşa baş M4 Vida x15	0,8	Havşa başlı M4	Hazır Alındı	-	Paslanmaz Çelik
M5 Tij x5	35	M5	Hazır Alındı	-	Paslanmaz Çelik
M8 Tij x2	100	M8	Hazır Alındı	-	Paslanmaz Çelik
Ek Ağırlık 1	13	-	Döküm	Metal Sanayi	Karbon Çeliği
Kaydırma Ayağı x2	1	-	Hazır Alındı	-	Alüminyum
Kırılır Pin x8	0.9	M2	Hazır Alındı	-	PLA
Ek ağırlık 2	3	-	Döküm	Metal Sanayi	Karbon Çeliği

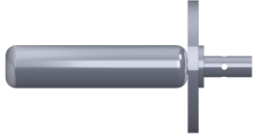
Komponent	Kalınlık (cm)	Materyali	Üretim Yöntemi	Üretim Yeri	Çap(cm)
Faydalı Yük Katmanlar	0,2	Cam Elyaf	Elle Yatırma, Lazer Kesim	Ç.Ü. Mak. Müh. Lab	10
Aviyonik Katmanlar	0,2	Cam Elyaf	Elle Yatırma, Lazer Kesim	Ç.Ü. Mak. Müh. Lab	11
Faydalı Yük Kartlar	0,2	PCB	Hazır Alındı/ Elle dizgi	Çin – Hong Kong/ Ç.Ü. Mak. Müh. Lab.	-
Aviyonik Kartlar	0,2	PCB	Hazır Alındı/ Elle dizgi		-
Faydalı Yük Piller	-	2S 2800mAh Li-Po	Hazır Alındı	-	-
Aviyonik Piller	-	2S 2800 mAh Li-Po	Hazır Alındı	-	-





KARA BARUT

- En ucuz , en hafif ve en küçük hacme sahip sistemdir.
- Ayrılma hızı konusunda diğer açılma sistemlerine göre en hızlı olan sistemdir.
- Gerekli önlemlerin alınmaması durumunda barutun yanıcı olmasından kaynaklı kaza yaşanma riski barındırır.
- Sızdırmazlık konusunda karbondioksit ile ayrılma sistemi kadar sorun yaratmaz.



KARBONDİOKSİT

- En yüksek maliyete sahip ve ağırlık konusunda yaylı sistemden sonra en ağır olan sistemdir.
- Rokette kapladığı hacim yaylı sistemden daha az, kara barut sisteminden daha fazladır.
- Ayrılma hızı konusunda azımsanmayacak etkisi vardır fakat bu konuda kara barut sistemi daha etkilidir.
- Gazın istenilen basınçta sıkışmaması sonucunda sistemin çalışmama riski vardır.



YAYLI SİSTEM

- Maliyeti kara baruttan daha fazladır ağırlığı ise en fazla olan açılma sistemidir.
- Rokette en fazla hacim kaplayan ve en düşük ayrılma hızına sahip sistemdir.
- Sistemin çalışma durumu diğer sistemlere göre daha az risklidir.
- Üretim aşaması ve imkanları caydırıcı etkiye sahiptir.

Maliyet düşüklüğü, hafiflik, az yer kaplaması , ayrılma hızı ve açılmama riskleri göz önünde bulundurulduğunda bizler için en uygun olabilecek sistem olarak **kara barut** sistemi tercih edilmiştir. Açılma 2 aşamadan gerçekleşecektir gereken hesaplamalar sonucunda ilk açılmada 7.52 gram ikinci açılmada 2.62 gram barutun yeterli olduğu görülmüştür.

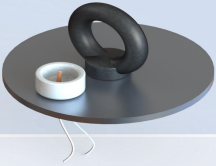


KURTARMA STRATEJİSİ

- Kurtarma sistemimiz barut temelli bir sistem olduğundan dolayı, ateş, ısı, elektrik kaçağı ve statik elektriklenme gibi dikkat etmemiz gereken kriterler bulunmaktadır.
- Önlem olarak paraşütlerimiz ve barut haznelerimiz; kıvılcım, statik elektrik ve ısıyı sönmülmesi için özel cam elyaf kumaşlarla muhafaza edilecektir.
- Birincil açılma esnasında, birincil paraşüt ve faydalı yükümüz gövdeden dışarıya çıkacaktır. Birincil paraşüt, muhafaza çantasından çıkarak açılacaktır. Çantadan kolayca çıkabilmesi için pudra kullanılacaktır. Muhafaza çantaları alt kurtarma plakasındaki mapaya, karabina ile bağlanarak kontrol edilebilecektir. Aksi halde muhafaza çantası paraşütü kaplayarak içerisine hava dolmasını engelleyecektir.
- Faydalı yük paraşütü ise önündeki muhafaza tamponu sayesinde hasardan korunacaktır. Ayrıca diğer paraşütler gibi muhafaza çantasına sahip olacaktır.
- Burun konisi-gövde arasında gerçekleşen ikincil açılmada ise ikincil paraşütü serbest bırakılacaktır. İkincil paraşüt muhafaza çantasının içerisinden çıkarak açılacaktır. Muhafaza çantası, karabina ile kurtarma mapasına bağlanarak kontrol edilebilecektir.
- Şok kordlarının, barut haznelerine yakın olduğu kısımlarında muhafaza kumaşımızdan kaplamalar üretilerek, kordların güvenliği ve açılma esnasında oluşan şok kuvveti ile riske girilmesi önleneyecektir.
- Alınan önlemler ve yapılan hesaplar sonucunda, roket güvenli bir şekilde kurtarılacaktır.

KURTARMA SİSTEMİ AKTİVASYONU

- Kurtarmayı gerçekleştirecek olan biri ana diğer ikisi yedek olmak üzere üç uçuş bilgisayarı, farklı parametreler kullanarak birincil ve ikincil ateşleme gerçekleştireceklerdir.
- Roket ayrılmayı barutla gerçekleştireceğinden, uçuş bilgisayarlarına elektronik kibrit uçları bağlıdır.
- Roket tepe noktasına ulaştığında, uçuş bilgisayarları tarafından birincil ateşleme için elektronik kibrit uçlarına en az 0.5 amper akım gönderilecek ve böylece sürüklenme paraşütleri ve faydalı yük serbest kalacaktır.
- Roket düşüşe geçtiğinde uçuş bilgisayarları irtifa ölçümüne devam edecek ve yere 500 metre kala ikincil ateşleme için tekrar en az 0.5 amper akım gönderilecek ve ana paraşütler serbest kalacaktır.

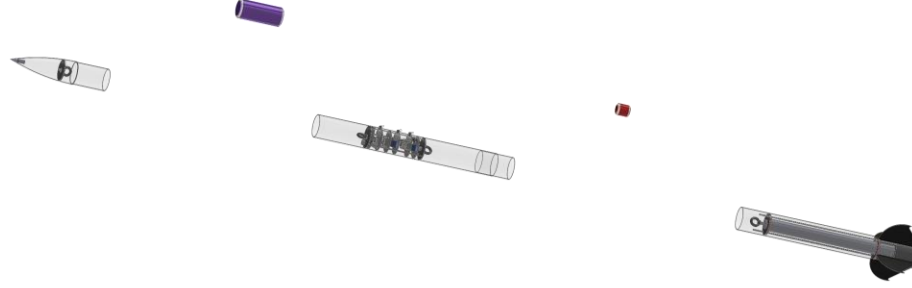
KURTARMA SİSTEMİ PARÇA & ALT SİSTEMLERİNİN ROKETTEKİ İŞLEVLERİ:

PARÇA & ALT SİSTEMLER	PARÇA & ALT SİSTEMLERİNİN ADI	PARÇANIN & ALT SİSTEMLERİNİN İŞLEVİ
	KURTARMA PLAKASI	Barut haznesinin ve şok kordonun bağlantısı için mapa içeren alt sistemdir. Binen şok yüküne karşı M8 mapa, 10mm kalınlığında alüminyum plaka ve 3 adet M4 havşa başlı vida dayanacaktır.
	BARUT HAZNESİ	Açılma sistemi olarak seçtiğimiz kara barutu içerisinde tutmaktır. Ayrıca ateşleme esnasında olabildiğince az deforme olması hedeflenmektedir.
	ELEKTRONİK KİBRİTBAŞI	Aviyonik sistemden gelen akım ile sistemin aktivasyonunu sağlar. Böylece kontrollü bir açılma aktivasyonu sağlanmış olur.
	MUHAFAZA ÇANTASI	Kara barutun yanması esnasında ortaya çıkan kıvılcımlar ve ısı sonucunda istenmeyen durumlardan korur. Gövde, mapa, şok kordu, karabina, bölme plakası, aviyonik sistem ve faydalı yük gibi alt sistemlerin deforme olmasını engeller.
	BARUT	Sistemdeki en önemli elemandır. Tahrik mekanizması ve elektronik sistemler ile aktifleştirilir. Ani yanma tepkimesi ile oluşan basınç değişimi sebebiyle, roket gövdesinin iç ve dış basınç farkını istenen düzeyde sağlayarak paraşütlerin açılmasını sağlar.

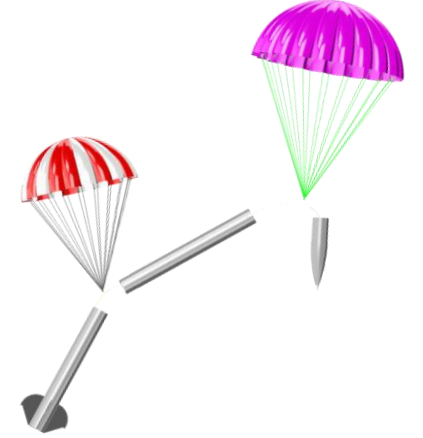
Paraşüt Çıkarma Sistemi



Görsel: Birincil Açılma



Görsel: Patlatılmış CAD Görseli

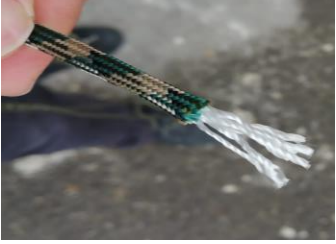


Görsel: İkincil Açılma

- Kurtarma sisteminin aktivasyonu iki aşamada gerçekleşecektir.
- 1. aşama tepe noktasında gerçekleşecektir.
- 1. aşamada, birincil paraşüt , faydalı yük ve faydalı yük paraşütü motor gövde ve üst gövdenin ayrılması ile serbest bırakılacaktır.
- 2. aşama yere inişe 500 metre mesafede gerçekleşecektir.
- Bu aşamada üst gövde ve burun konisinin ayrılması ile ikinci paraşüt serbest bırakılır.
- Tüm aşamalar elektronik kibrit başı ile aktiveleştirilen barutla açılma sistemidir.
- Son olarak kurtarma aşaması; güvenle yere inen roketimizin bulunmasıdır. Yer istasyonundan alınan verilerle kurtarma ekibi roketi bulacaktır.

Paraşüt Çıkarma Sistemi Patlatılmış CAD Videosu: 

Fg. 1



Fg. 2



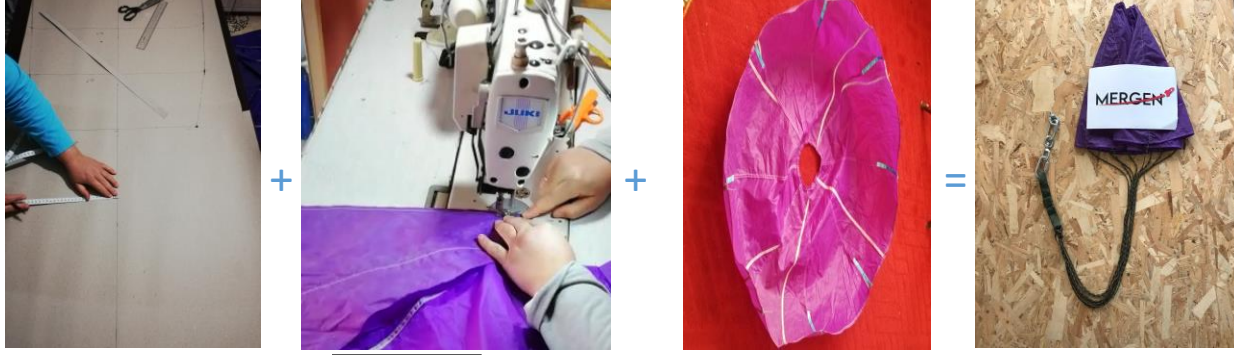
Fg. 3



Fg. 4



Alt Sistem Malzemeleri	Malzeme Özellikleri
550 Paracord İp	550 pounda dayanıklıdır. İçerisinde 7 adet ip ve dışarısında sağlam bir kaplama bulunduran yumuşak bir ip türüdür. Maliyeti ucuz bir malzemedir. (Figür 1)
Ripstop Naylon Kumaş	Yırtılmaya karşı dirençlidir ve dikimi kolaydır. Akışkan geçirgenliği neredeyse yoktur. (Figür 2)
Muhafaza Kumaşı	-168C ile +1200C arasındaki sıcaklıklardan ve barutun yanmasından etkilenmezler. Şekli bozulmaz ve darbelere karşı oldukça dirençlidir. Geliştirilmiş bir cam elyaf türüdür. Test sonuçlarımız yansı 24 prototip açılma sistemi testinde verilmiştir.
M8 Karabina	Şok kordu, yanmaz çanta ve paraşüt ipleri gibi elemanların, sistemi oluşturmalarında serbestlik derecesini arttıran elemanlar dan birisidir. Tanesi yaklaşık 5500 newton kuvvete kadar dayanıklı, kilitli karabinalar kullanılmıştır. (Figür 3)
M6 Fırdöndü	Paraşüt iplerinin ve şok kordlarının birbirine dolanmasını önlemek ve açılma sonrası paraşütlerin fonksiyonelliğini bozmamak adına kullanılan en önemli alt sistem elemanıdır. Yaklaşık 4500 newton kuvvete kadar dayanıklı fırdöndüler kullanılmıştır. (Figür 3)
M8 Mapa	Tanesi 1400 newton kuvvete kadar dayanıklı dökme çelik mapalar kullanılmıştır. Karabinalar kullanılarak şok kordu ve paraşütleri kurtarma plakasına sabitlemek amacıyla kullanılmıştır. (Figür 3)
3/8-16UNC Mapa	Bu mapa türü Cesaroni M2020 ve M2150 motorlarının kasalarındaki yuvalara (forward closure) uygun olacak şekilde üretilmiştir. Dökme çelik yöntemiyle üretilen bu mapalar roketi tek parça kurtarmak amacıyla üretilmiştir. (Figür 4)



- Paraşütlerimiz, yırtılmaz kumaş ile üretilmiş bir yamaç paraşütünün kumaşı kullanarak üretilmiştir.
- Tasarlanan kubbeli modeldir. Paraşütlerin üst kısmındaki stabilizör delik hava akışını stabilize etmek için, %10-%15'i büyüklüğünde açılmıştır.
- İkincil paraşütümüz mor sarı, birincil paraşütümüz kırmızı beyaz ve faydalı yük paraşütümüz mor renkte üretilmiştir.

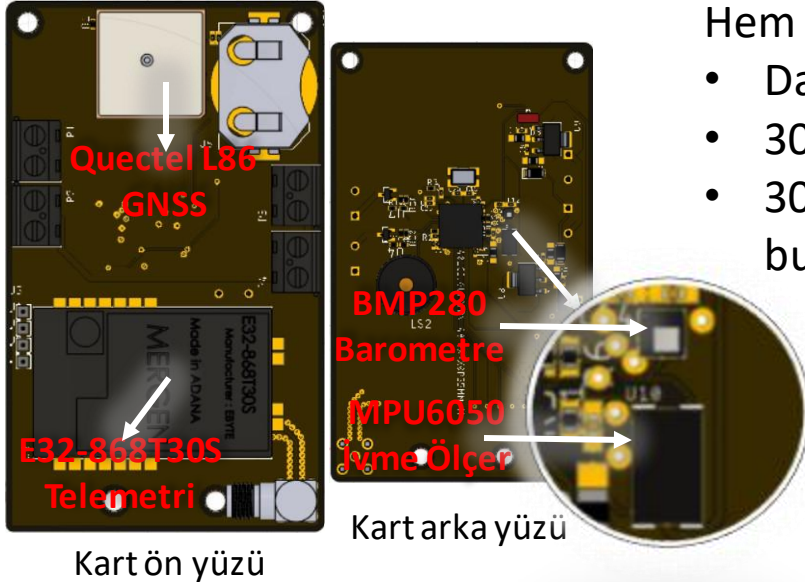
- İkincil paraşütümüzün çapı büyük olduğu için güvenliğini ve akış dinamiğini stabil sağlamak amacıyla 12 parçadan oluşacak şekilde ve 12 ipe sahip biçimde üretilmiştir.

PARAŞÜTLERİN ÖZELLİKLERİ

Paraşütler	Renk	Açık Çap (cm)	Kapladığı hacim (m ³)	Kubbe Delik Çap (cm)	Düşüş Hız (m/s)
Birincil	Kırmızı-Beyaz	76	0.0013	11.4	24.76
İkincil	Mor-Sarı	200	0.0045	20	7.01
Faydalı Yük	Mor	80	0.0006	13.5	9.16

Paraşüt Tanıtım Videosu: 

- Üretime başlamadan önce kumaşımız ve kalıp yöntemimiz ile oluşturacağımız geometrinin sürtünme katsayısını hesaplamak amacıyla aviyonik birimimizin tasarladığı özgün sürtünme katsayısı hesaplayan kartımızı prototip paraşütümüze bağlayarak hesaplamalar yapılmıştır.
- Birden çok deneme ve daha önceden sürtünme katsayısı bilinmiş geometriler ile verilerimizi karşılaştırarak prototip paraşütümüzün sürtünme katsayısı elde edilmiştir. Bunun üzerine paraşütlerimizin üretimi başlamıştır.
- Paraşütümüzün üretiminden sonra ORK üzerindeki düşüş hızı verilerine bağlı kalmayıp isterin karşılanıp karşılanmadığını teyit etmek amaçlı her paraşütün düşüş hızı ayrı ayrı hesaplanmıştır dikey hız formülleri kullanılarak hesaplanmıştır.



Hem faydalı yükü, hem de roketi kurtaracak olan Telemetri + Ateşleme kartı;

- Dahili antene, dahili EEPROM'a ve 132 kanal sayısına sahip olan Quectel L86,
- 30dBm iletim gücü, -147dBm alıcı hassasiyeti ve 8km menzili olan E32-868T30S,
- 300-1100hPa aralığında ölçüm yapabilen, 1hPa mutlak 0,12hPa göreceli doğruluğu bulunan, 20 bit çözünürlük ve IIR filtreye sahip olan BMP280,
 - 2-4-6-8-16g aralıklarında ölçüm yapabilen, 500uA akım tüketen, 16 bit çözünürlük ve dahili FIFO'ya sahip olan MPU6050'den oluşmaktadır.



Görsel: Paraşüt Fonksiyonellik Testi






Görsel: Barut Haznesi Dayanım Testi



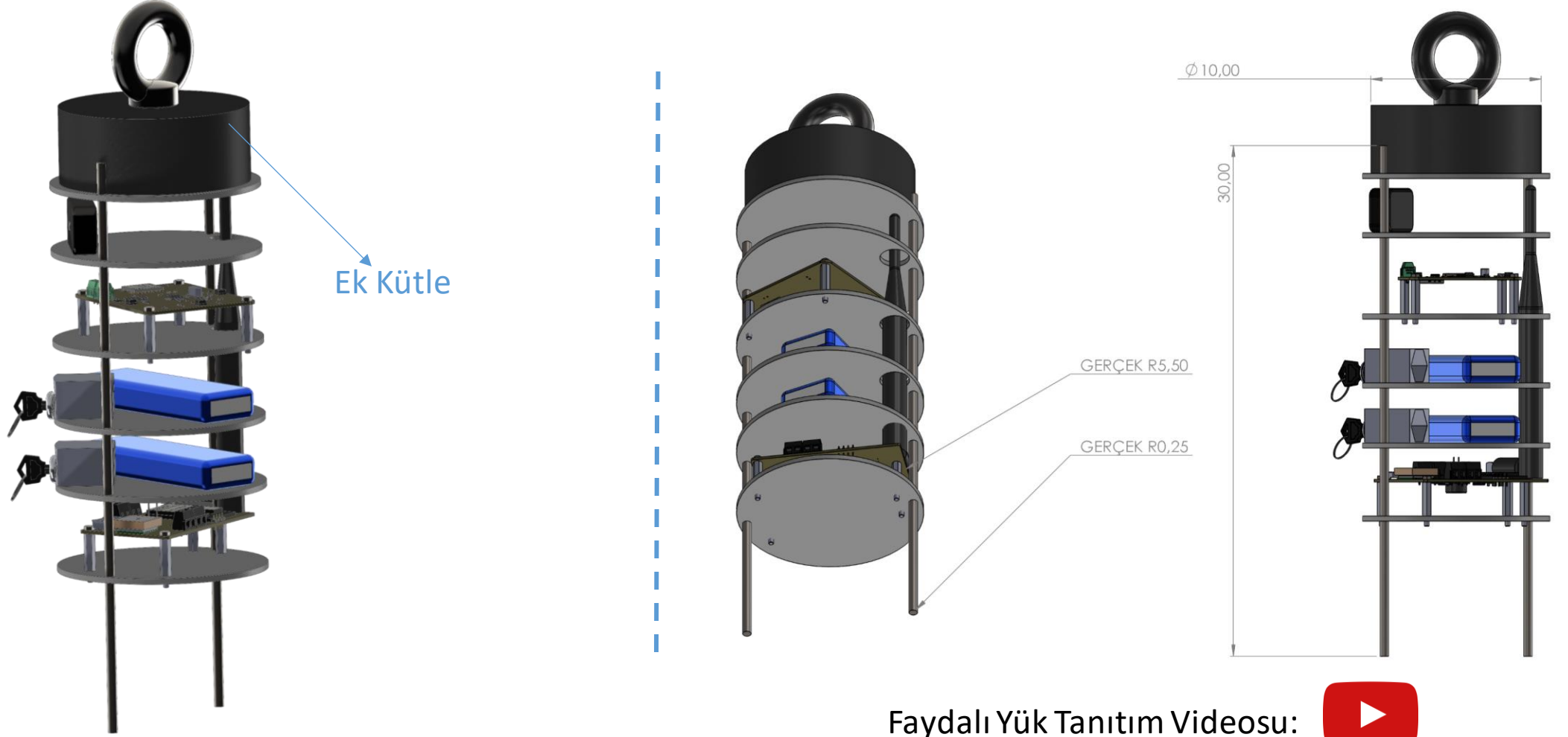
Görsel: Açılma Testi

KURTARMA SİSTEMİNİN TÜM ALT SİSTEMLERİNİN TESTİ:

Test Adı	Yöntem	Yapılan Yer	Video	Tarih
Paraşüt Fonksiyonellik	Paraşütler kendi üretimimiz olduğundan; rüzgar tüneli ile içerisine hava doldurularak ve paraşüt yüksekten atılarak , içerisine hava dolması ve stabilizatör deliğin fonksiyonelliği test edilmiştir.	Makine Mühendisliği Lab./Bina		20 Nisan 2021
Barut Haznesi Dayanım	Barut haznesinin PVC materyalli olması kararından sonra total deformasyon analizi yapılmıştır. Risk oluşmadığı görüldüğünden deneme amaçlı 9 gram (güvenlik katsayısı 1,9) barut ile test edilmiştir.	Makine Mühendisliği Laboratuvarı		9 Mayıs 2021
Açılma Testi (Barut Miktarı)	Hesaplamalara dayanan barut miktarının tepe noktasındaki hücum açısına göre konumlandırılarak önündeki ağırlıklara karşı miktarının yeterliliği test edilmiştir.	Makine Mühendisliği Laboratuvarı		12 Mayıs 2021

Test Adı	Yapılacak Yer	Test Yöntemi	Test Düzeneği	Test Tarihi
Birincil Açılma	ÇÜ Mak. Müh. Lab.1	Açılma sistemimizin, gerekli barut miktarı ile açılmayı gerçekletirmesi ve muhafaza kumaşının işlevliğinin ölçülmesi	Roket gövdeleri, burun konisi, paraşütler, muhafaza kumaşı, açılma sistemi	23.05.2021
İkincil Açılma	ÇÜ Mak. Müh. Lab.1	Açılma sistemimizin, gerekli barut miktarı ile açılmayı gerçekletirmesi ve muhafaza kumaşının işlevliğinin ölçülmesi	Roket gövdeleri, burun konisi, paraşütler, muhafaza kumaşı, açılma sistemi	23.05.2021
Paraşüt Fonksiyonellik	Açık Alan ve Yüksek Mesafe	Paraşütlerin bir yükseltiden açık alanda belli ağırlıklarla atılarak limit hıza ulaşmalarını sağlamak	Paraşüt, şok kordu, karabina, mapa, ek ağırlık	24.05.2021
Paraşüt İpi Dayanım	ÇÜ Mak. Müh. Lab.1	Paraşüt iplerinin hesaplanan şok yüküne karşı dayanımlarını ölçmek	Çekme testi	24.05.2021

- Testler, hesaplamalarımızın ve simülasyonlarımızın doğruluğunu kanıtlamak ve uçuş esnasında yaşanabilecek sorunlara karşı erken önlem alıp çözüm geliştirmek amacıyla yapılacaktır. Alınan veriler ışığında revizelere gidilecektir veya çalışmalarımızın doğruluğunun kanıtlandığı görülecektir.





Görsel: Faydalı Yük Temsili
Ayrılma



Görsel: Faydalı Yük CAD (solda)
ve Bay Dizimi (sağda)
Görünümü

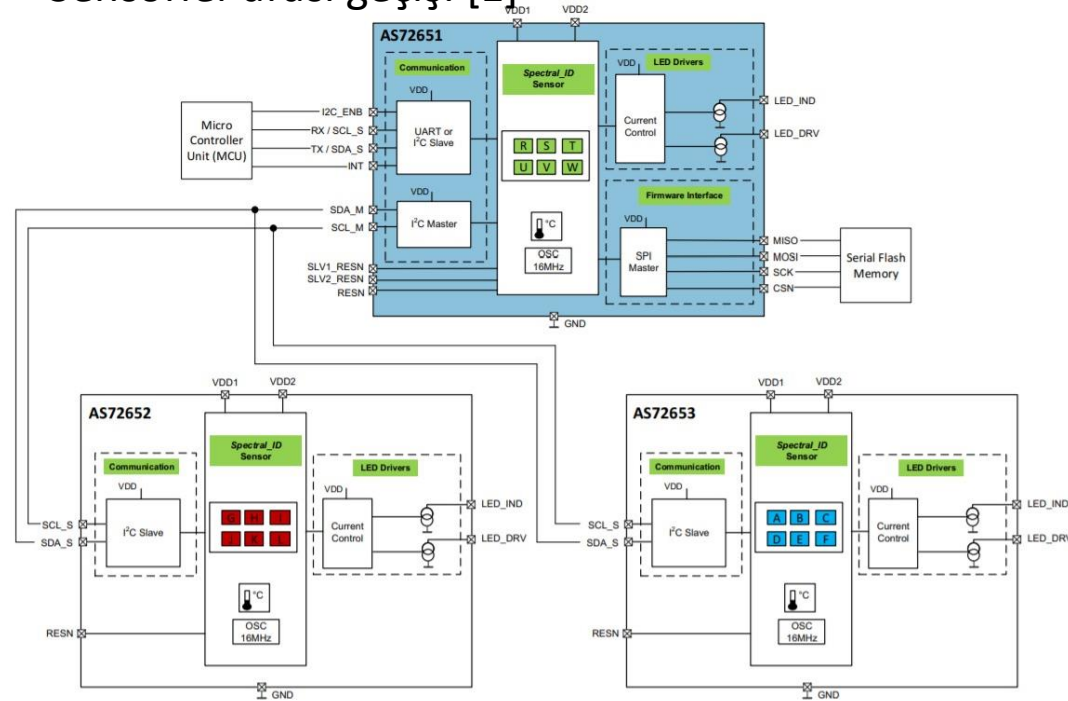


- Ephemeris tepe noktasına geldiğinde aktifleştirecek birincil açılma sistemi, barutla açılma sistemidir. Faydalı yükümüz Ephemeris'ten bu aşamada ayrılacaktır.
- Faydalı yük çıkarken, gövdeye zarar vermemesi için açılma esnasında rahat bir biçimde gövdelerden çıkabilmesi göz önünde bulundurulmuştur.
- Buna önlem olarak faydalı yükün sivri köşelerine silikon tamponlar yapılması planlanmaktadır.
- Faydalı yükümüz 4 kilogram ağırlığa sahiptir.
- Ek ağırlık, çelik olarak belirlenmiştir. Radyoaktif madde veya çevreye zararlı madde bulunmamaktadır.

- Faydalı yükümüzün çapı, roketimizin çapından daha küçük çapta tasarlanmıştır. Olası genleşmeler, hakem heyeti karşısında çıkarılma ve montajlanma kolaylığı göz önünde bulundurulmuştur.
- Faydalı yük diğer tüm bileşenlerden bağımsız tek paraşütle indirilecek olup, elektronik sisteme konulan konum bulma sisteminden alınan verilerin yer istasyonuna aktarılması sayesinde kurtarılacaktır. Faydalı yükün yatayda rampadan 4125 metre uzaklığa sürüklenmesi öngörülmüştür.

- Faydalı yük içerisinde iki faydalı yük ve bir telemetri kartı bulunmaktadır. Faydalı yük kartlarından biri; içinde bulunun, AS72651 (Master), AS72652 (560nm – 940nm, Slave) ve AS72653 (410nm – 535nm, Slave) spektral sensörleri ile farklı dalga boylarında radyasyon ölçümü yapıp, elde ettiği verileri hafıza kartına depolayıp, roket rotasının radyasyon profili oluşturulacaktır. Telemetri kartı ise; ivme, irtifa, hız ve konum verilerini paket halinde yer istasyonuna aktaracaktır.

Sensörler arası geçiş: [1]

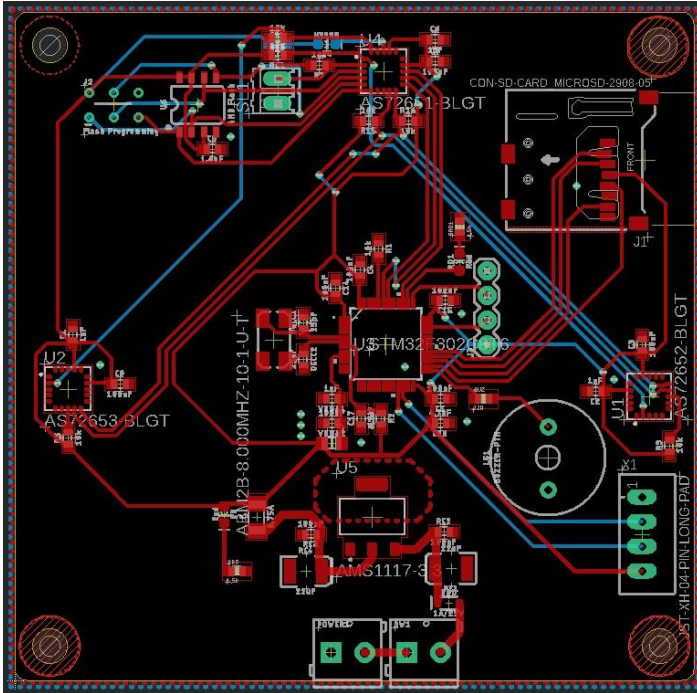


Elektronik Sistem:

Faydalı yük elektronik kartı genel olarak; radyasyon ölçümü için spektral sensörler, flash memory devresi, mikro kontrolcü, buzzer, led ve pasif componentlerden oluşmaktadır. Spektral sensörler kendi aralarında I2C iletişim protokolü ile haberleşmektedir. Ana sensör olan AS72651, flash memory içerisinde bulunan programı kullanarak koordinasyonu sağlarken UART iletişim protokolü ile topladığı verileri hafıza kartına depolaması için mikro kontrolcüye (STM32F302C8T6) iletmektedir. Kartta bulunan buzzer ve led kontrol amaçlıdır.

Telemetri kartı ise içerisinde bulunan ivme sensörü (MPU6050), barometre (BMP280), GNSS modülü (Quectel L-86), telemetri modülü (E32-868T30S) ve mikro kontrolcü (STM32F302C8T6) ile faydalı yükün anlık ivme, irtifa, hız ve konum verilerini yer istasyonuna aktarmaktadır.

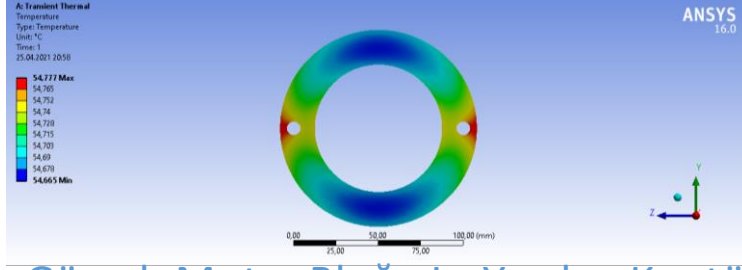
Faydalı yük, ilk ayrılma sonrası gün ışığı ile temas ederek üzerinde bulunan spektral sensörlerle, her biri sahip olduğu altı farklı optik filtre sayesinde 410 nm - 940 nm dalga boyları arasında on sekiz farklı kanalda ölçümler yaparak hafıza kartına bulunduğu irtifanın radyasyon profilini depolayacaktır.



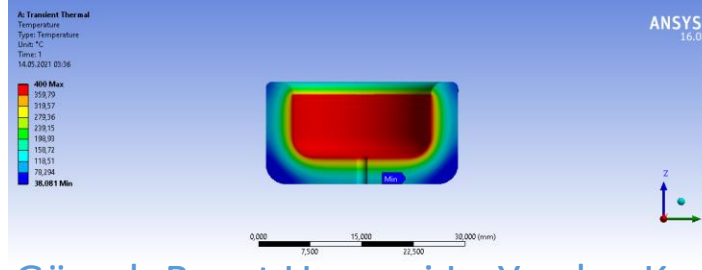
Bilimsel görev; 3.000 metrede uçuş yapan pilotların, gösteri uçaklarının, yamaç paraşütçülerinin vb. maruz kalacağı radyasyon miktarını belirlemektir. Bu veriler ışığında görev ve insan sağlığının korunması için en uygun malzemenin seçilmesi hedeflenmektedir.



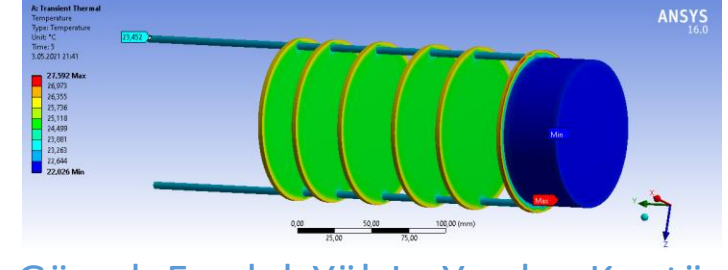
Sistem aktive olduktan sonra tüm süreç boyunca telemetri kartı; ivme, irtifa, hız ve konum verilerini paket halinde yer istasyonuna aktarır.



Görsel: Motor Bloğu Isı Yayılım Kontürü

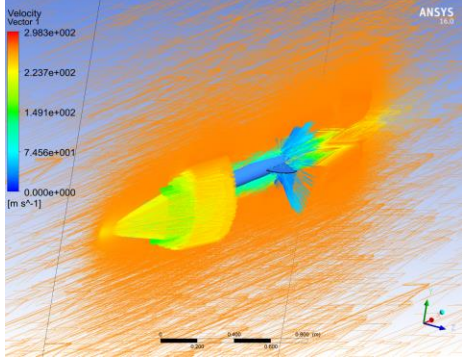


Görsel: Barut Haznesi Isı Yayılım Kontürü



Görsel: Faydalı Yük Isı Yayılım Kontürü

- Merkezleme halkalarının genişmesini yorumlama amacıyla yapılan termal analizde «Transient Thermal» modülü kullanılmış olup 75 santigrat derece konveksiyon 10 W/mK ısıl iletkenlik uygulandı. Sıcaklık dağılım verisinin üzerine «Static Structural» modülü uygulanıp genişleme kontürleri incelendi. Bu analiz genişmeye en çok maruz kalacak bölgelerin tespitinde ve buna yönelik risk azaltma çalışmalarında kullanıldı.
- Faydalı yük genişmesini yorumlamak için termal analiz uygulandı. Çift modülle yapılan analizde ilk olarak «Transient Thermal» modülü kullanılıp 75 santigrat derece konveksiyon 20 W/mK ısıl iletkenlik ile uygulandı. Sıcaklık yayılım kontürleri gözlenip üzerine «Static Structural» modülüyle deformasyon gözlemi yapıldı. Bu kontürler ile en çok genişecek yerler belirlendi. Önlem alınması gereken yerler olmadığı gözlemlendi.
- Barut Haznesine ısıl geçirgenliğini görmek amacıyla ANSYS üzerinden «Transient Thermal» modülüyle termal analiz uygulandı. Barut patlama sıcaklığı olarak 400 santigrat derece sıcaklık koşulu belirlendi. Dış yüzeyde 38 santigrat derece sıcaklık verisi okundu, risk oluşturmayacağı gözlemlendi. Materyal ataması PVC-60 olarak yapıldı.
- Tüm analizlerin mesh yapısında «Orthogonal Quality» minimum değerinin 0,2, «Skewness» maksimum değerinin ise 0,8'den düşük olması sağlandı. Tüm analizler ANSYS Workbench üzerinden yapıldı.



Ephemeris Post Processing Videosu:

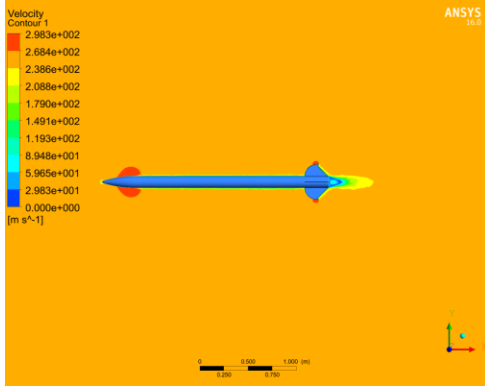


Aerodinamik analizler ANSYS Workbench ile Fluid Flow(Fluent) modülü üzerinden gerçekleştirilmiştir. Çıktılar 3 serbestlik dereceli uçuş benzetimimizde ve kompleks çözüm methodu sayesinde işlenmiştir. C_d , C_l , $C_m(z)$, basınç noktası, roket e etki eden sürtünme kuvveti gibi kritik değerler monitör penceresi ve yazdır komutu ile elde edilmiştir. Roket geometrisine yapılan hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri 3 farklı hücum açısı ve her açıda 8 farklı mach sayısında gerçekleştirilmiştir. Böylece $C_d/mach$, $C_l/mach$ ve $C_m(z)/mach$ grafikleri elde edilmiştir. Bu verilerin kullanımına 3 serbestlik dereceli uçuş benzetimi raporumuzda yer verilmiştir. Tüm analizlerde iterasyon grafiğinin yakınsanması önemsenmiştir.

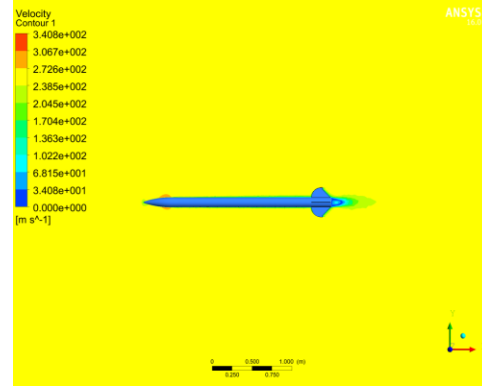
YAPILMIŞ AERODİNAMİK ANALİZLER

Burun Konisi	Burun konimizin C_d katsayısını hesaplamak ve uygunluğunu optimize edebilmek adına uzunluk kıyaslaması analizidir. Giriş-hız, çıkış-basınç sınır koşullarında çözülen bir analizdir. Reynold sayısı $6.3e+6$, $Y+1$ kullanılarak çalışılmıştır. Geometri küçük olduğu için sınır tabakası oluştururken zorlanılmamıştır. Analizler 3 boyutlu yapılmıştır.
Kanatçık Optimizasyonu	Kanatçıklarımızın AR-GE sürecinde bir çok analiz yapılmıştır. Bu analizlerde Kanatçık C_d , C_l ve $C_m(z)$ değerlerine bakılarak en uygun kanatçığa karar verilmesi hedeflenmiştir. Kanatçıkların farklı hızlardaki değerli de karşılaştırılmıştır. Böylece uçuş profili boyunca en uygun geometri seçilmiştir. $Y+5$ ve reynold sayısı $4.2e+6$ alınmıştır. Böylece daha hassas çalışmalar sonucu kanatçık optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Analizler 3 boyutlu yapılmıştır.

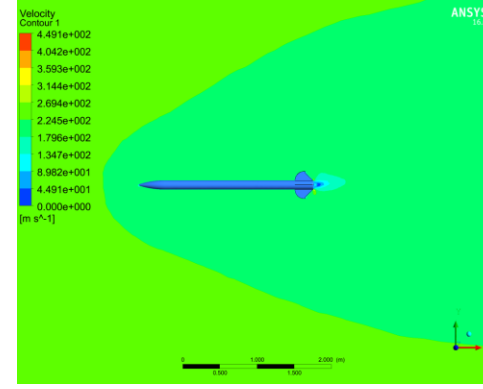
AoA=0 Analizi	AoA=0 analizlerinde hız-giriş, basınç-çıkış sınır koşulları kullanılmıştır. Bu analizler 0,1-0,2-0,3-0,4-0,5-0,6-0,7 ve 0,79 mach hızlarında yapılmıştır. Geometri ve ağ yapıları aynı olduğu için değişen parametreler hava yoğunluğu, entalpi, hız gibi çevresel parametreler olmuştur. Bu analiz akışkan-yapısal ilişkisi (FSI) kullanılarak uçuş esnasında maruz kalacağı basınca dayanımı analiz edilmiştir. Ardından modal analiz ile kinematik analizler yapılmıştır. Hata payı 0,001 olacak şekilde çözdürülen bu analiz ağacı uçuş benzetimi isterlerimizi karşılamaktadır. Y+5 değeri ile çalışılmıştır Reynold sayısı ile $4.1e+7$ 'dir. Analizler 3 boyutlu yapılmıştır.
AoA=2 Analizi	AoA=2 analizlerinde pressure-far-field çözüm yöntemi uygulanmıştır. Bu analizler ile uçuş benzetimimizdeki hassasiyeti arttırmak planlanmıştır. Bu analizler 0,1-0,2-0,3-0,4-0,5-0,6-0,7 ve 0,79 mach hızlarında yapılmıştır. Geometri ve ağ yapıları aynı olduğu için değişen parametreler hava yoğunluğu, entalpi, hız gibi çevresel parametreler olmuştur. . Y+5 değeri ile çalışılmıştır Reynold sayısı ile $4.1e+7$ 'dir. Analizler 3 boyutlu yapılmıştır. Hata payı 0,001 olacak şekilde çözdürülen bu analiz ağacı uçuş benzetimi isterlerimizi karşılamaktadır.
AoA=5 Analizi	AoA=5 analizlerinde pressure-far-field çözüm yöntemi uygulanmıştır. Bu analizler ile uçuş benzetimimizdeki hassasiyeti arttırmak planlanmıştır.. Bu analizler ile uçuş benzetimimizdeki hassasiyeti arttırmak planlanmıştır. Bu analizler 0,1-0,2-0,3-0,4-0,5-0,6-0,7 ve 0,79 mach hızlarında yapılmıştır. Geometri ve ağ yapıları aynı olduğu için değişen parametreler hava yoğunluğu, entalpi, hız gibi çevresel parametreler olmuştur. . Y+5 değeri ile çalışılmıştır Reynold sayısı ile $4.1e+7$ 'dir. Analizler 3 boyutlu yapılmıştır. Hata payı 0,001 olacak şekilde çözdürülen bu analiz ağacı uçuş benzetimi isterlerimizi karşılamaktadır.
Kanatçık Tasarım Analizleri	Eliptik ve trapezoidal kanatçıkların bizim roketimiz ile olan aerodinamik uyumunu görmek ve avatnajlarından faydalanabilmek adına yaptığımız 2 boyutta plane üzerinden yapılan analizlerdir. Y+5 almıştır ve reynold sayısı $4.1e+7$ olarak hesaplanmıştır. Hız, vertex, c_d , c_l ve $c_m(z)$ değerleri karşılaştırılarak yapılan 3 analizden oluşmuştur.



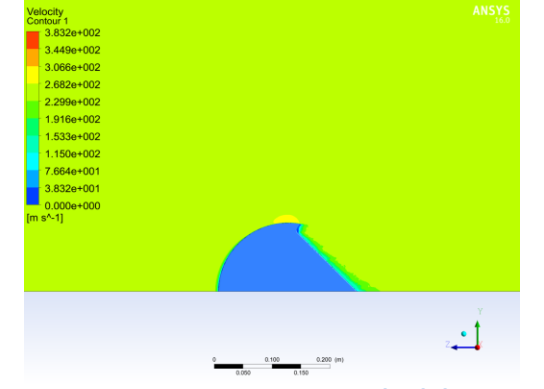
AoA=0 Hız Kontürü



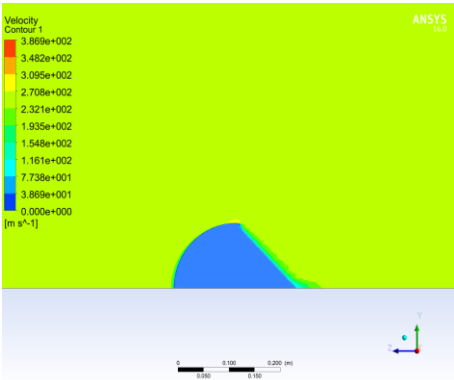
AoA=2 Hız Kontürü



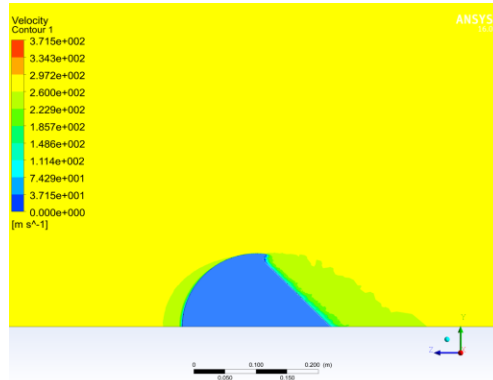
AoA=5 Hız Kontürü



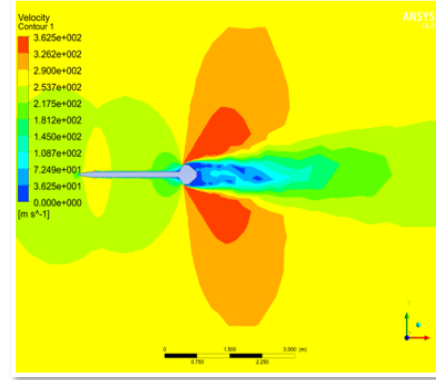
14,5cm Kenar Uzunluklu Kanatçık Hız Kontürü



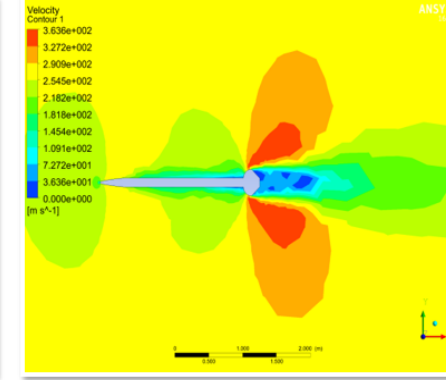
15cm Kenar Uzunluklu Kanatçık Hız Kontürü



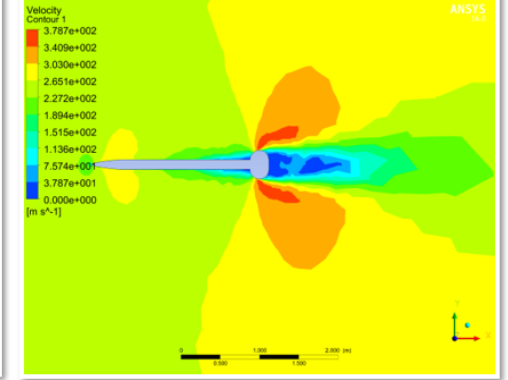
16cm Kenar Uzunluklu Kanatçık Hız Kontürü



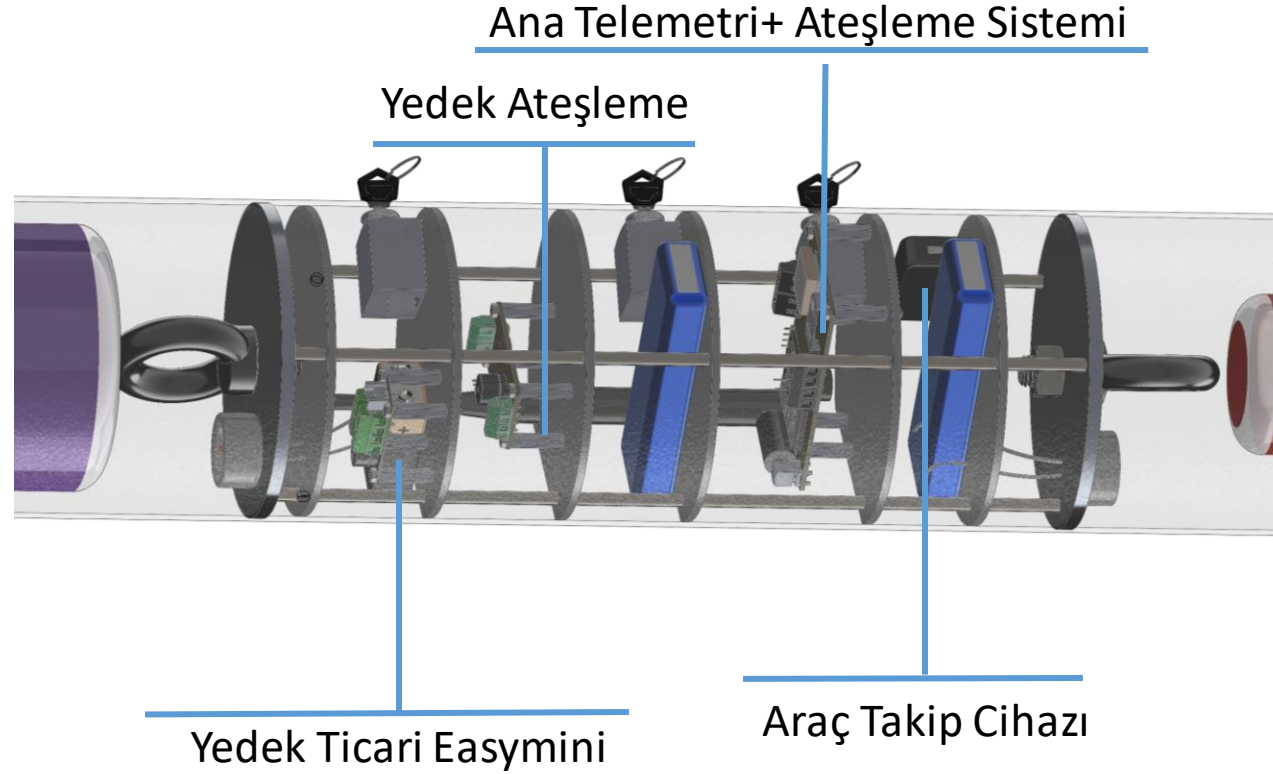
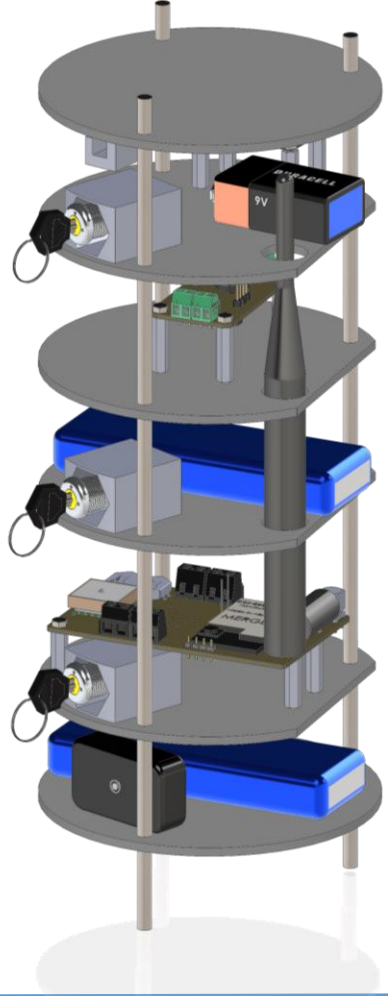
Trapezoidal Kanatçık Hız Kontürü



Özgün Kanatçık Hız Kontürü



Eliptik Kanatçık Hız Kontürü



Görsel: Üretilmiş Aviyonik
Bay, Switch Yuvaları ve
Switchler

Aviyonik Sistem Tanıtım Videosu:



Rokette açılmayı sağlayacak üç uçuş kartı kullanılacaktır. Bu kartlardan ikisi özgün biri ticaridir.

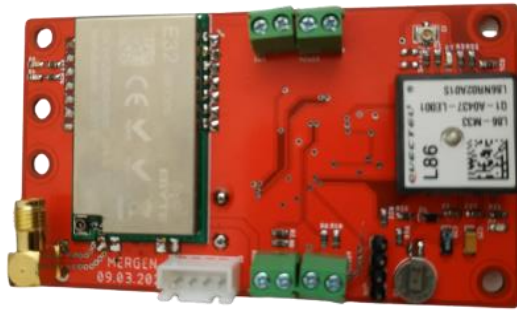
Özgün kartlardan olan telemetri + ateşleme kartı ana aviyonik uçuş bilgisayarıdır. Ana sistem kurtarma sistemini tetiklemek için hız ve ivme parametrelerini kullanmaktadır.

Diğer özgün kart olan ateşleme kartı ve ticari olan EasyMini V2.0 yedek aviyonik uçuş bilgisayarlarıdır. Yedek sistemde kurtarma sistemini tetikleyecek olan parametreler irtifa ve ivmedir. EasyMini V2.0 irtifa verisini kullanarak kurtarma sistemini tetiklemektedir.

Durum ve Açılmayı Sağlayacak Parametreler:

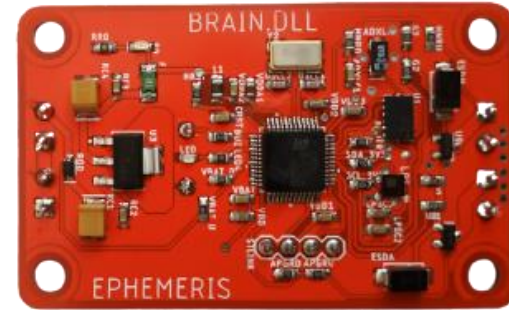
	Ana Sistem	Yedek Sistem 1	Yedek Sistem 2
Durum	Özgün	Özgün	Ticari
İsim	Telemetri + Ateşleme Kartı	Ateşleme Kartı	EasyMini V2.0
Açılma Kriterleri	Hız, İvme	İrtifa, İvme	İrtifa

Ana Sistem:



Telemetri + Ateşleme Kartı

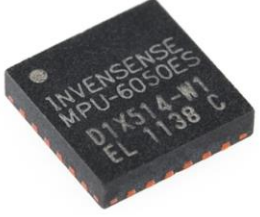
Yedek Sistemler:



Ateşleme Kartı



EasyMini V2.0 [3]



MPU6050

- $\pm 2, \pm 4, \pm 8, \pm 16$ g aralıklarında ölçüm
- ± 16 g aralığında 2048 LSB/g hassasiyetle ölçüm
- 500 μ A akım tüketimi
- 16 bit çözünürlük
- Dahili FIFO



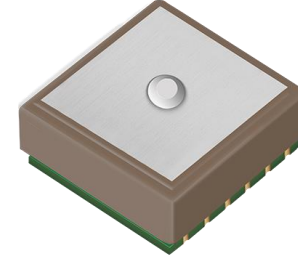
BMP280

- 300 – 1100 hPa aralığında ölçüm
- 0.2 Pa ölçüm gürültüsü
- ± 1 hPa mutlak doğruluk
- ± 0.12 hPa göreceli doğruluk
- 20 bit çözünürlük
- IIR filtre



STM32F302C8T6

- 72 MHz çalışma frekansı
- 64 KB flash hafıza
- 16 KB SRAM
- 3xI²C 3xUSART pini
- 9 adet zamanlayıcı



QUECTEL L86

- Dahili anten
- <2.5 m doğruluk
- Dahili EEPROM
- 132 Kanal Sayısı
- Akıllı Fonksiyonlar



E32-868T30S

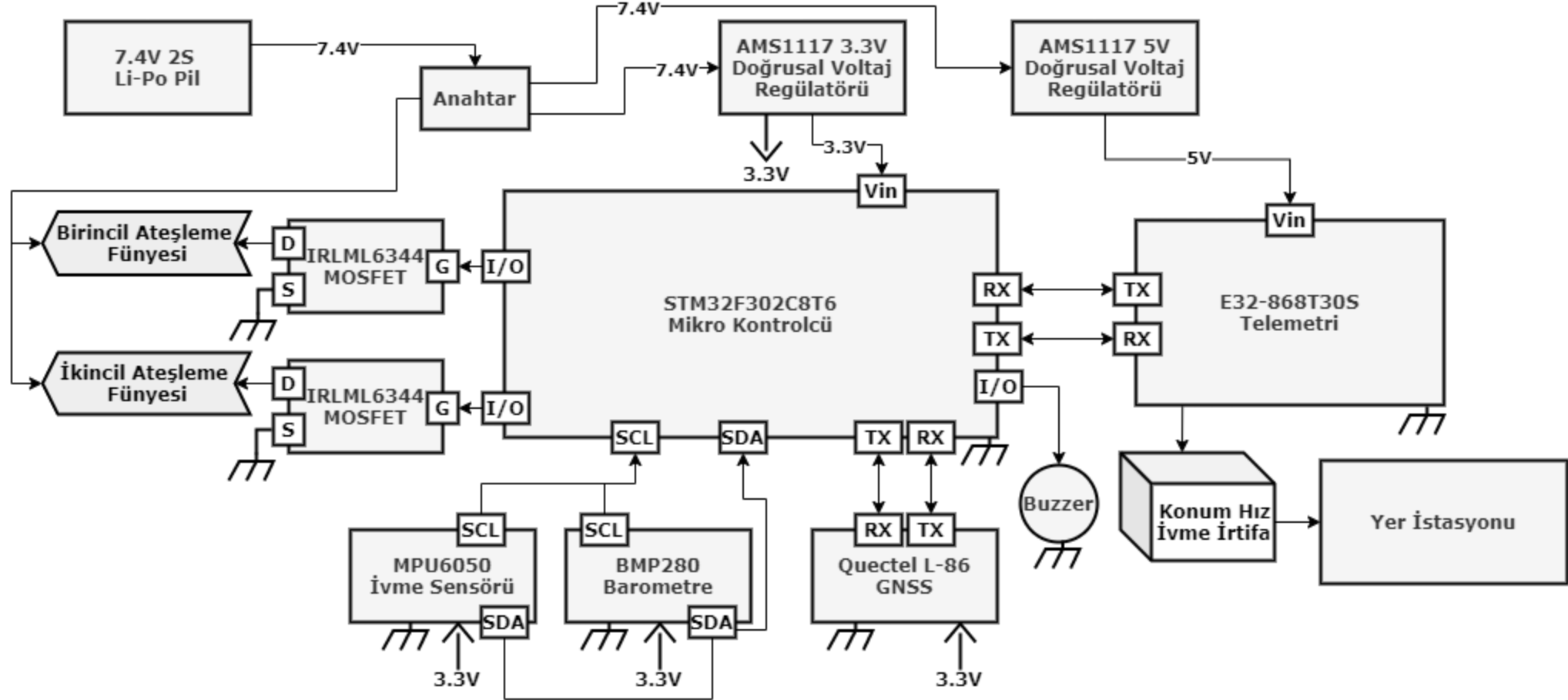
- -147 dBm alıcı hassasiyeti
- 862-893 Mhz frekans
- 30 dBm iletim gücü
- 8 km menzil
- 600 mA akım tüketimi

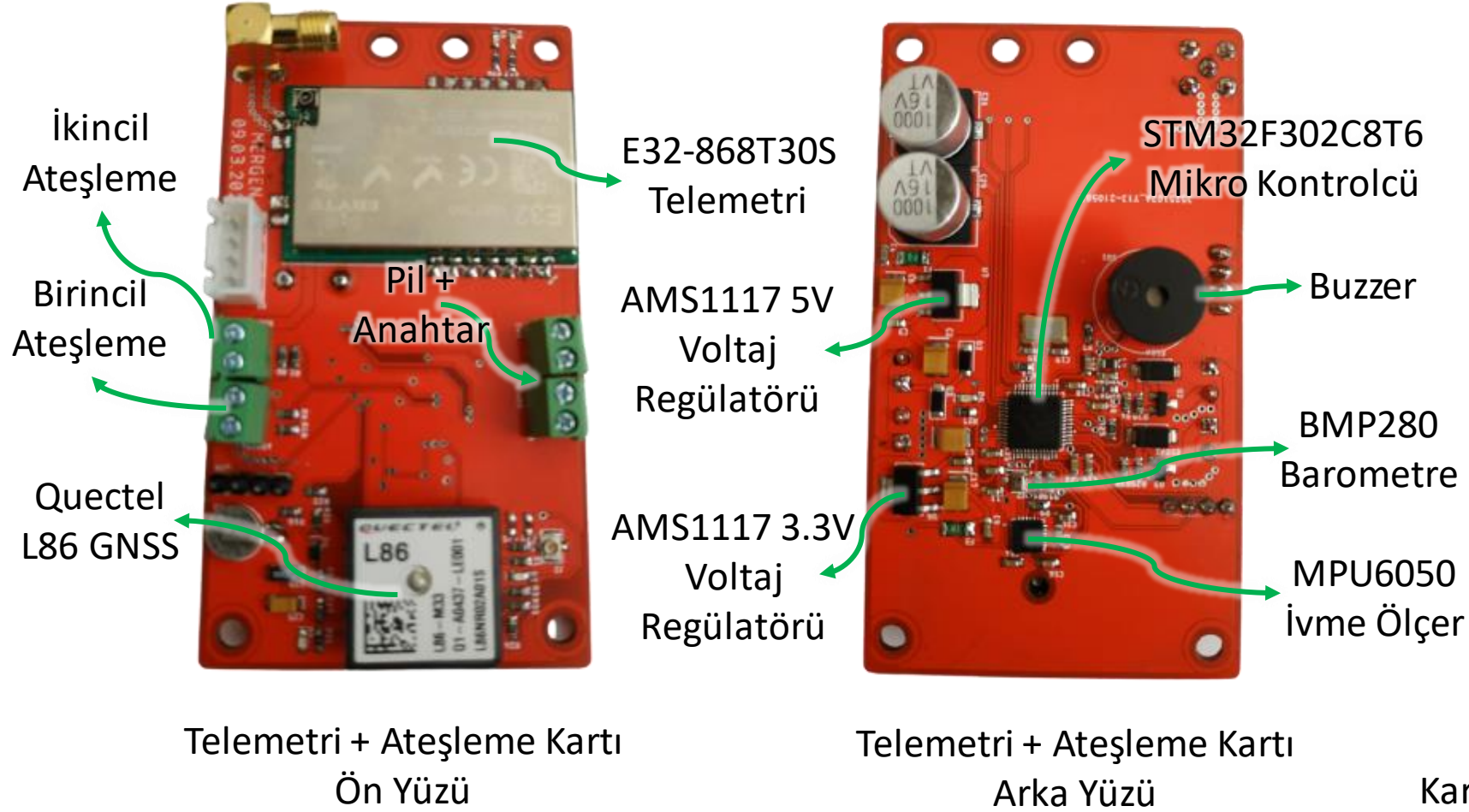
Devre Elemanları ve Seçim Kriterleri:

Adı	Kodu	Seçim Kriteri	Açıklama
Quectel L-86 GNSS Modülü	L-86	Dahili antene sahip olup, düşük güç kullanarak yatay ekseninde <2.5m hassasiyet ile ölçüm yapabilmektedir.	Konum verisinin elde edilmesi amacıyla kullanılmaktadır.
BMP280 Barometre	BMP280	0.2 Pa ölçüm gürültüsüne sahip olup ve 300 – 1100 hPa basınç aralığında, 0 – 65 °C sıcaklık aralığında ± 1 hPa hassasiyet ile ölçüm yapabilmektedir.	İrtifa ve hız ölçümü amacıyla kullanılmaktadır.
MPU6050 İvme Sensörü	MPU6050	$\pm 16g$ ölçüm aralığında 2048 LSB/g hassasiyet ile ölçüm yapabilmektedir.	İvme verisinin elde edilmesi amacıyla kullanılmaktadır.
E32-868T30S Telemetry	868T30S	30 dBm aktarım gücüne ve 8000 metre menzile sahiptir.	Roket ve yer istasyonu arasındaki iletişimi sağlamaktadır.
STM32F302C8T6 Mikro Kontrolcü	C8T6	72 MHz çalışma frekansı, 64 KB flash hafıza, 16KB SRAM'e sahiptir.	Ana aviyonik sistemdeki veri akışını sağlamak, sensörleri kontrol etmek, ateşleme için gerekli olan tetikleme yapmaktadır.
2S 2200 mAh Li-Po		Fiziksel ölçüleri roket için uygundur ve yüksek enerji kapasitesine sahiptir.	Devrelere güç verme amacıyla kullanılmaktadır.

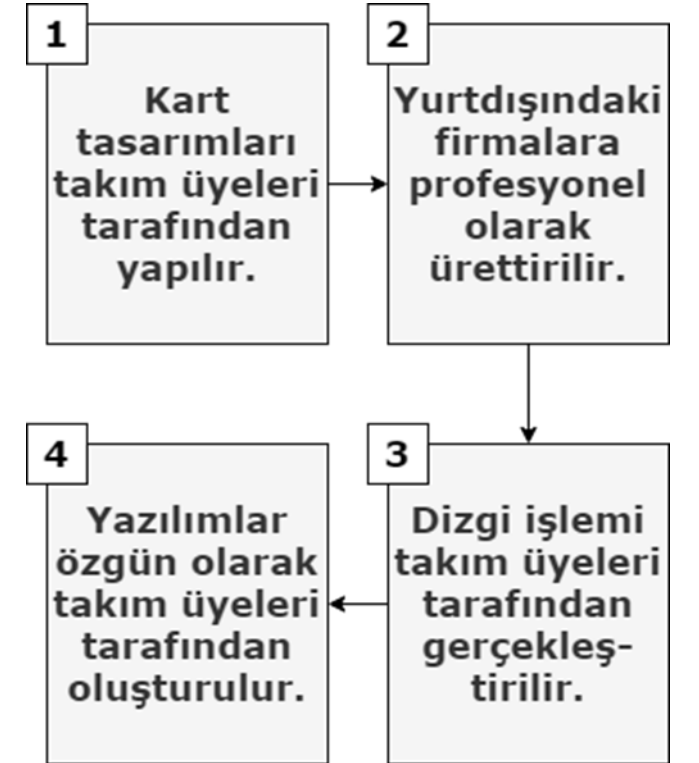
- Li-Po piller darbe ve yanmaya karşı mini safe bag içerisinde muhafaza edilecektir.

Ana Aviyonik Uçuş Bilgisayarı Blok Diyagramı:





Kartların Üretim Yöntemleri:



Kartların Üretim Yöntemleri Videosu:



Kurtarma Algoritması:

1. Elektronik sistemler aktif hale getirildiğinde, ivmeölçer verilerinden roketin rampada olduğu doğrulanacaktır.
2. Barometrik sensörden alınan 5 irtifa verisi kıyaslanıp medyanı sıfır değeri olarak kabul edilecektir. Bundan sonra alınan tüm irtifa verileri, roketin ne kadar yükseldiğini anlamak için bu değerden çıkartılacaktır.
3. Roket, ateşlendikten sonra ivmeölçerden elde edilen ivme verileri farkı 2g'den büyükse ve irtifa verileri farkı 10m'den büyükse roketin hızlandığı tespit edilecektir.
4. Barometre sayesinde elde edilen hız verileri ve ivme farkı, 3 serbestlik dereceli uçuş benzetim ve modelleme yazılımından çekilen hız limitinin ve ivme farkının altına indiğinde birincil açılma gerçekleşecektir.
5. Birincil açılma gerçekleştiyse ve roketin irtifası 500m altındaysa ikincil açılma gerçekleşecektir.
6. Sistem aktivasyonundan, görev tamamlanana kadar telemetriden yer istasyonuna gerçek zamanlı olarak ivme, irtifa, konum, hız ve açılma verileri paket halinde aktarılacaktır.

Kurtarma sistemini tetikleyecek parametreler:

Parametreler	Seçim Kriteri
Hız	3 serbestlik dereceli benzetim modülü, open roket vs. simülasyon ve grafiklerde gözüken tepe noktasına doğru ve sonrasında gözüken birim zamanda irtifa değişimi yönü ve büyüklüğü.
İvme	3 serbestlik dereceli benzetim modülü, open roket vs. simülasyon ve grafiklerde gözüken atışın aşamalarında (launch, burnout, apogee, descent) oluşan ivme değişim hareketi.

Veri Filtreleme Detayları: [2]

Verilerin Filtrelenmesinde Kalman Filtresi kullanılacak olup irtifa, hız ve ivme verileri filtreleme işlemine tâbi tutulacaktır.

Kalman Filtresi Formülleri

1.Adım: Durumu Tahmin Et

$$\dot{x}_{n+1|n} = F \cdot \dot{x}_{n|n} + G \cdot \hat{u}_n + w_n$$

2.Adım: Belirsizliği Tahmin Et

$$P_{n+1|n} = F \cdot P_{n|n} \cdot F^T + Q$$

1.Adım: Kalman Kazancını Hesapla

$$K_n = P_{n|n-1} \cdot H^T (H \cdot P_{n|n-1} \cdot H^T + R_n)^{-1}$$

2.Adım: Ölçümü Kullanarak Tahmini Güncelle

$$\dot{x}_{n|n} = \dot{x}_{n|n-1} + K_n (Z_n - H \cdot \dot{x}_{n|n-1})$$

3.Adım: Belirsizliği Güncelle

$$P_{n|n} = (I - K_n \cdot H) \cdot P_{n|n-1} \cdot (I - K_n \cdot H)^T + K_n \cdot R_n \cdot K_n^T$$

F = Durum geçiş matrisi $\dot{x}_{n|n}$ = n. zaman adımındaki sistem durum tahmini

H = Gözlem matrisi $P_{n|n}$ = n. Zaman adımındaki belirsizlik tahmini

Q = Hata kovaryansı K_n = Kalman kazancı

G = Kontrol matrisi \hat{u}_n = Kontrol girdisi

I = Birim matris R_n = Ölçüm belirsizliği

G = Kontrol girdimiz 0 olacağı için önemsiz

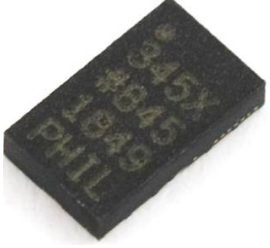
$H = 1$

$$F = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ x'_n \\ x''_n \end{bmatrix}, \quad Q = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^5}{20} & \frac{\Delta t^4}{12} & \frac{\Delta t^3}{6} \\ \frac{\Delta t^4}{8} & \frac{\Delta t^3}{3} & \frac{\Delta t^2}{2} \\ \frac{\Delta t^3}{6} & \frac{\Delta t^2}{2} & t \end{bmatrix} \cdot \sigma_a^2,$$

* σ_a = Ölçüm hatası

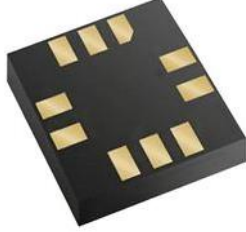
Filtre uygulamasının başlangıç adımında ($n = 0$ için) $\dot{x}_{n|n}$ ve ($n = 0$ için) $P_{n|n}$ kullanıcı tarafından girilir. Daha sonra bu başlangıç verileri kullanılarak hesaplamalar yapılır. İlerleyen adımlarda, bir önceki adımın çıktıları bir sonraki adımın girdileri olarak kullanılır ve bu şekilde daha pürüzsüz (smooth) ve tutarlı veriler elde edilmesi beklenir.

MERGEN Yedek Aviyonik – Detay/1



ADXL345

- ± 2 g/ ± 4 g/ ± 8 g/ ± 16 g aralıklarında ölçüm
- 13-bit çözünürlük
- ± 16 g aralığında 32 LSB/g hassasiyet



LPS25HB

- 260-1260 hPa aralığında ölçüm
- ± 1 hPa hassasiyet
- 1-75 Hz veri hızı



STM32F102CBT6

- 48 MHz çalışma frekansı
- 16 KB SRAM
- 64 KB flash hafıza
- 6 adet zamanlayıcı
- 2x I²C ve 3x USART pini



EasyMini v2.0

- 100,000 ft (30,000 m) menzil
- 32k Flash
- 6k RAM
- 8 12-bit analog input



SailTrack

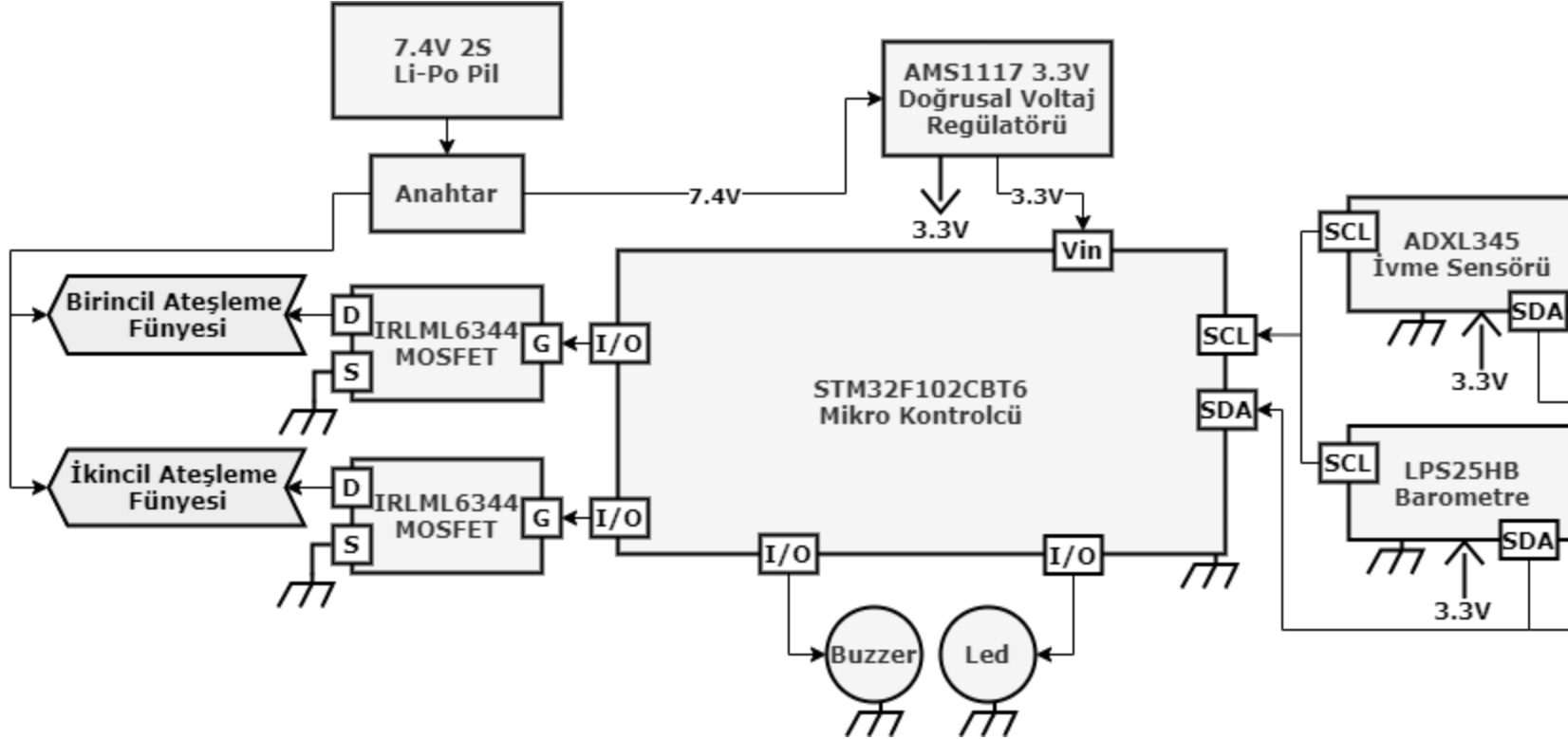
- 1-120 dk arasında konum güncelleme frekansı
- Uzun şarj ömrü
- Anlık konum takibi

Devre Elemanları ve Seçim Kriterleri:

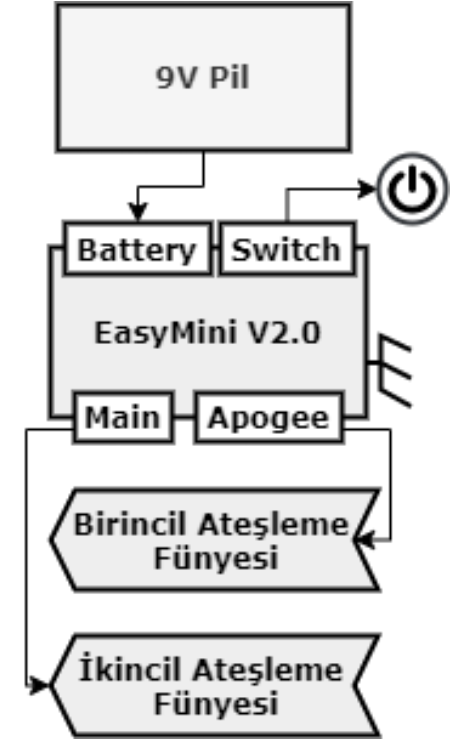
Adı	Kodu	Seçim Kriteri	Açıklama
LPS25HB Barometre	LPS25HB	260 – 1260 hPa basınç aralığında, -40 – 85 °C sıcaklık aralığında ± 1 hPa hassasiyet ile birlikte 75Hz'e kadar ölçüm yapabilmektedir.	İrtifa ve hız ölçümü amacıyla kullanılmaktadır.
ADXL345 İvme Sensörü	ADXL345	$\pm 16g$ ölçüm aralığında 32 LSB/g hassasiyet ile ölçüm yapabilmektedir.	İvme verisinin elde edilmesi amacıyla kullanılmaktadır.
STM32F102CBT6 Mikrokontrolcü	STM32F102CBT6	48 MHz çalışma frekansı, 128 KB flash hafıza, 16KB SRAM'e sahiptir.	Yedek aviyonik sistemde sensörleri kontrol etmek, ateşleme için gerekli tetiklemeyi yapmak.
EasyMini Ticari Sistemi	V2.0	100bin feet'e kadar basınç ölçümü yapabilmektedir. 2 farklı ateşleme yapabilmektedir.	Main ve apogee ateşlemelerini yapması amacıyla kullanılmaktadır.[4]
SailTrack Takip Cihazı		Değiştirilebilir yenileme hızı ile uzun şarj ömrü vardır. Uzaktan konum takibi yapılabilmektedir.	Konum verisi alma amacıyla kullanılmaktadır.[5]
2S 2200 mAh Li-Po		Fiziksel ölçüleri roket için uygundur ve yüksek enerji kapasitesine sahiptir.	Devrelere güç verme amacıyla kullanılmaktadır.

- Li-Po piller darbe ve yanmaya karşı mini safe bag içerisinde muhafaza edilecektir.

Özgün Yedek Aviyonik Uçuş
Bilgisayarı Blok Diyagramı:

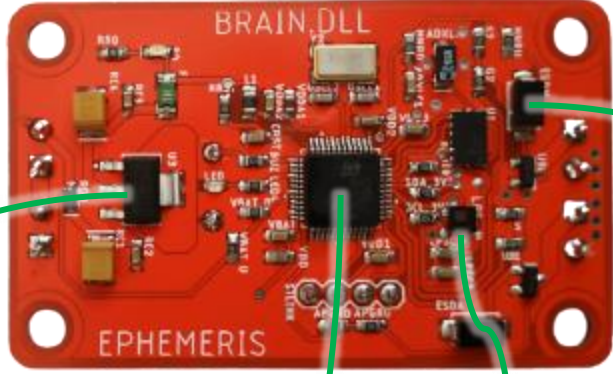


Ticari Yedek Aviyonik Uçuş
Bilgisayarı Blok Diyagramı:



MERGEN Yedek Aviyonik – Detay/2

Ateşleme Kartı Arka Yüzü



AMS1117 3.3V
Voltaj Regülatörü

STM32F102CBT6
Mikro Kontrolcü

LPS25HB
Barometre

ADXL345
ivme Ölçer

Ateşleme Kartı Ön Yüzü



Birincil
Ateşleme

İkincil
Ateşleme

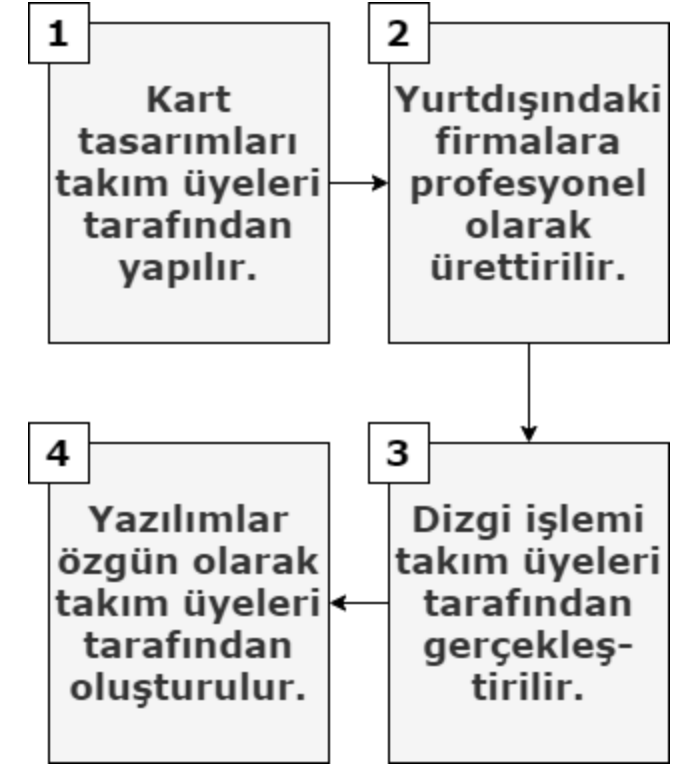
Buzzer

Pil +
Anahtar



EasyMini V2.0

Kartların Üretim Yöntemleri:



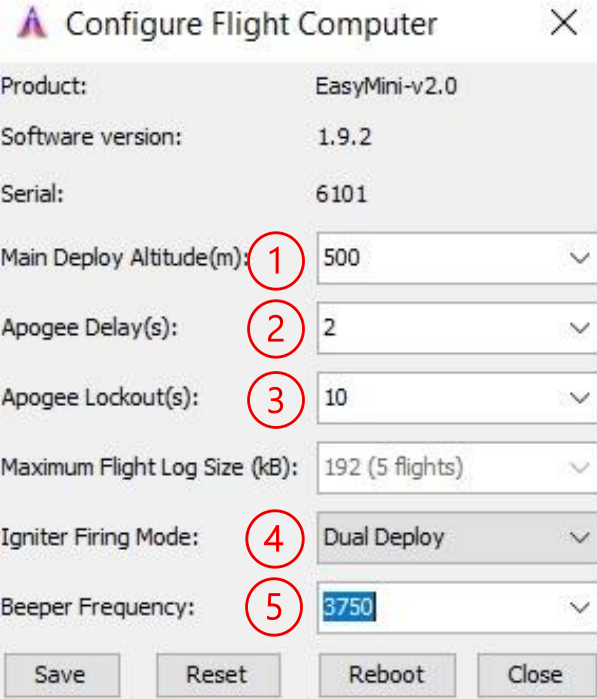
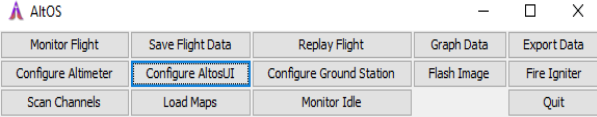
Kurtarma algoritması:

1. Sistem aktif hale getirilir.
2. Barometrik sensörden alınan 5 irtifa verisi kıyaslanıp medyanı sıfır değeri olarak kabul edilecektir. Bundan sonra alınan tüm irtifa verileri, roketin ne kadar yükseldiğini anlamak için bu değerden çıkartılacaktır.
3. İvme verileri, 3 serbestlik dereceli benzetim modülünden çekilen limit değeri ile karşılaştırılacaktır. İvme verilerinin limit değerinden küçük olduğu doğrulandığında sistem irtifa verisi almaya başlayacaktır.
4. Ardışık alınan 7 irtifa verisi karşılaştırılarak irtifa farklarının eksi değerlere ulaşması sonucunda roketin düşüşe geçmesi doğrulanıp, birincil açılma gerçekleşecektir.
5. Birincil açılma gerçekleştiyse ve roketin irtifası 500m altındaysa ikincil açılma gerçekleşecektir.

Kurtarma sistemini tetikleyecek parametreler:

Parametreler	Seçim Kriteri
İrtifa	3 serbestlik dereceli benzetim modülü, OpenRocket vs. simülasyon ve grafiklerden elde edilen verilere göre, roketin tepe noktasına ulaşmasından sonra irtifa verilerinin azalma eğilimi göstermesi.
İvme	3 serbestlik dereceli benzetim modülü, OpenRocket vs. simülasyon ve grafiklerden elde edilen verilere göre; roketin tepe noktasına ulaşma anından serbest düşme anına geçişi sırasında, yer çekimi etkisinin serbest uzaydaki duruşuna ve konumuna etkisinden ötürü (Aerodinamik etkilerden ötürü kanatçıklarda biriken havanın Ephemeris'in dalma hareketi gerçekleştirmesi.) statik ivmesinin negatif değere doğru azalması.

Ticari Sistem Ayarları:



1. İkincil ateşleme 500 metreye ayarlanmıştır.
2. Diğer sistemlerle aynı anda ateşlenmemesi için birincil açılmaya iki saniye gecikme atanmıştır.
3. Sistem, basınç değişiminden yanılmaması için ilk on saniyede kilitlenmiştir.
4. Sırasıyla bir birincil, bir ikincil açılma yapması için Dual Deploy modu seçilmiştir.
5. Buzzer sesinin diğer sistemlerle karışmaması için frekansı 3750 Hz olarak ayarlanmıştır.

Verilerin Filtrelenmesi:

Yedek aviyonik sistemin verilerinin filtrelenmesinde de Kalman Filtresi kullanılacak olup kullanılan formüller* ana aviyonikteki ile aynıdır. Tek fark hız, ivme ve irtifa verilerinin elde edilmesinde kullanılan sensörlerin hata kovaryansıdır. Kullanılacak olan matrisler;

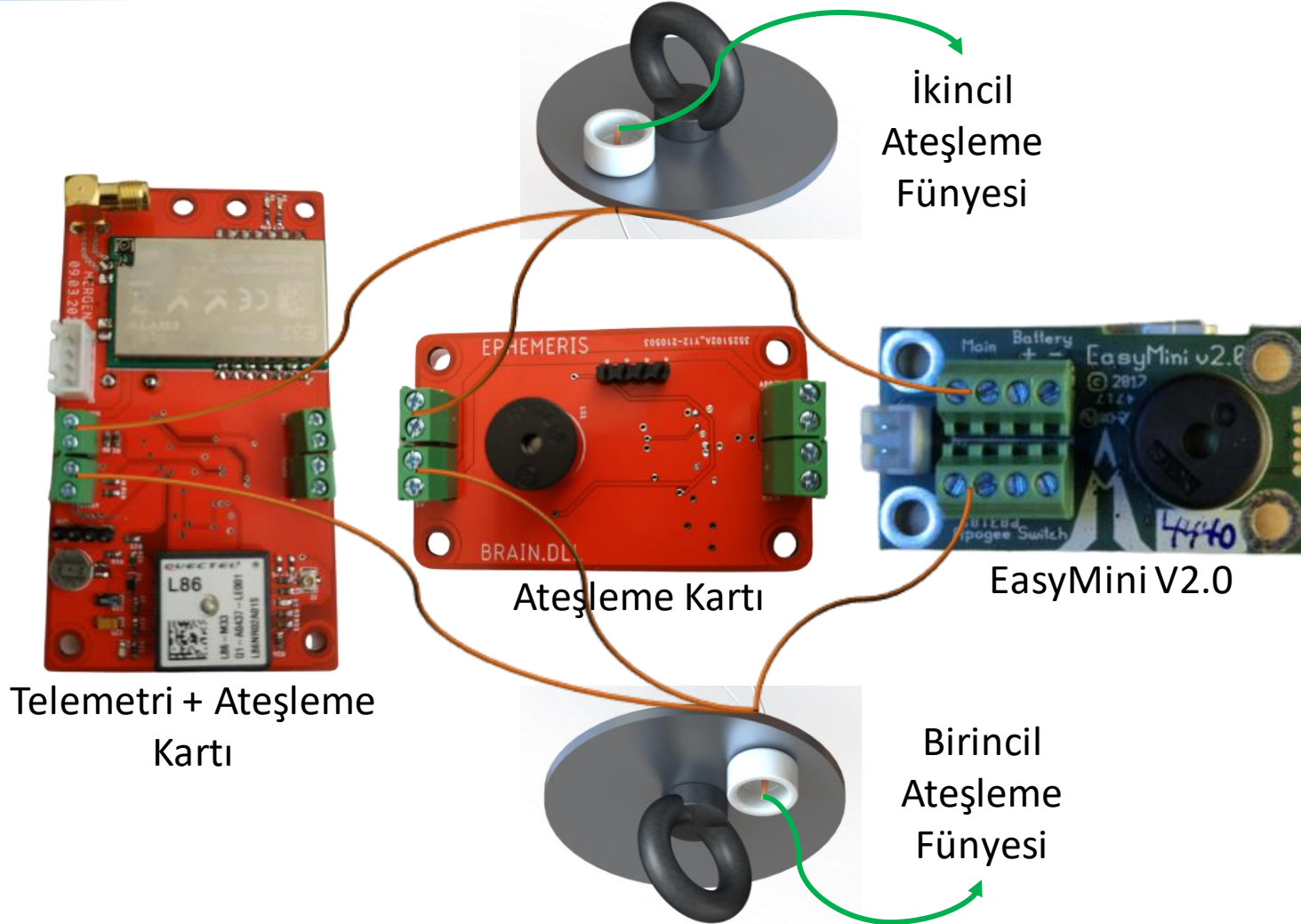
$$F = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ x'_n \\ x''_n \end{bmatrix}, \quad Q = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^5}{20} & \frac{\Delta t^4}{12} & \frac{\Delta t^3}{6} \\ \frac{\Delta t^4}{8} & \frac{\Delta t^3}{3} & \frac{\Delta t^2}{2} \\ \frac{\Delta t^3}{6} & \frac{\Delta t^2}{2} & t \end{bmatrix} \cdot \sigma_a^2,$$

$$H = 1$$

* σ_a = Ölçüm hatası

Şeklinde olacaktır. Filtreleme uygulamasında başlangıç değerleri kullanıcı tarafından girilir, sonrasında bu değerler formüllere uygulanarak çıktılar elde edilir. Bir önceki adımın çıktıları bir sonraki adımda girdi olarak kullanılır ve verilerin gerçeğe yakınsaması beklenir. [6]

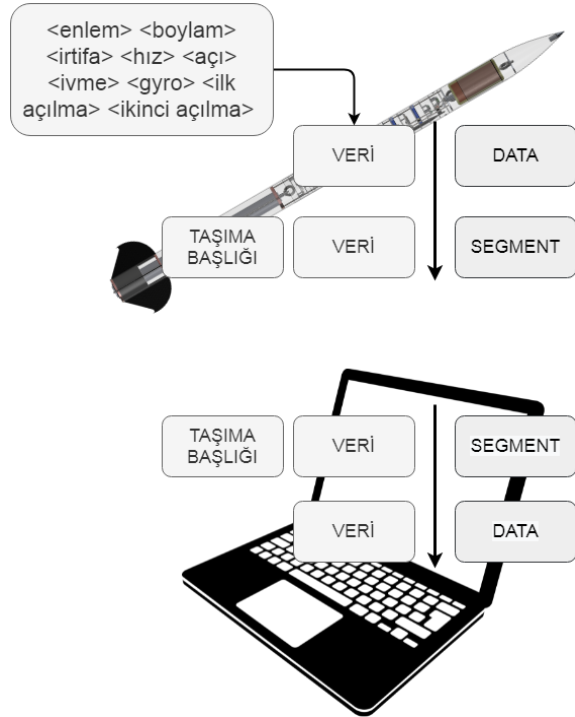
MERGEN Ana – Yedek Aviyonik



- Ateşleme sistemimiz, özgün ve ticari uçuş bilgisayarlarının birbirlerini etkileme durumuna karşı üç tanesi birincil, üç tanesi ikincil ateşleme olmak üzere altı ayrı ateşleme teliyle aktif olmaktadır.
- Üç sistem arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır.
- Ana uçuş bilgisayarının çalışmaması durumunda, yedek uçuş bilgisayarları (özgün ateşleme kartı ve EasyMini V2.0) çalışmaya devam edip tetikleme işlemini gerçekleştirecektir.

İletişim Modülü ve Seçim Kriteri:

Adı	Seçim Kriteri	Açıklama
E32-868T30S Telemetry	30 dBm sinyal gücüne ve 8000 metre menzile sahiptir.	Roket ve yer istasyonu arasındaki iletişimi sağlamaktadır.
SailTrack	Uzun şarj ömrüne sahiptir ve anlık olarak konum takibi yapılabilmektedir.	Konum bilgisini elde etmekte kullanılmaktadır.



Veri Bandı ve Paketlenmesi:

Kullandığımız telemetri modülü ISM 868MHz bandında LoRa modülasyon teknolojisini kullanmaktadır. LoRa modülleri UDP(User Datagram Protocol) ile veri aktarımı yapmaktadır.* OSI(Open Systems Interconnection) ISO tarafından geliştirilen ve ağ farkındalığına sahip cihazlarda çalışan uygulamaların birbirleriyle nasıl iletişim kuracaklarını tanımlar. OSI modeline göre iletişimin yedi katmanı vardır ve ham veri bu katmanlardan geçtikçe kapsülленir, alıcıya ulaştıktan ise sonra dekapsülленir.* Bu katmanlar sırasıyla; uygulama, sunum, oturum, taşıma, ağ, veri bağlantısı ve fiziksel katmandır.* UDP, taşıma katmanında veri iletimi yapmaktadır.*

Roketimizde sensörler aracılığı ile elde edilen veriler telemetri modülüne iletilecektir. Burada sırasıyla uygulama, sunum ve oturum katmanlarından geçen veriye taşıma katmanında “taşıma başlığı” eklenir ve kapsülленen veriye segment ismi verilir. Daha sonra bu veri UHF(Ultra High Frequency) bandında yer istasyonuna iletilir ve yer istasyonunda enkapsüle edilir.

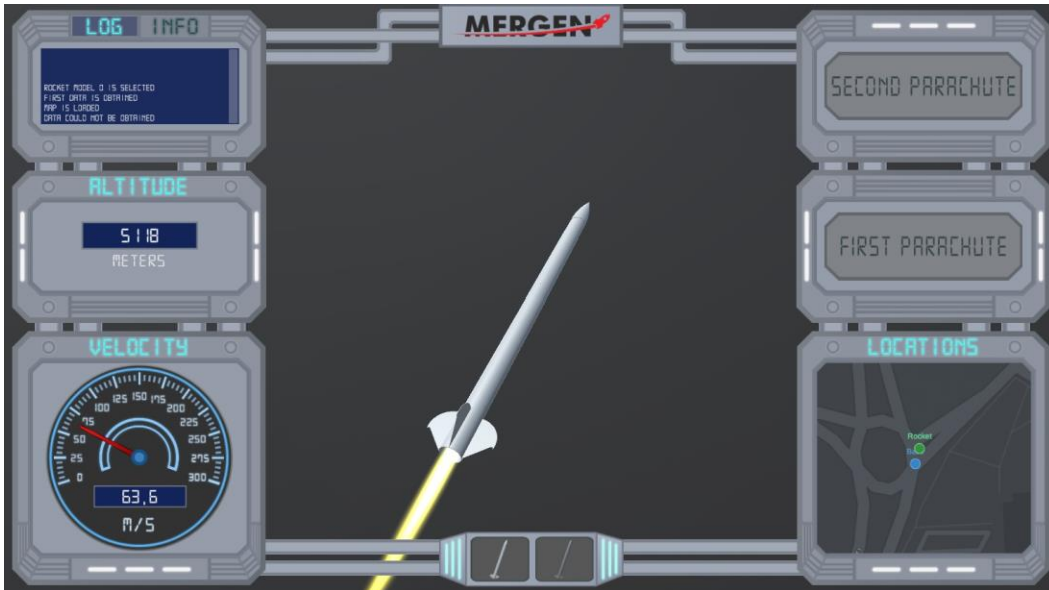
Antenler ve Seçim Kriterleri:

Adı	Seçim Kriteri
696-960 MHz 28dBi Yagi Anten	Uygun frekans aralığında çalışabilmesi ve yüksek kazançlı olması.
868 MHz 5dBi SMA Anten	Uygun frekansta çalışabilmesi, ideal boyutlarda olması ve yüksek kazançlı olması.

Yer İstasyonu Yazılımı:

Ana yer istasyonu yazılımı, Unity platformu üzerinden C# yazılım dili ile kodlanıp, roketin ölçeklenmiş üç boyutlu modelinin seri porttan çekilen veri doğrultusunda yönlendirilip, açılmalar animasyonlarla görselleştirilecek şekilde dizayn edilmiştir. Alıcıdan alınan irtifa, hız, alıcı konumu, roket açısı, rokete etki eden ivme kuvvetleri kullanıcı arayüzüne mekanik bir görünümle sunulmuştur.

Taşınabilir yer istasyonu ise yer istasyonundan alınan verilerin Nextion dokunmatik ekrana yansıtılıp, yer istasyonu konum verisi ile roket konum verisini değerlendirip roketin hangi yönde, ne kadar mesafede olduğunu gösterecek şekilde dizayn edilmektedir. Sorun teşkil etmediği durumda kurtarma görevinde büyük bir yeri olması planlanmaktadır.



İletişim Arayüzü Güç Hesabı:[7]

$$FSPL = 32.48 + 20 \log(\text{frekans, MHz}) + 20 \log(\text{mesafe, km}) *$$

$$FSPL = 32.48 + 20 \log(868) + 20 \log(8) = 109.31$$

$$P(Rx) = P(Tx) + G(Tx) - L(Tx) - L(Fs) - FM + G(Rx) - L(Rx) - L(GL58 \rightarrow 1.5 \text{ metre}) *$$

$$P(Rx) = 30 + 5 - 0.2 - 109.31 - 15 + 28 - 0.2 - 0.8$$

$$P(Rx) = -62.31$$

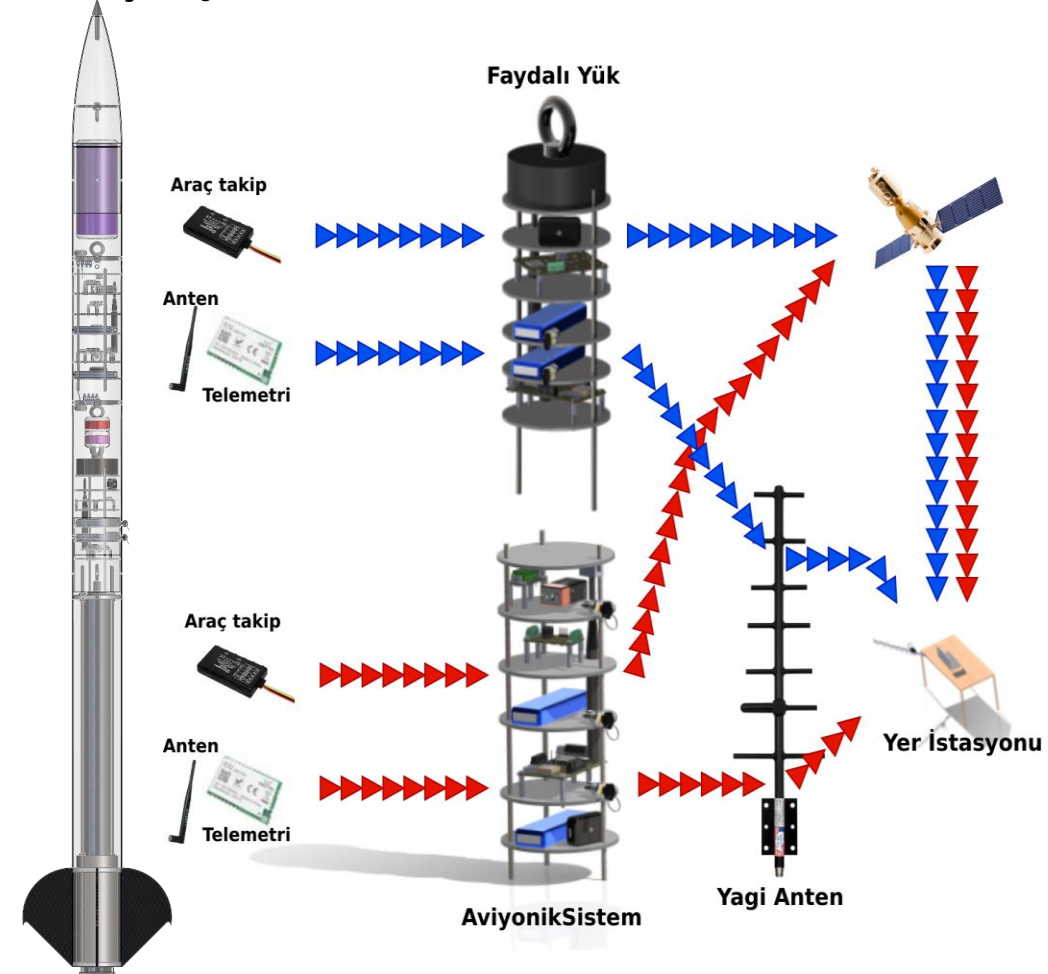
Alıcı Hassasiyeti = -147 dBm

-62.31 > -147 → İletişimin başarılı olması öngörülmektedir.

Parametreler ve Değerleri:

Parametre	Değer	Parametre	Değer
Verici Çıkışı Gücü	30dBm	Solma Marjı (FM)	15dB
Verici Anten Kazancı	5dBi	Anten Kazancı	28 dBi
Verici Bağlantı Kaybı	0.2dB	Alıcı Bağlantı Kaybı	0.2dB
Serbest Uzak Kaybı	109.31dB	Kablo Kaybı	0.8dB

İletişim Şeması:

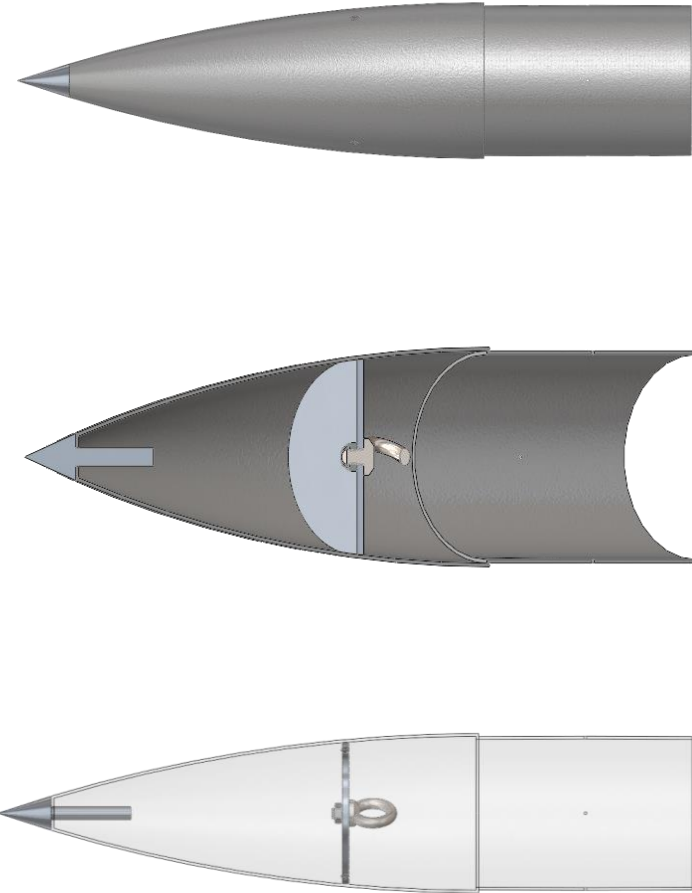


Test Planı ve Takvimi:

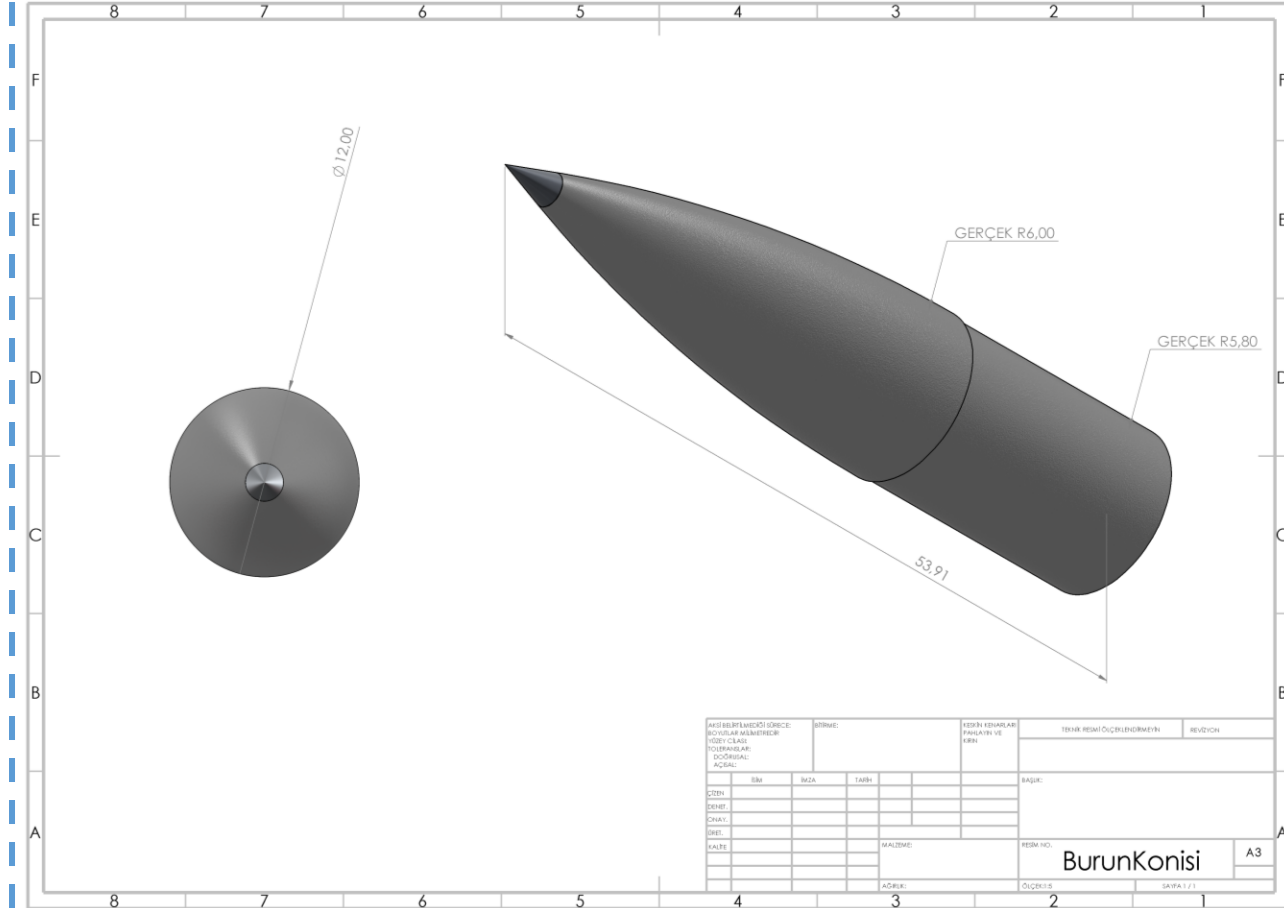
TEST ADI	AÇIKLAMA(TEST YERİ, YÖNTEMİ, DÜZENEK)	ELDE EDİLECEK VERİLER VE YORUM	TARİH
ALGORİTMA TESTİ	Üniversitemizdeki laboratuvarımızda aviyonik sistemlerimizi eğik konuma getirilmiş vakumlu bir bölme içine yerleştirip bölmeye hava salınımı yapılacaktır.	BMP280 basınç verileri kullanılacaktır. Basıncı artmasıyla düşen irtifada algoritmanın tetiklemeyi yapması beklenmektedir.	21.05.2021
İLETİŞİM TESTİ	Farklı iki konumda bulunacak olan aviyonik sistemler ve yer istasyonu arasında mesafe oluşturarak iki sistem arasında belirli süredeki veri akışı gözlemlenecektir.	GPS, ivme, irtifa, hız verilenin yer istasyonuna ulaşması ve sürekliliği ile sistemin çalıştığı doğrulanacaktır.	21.05.2021
UÇAKTAN ATMA TESTİ	Adana/Kelaynak Havacılık Kulübü Uçuş Pisti'nde üretimi tamamlanan testimiz uçaktan atılarak kurtarma sistemlerimizin işlevselliği test edilecektir.	Kurtarma sistemimizin beklenen doğrultuda çalıştığı gözlemlenecektir.	25.05.2021
SENSÖR TESTİ	Üniversitemiz laboratuvar ortamında kullanacağımız sensörlerin(MPU6050, BMP280, QUECTEL L86) verilerinin doğru olup olmadığını mikrokontrolcüler ile kodlayarak gözlemleyeceğiz.	İvme, basınç ve konum verilerinin doğruluğu teyit edilecektir.	21.05.2021
PİL GÜVENLİK TESTİ	Üniversitemiz laboratuvar ortamında kullandığımız Li-Po piller mini safe bag içerisinde belli bir süre saklanacaktır. Güvenlik önlemi sağlanacaktır.	Li-Po pillerin herhangi bir tehlike durumuna karşı gerekli önlemler alınacaktır.	24.05.2021

Test Planı ve Takvimi:

TEST ADI	AÇIKLAMA(TEST YERİ, YÖNTEMİ, DÜZENEK,)	ELDE EDİLECEK VERİLER VE YORUM	TARİH
PİL YETERLİLİK TESTİ	Üniversitemiz laboratuvar ortamında sistemimiz için seçmiş olduğumuz Li-Po pilin hesaplamış olduğumuz güç hesabına yakın bir değerde çalıştırarak pilimizin ne kadar yeterli olacağını gözlemleyeceğiz.	Kullanılan pillerin roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede olduğu doğrulanacaktır.	24.05.2021
GPS KALİBRASYON TESTİ	Üniversitemiz laboratuvarında gerçekleştireceğimiz GPS testi ile ölçüm gecikmesi ve veri giriş gecikmesi test edilecektir.	Elde edilecek konum verisiyle, verinin gecikme süresi göz önünde bulundurularak algoritmanın daha güvenilir dizayn edilmesi gerçekleştirilecektir.	25.05.2021
GÖVDE SİNYAL GEÇİRGENLİĞİ TESTİ	Laboratuvar ortamında gerçekleşecek testimizde mekanik ekibimizin ürettiği gövdeler içerisine yerleştireceğimiz aviyonik sistemler ile haberleşme yapılmaya çalışılacaktır.	Veri aktarımını engelleyen bir gövdeye sahip olup olmadığımız gözlemlenmek istenmektedir.	21.05.2021
KART FONKSİYONELLİK TESTİ (Titreşim Testi)	Laboratuvar ve ev ortamında gerçekleştirilecek testimiz ile titreşimli ortamda elektronik kartların stabil çalışma durumu incelenecektir.	Titreşimli ortamda kartın fonksiyonlarını yitirip yitirmediği gözlemlenmek istenmektedir. Motordan kaynaklı titreşimlerin sisteme etkisi yorumlanacaktır.	25.05.2021
KART FONKSİYONELLİK TESTİ (Sıcaklık Testi)	Laboratuvar ve ev ortamında gerçekleştirilecek testimiz yüksek sıcaklığın olduğu fırında 50C sıcaklıkta test edilecektir. Daha sonra düşük sıcaklığın olduğu buzdolabında -18C sıcaklıkta fonksiyonellik testine tabii tutulacaktır.	Düşük ve yüksek sıcaklıklarda kartın fonksiyonlarını yitirip yitirmediği ve sinyallerin stabilliği gözlemlenmek istenmektedir.	25.05.2021



Görsel: Üretilmiş
Burun Konisi



Görsel: Ojiv Burun Konisi Geometrisi ve Öngörülen Metal Uç
(Ölçüler santimetre birimidir.)



Görsel:
Burun konisi kalıpları
birleştirilirken



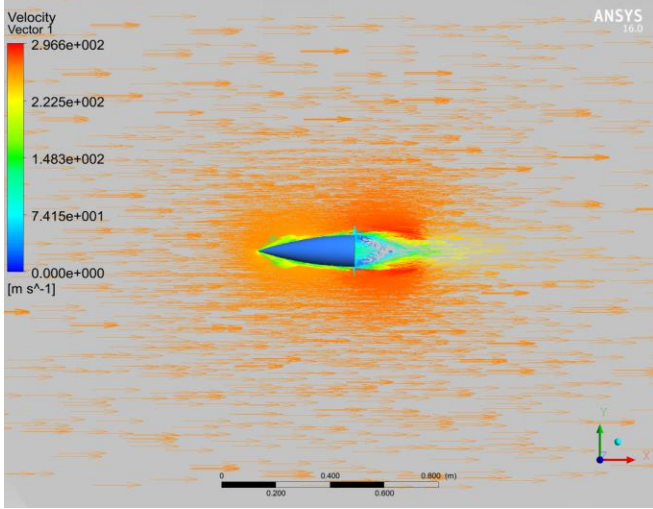
Görsel:
Burun konisi
elle yatırılırken



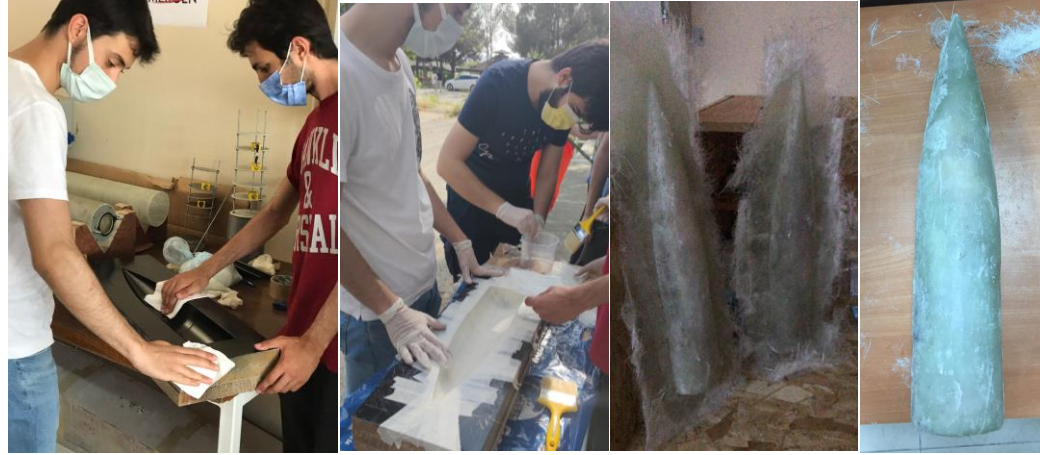
Görsel:
Burun konisi elle
yatırıldıktan sonra

- Çok yönlü (multiaksiyel) cam elyaf; yüksek sertlik, yüksek ısı dayanımı, üretim kolaylığı, yük eğilme mukavemeti ve maliyet olarak uygun malzeme olduğu için tercih edilmiştir. Burun konisi üretimi ahşap kalıp üzerine elle yatırılarak üretilmiştir. Reçine olarak polyester kullanılmıştır. Tercih sebebimiz ise cam elyafın ıslatılması kolay olması, üretim maliyetini düşürmek ve burun konisinde daha ağır bir geometri elde etmektir.
- Burun konisi geometrisinin tanjant ojiv olması kararlaştırılmıştır. 3 incelik oranı (fineness ratio) 360mm uzunlukta, 180mm omuzluğa sahiptir.
- Eliptik, konik ve tanjant ojiv burun konilerinin kıyaslamalarında; irtifa, toplam roket sürtünme katsayısı, üretilebilir olması ve uçuş profilinin ses altı hızlarda seyredecek olması gibi etmenler göz önünde bulundurulmuştur.
- Burun konisi malzemesinin mekanik özelliklerinin referansı belirtilmemiştir. Bunun sebebi ise çekme testimizi ve eğilme dayanımı testimizi Çukurova Üniversitesi Makine Mühendisliği Laboratuvarı'nda kendi imkanlarımızla yapmış olmamızdır.
- Burun konisi malzememiz kompozit malzeme olduğundan, üretim esnasında uç kısımda oluşacak bozulmaları önüne geçmek için metal uç kullanılması kararına varılmıştır.

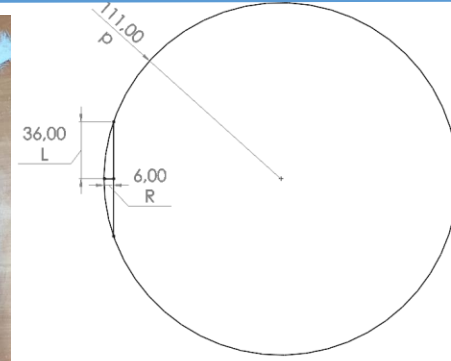
Reçine	Elyaf Türü	Katman Sayısı	Eğilme Dayanımı	Çekme Dayanımı
TP 220 Elyaf Tipi Polyester	E-Cam Multiaksiyel	5x0,4 (mm)	119MPa	1259.5MPa



Görsel: Nihai Burun Konisi Akış Vektörü



Görsel: Burun Konisi Üretimi Esnası



$$p = \frac{(R^2 + L^2)}{2R}$$

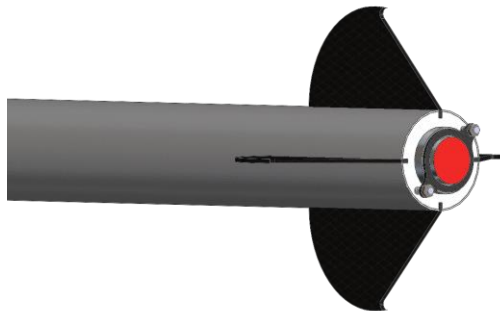
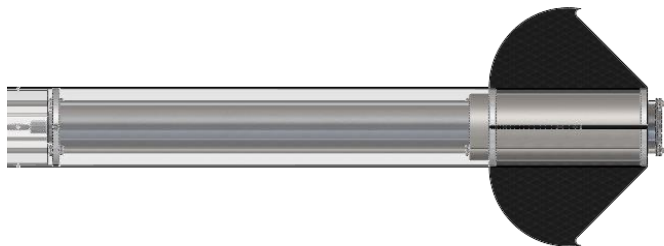
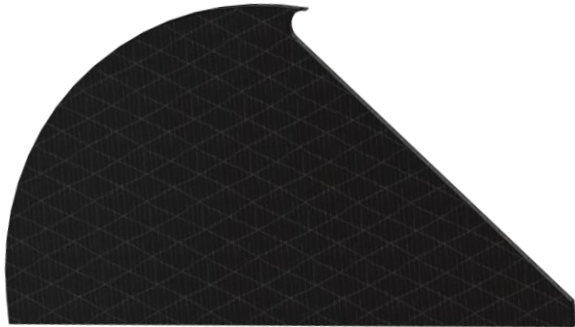
$$p = \frac{(6^2 + 36^2)}{2 \times 6}$$

Görsel:

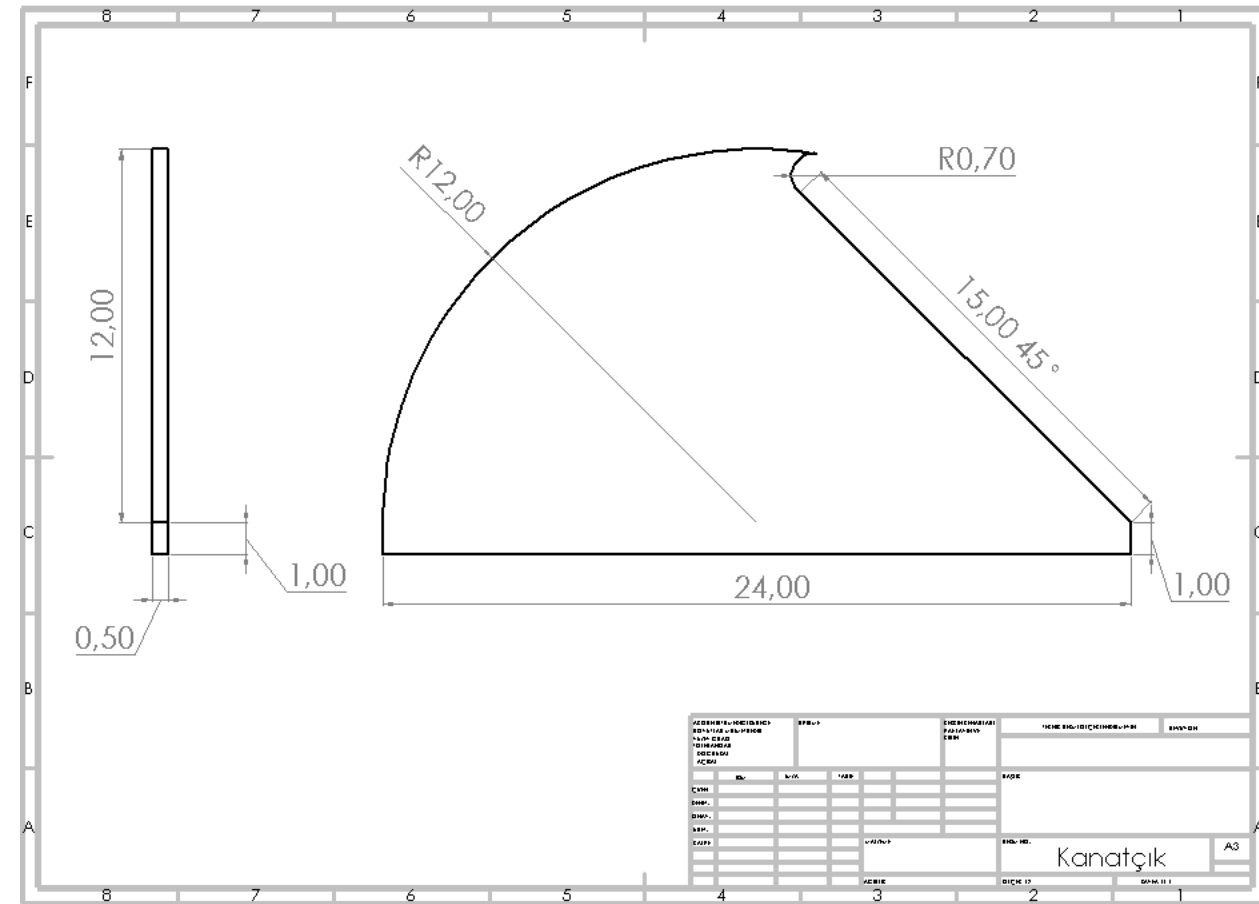
12cm Çapa Sahip Tanjant Ojiv Burun
Konimizin Eğrisinin Hesaplama Sonucu
Oluşturulması

Geometri	CD	Roket Toplam CD
Ojiv	0,0285481	0.42124359

- Alüminyum plaka, M8 mapa ile montajlı şekilde burun konisinin içine yerleştirilip 3 adet M3 vida ile burun konisi içine montajlanacaktır.
- M8 mapaya bağlı olan şok kordu ikinci açılma esnasında burun konisinin ana gövde ile beraber kurtarılmasını sağlayacaktır.
- Burun konisinin üst gövdeye entegrasyonu ise omuzluğun gövdeye yerleştirilmesinden sonra M2 kırılır pinler yardımıyla tamamlanacaktır. Bu kırılır pinler ikinci açılma esnasında kırılıp ana paraşütü dışarı bırakacaktır.
- Burun konisi, roketle birlikte yere inecektir.

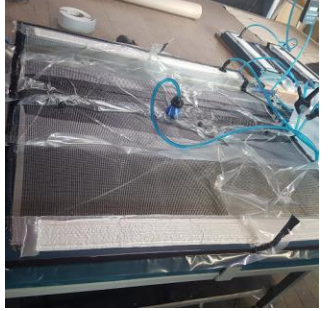


Görsel: Üretilmiş Kanatçık



- Kanatçıklarımız köpük matrisli karbon fiberdir. Elastisite modülü, üretim kolaylığı, hafiflik, mukavemet ve düşük sürtünme katsayısı özellikleri göz önünde bulundurularak tercih edilmiştir.
- Üretilen karbon plakadan su jeti yardımıyla olabilecek en profesyonel ve hatasız şekilde kanatçık kesimimiz gerçekleştirilmiştir. Kanatçıklar merkezleme halkalarına yapıştırılarak montajlanmıştır.
- Üretimin köpük matrisli karbon plakadan su jeti ile kesilmesinin sebebi, düşük hata payı ile rijit geometriler elde etmektir. Kullanılan epoksi reçinenin çekme modülü 4.0 GPa'dır.
- Kanatçığın kesit görünümü tipi ise ahır kapısı (barn door) şeklindedir. Airfoil tipi kanatçıklar optimizasyonlarda daha iyi sonuçlar verse de eliptik kanatçıklardaki NACA66-2-415 ve NACA65-019 tipi kanatçığın üretim profesyonelliği hayli zor olduğu için tercih edilmemiştir.
- Sübsonik hızlarda kanat çırpınması (fin flutter) riskli durumlara ulaşmadığı ve uçuş seyrini olumsuz etkilemediği için ahır kapısı kanatçık kesit profili tercih edilmiştir.
- Kanatçık ölçülerinin optimizasyonu esnasında C_d , C_l ve $C_m(z)/Hız$ değerleri kıyaslanmıştır.
- **Kanatçıkların, ÖTR aşamasından sonra devam eden AR-GE dönemimizde sevk gücü ve asalak gücün toplamını yenmek amacıyla revize edilmesine karar verilmiştir.**
- Vertex, down-mash ve up-mash etkileri göz önüne alınarak kanatçık üzerine bazı özgün modifikasyonlar ve optimizasyonlar yapılmıştır.
- Coanda etkisi ile trübülanslı kirli havayı roketin kış tarafına iletebilmek için kanatçığın tip noktasına çentik optimizasyonu yapılmıştır.

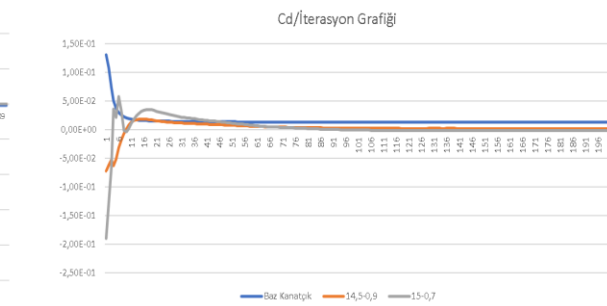
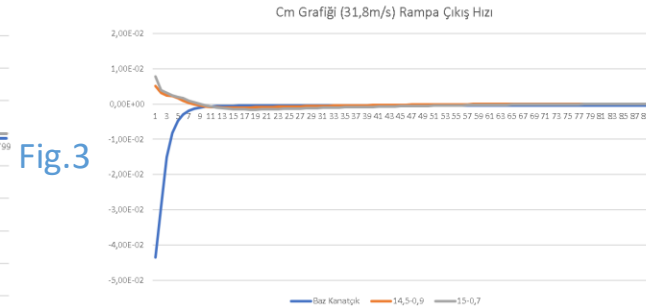
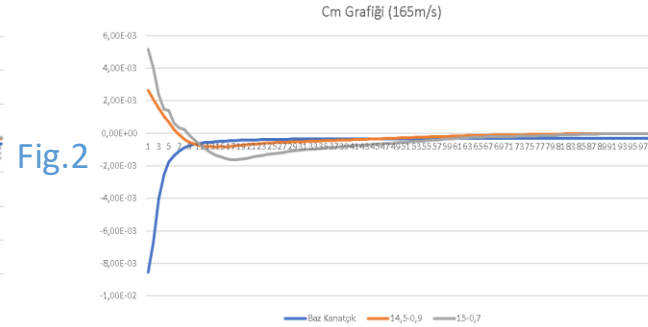
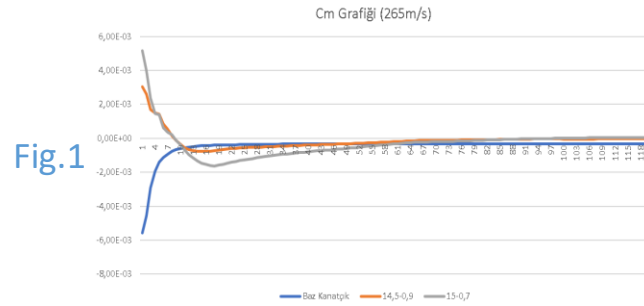
Kanatçık Üretimi Su Jeti Kesim Videosu: 



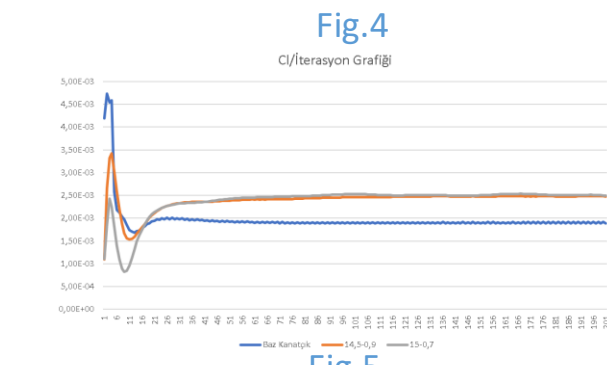
Görsel: Vakum infüzyon tekniği ile plaka üretimi



Görsel: Üretilmiş plaka karbon ve köpük matris



- Baz alınan eski kanatçık ve optimize çalışmaları yapılan kanatçıkların Cd kıyaslaması sonucunda 15cm kenar uzunluğuna ve 0,7cm çentik çapına sahip kanatçık tasarımı Cd kıyaslamasında öne çıkmıştır. (Figür 4)
- Baz alınan eski kanatçık ve optimizasyon çalışmaları yapılan kanatçıkların Cl kıyaslaması sonucunda 15 cm kenar uzunluğuna ve 0,7 cm çentik çapına sahip kanatçık tasarımı Cl kıyaslamasında öne çıkmıştır.(Figür 5)



- Baz alınan ve optimizasyon geometrilerinin farklı hızlarda Cm(z) grafikleri kıyaslanmıştır, momentumu en az olan kanatçık tasarımı seçilmiştir. Bunun sebebi roketin uçuş profilinde stabilitesinden en az ölçüde sapmasını sağlamaktır. (Figür 1,2,3)

- Baz alınan kanatçığın optimizesi sonucu:

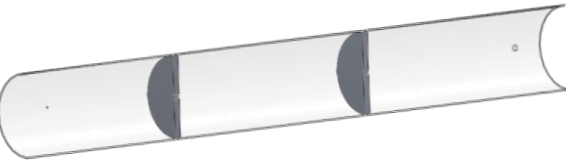
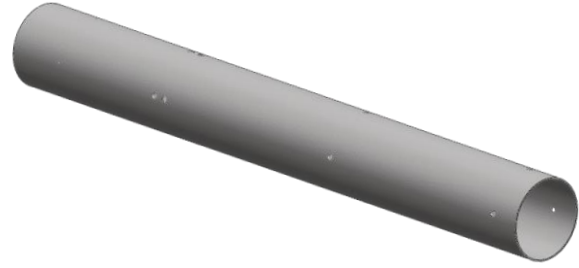
1- Cd katsayısı düşürüldü. Böylece roketin toplam Cd'si azaltıldı.

2- Cl katsayısı arttı. Böylece roketin yükselişinde artış olması hedeflendi.

3- Cm katsayısı 0'a daha da yakınlştırıldı. Böylece yakıt bitimi sonrası stabilitenin korunması hedeflendi.

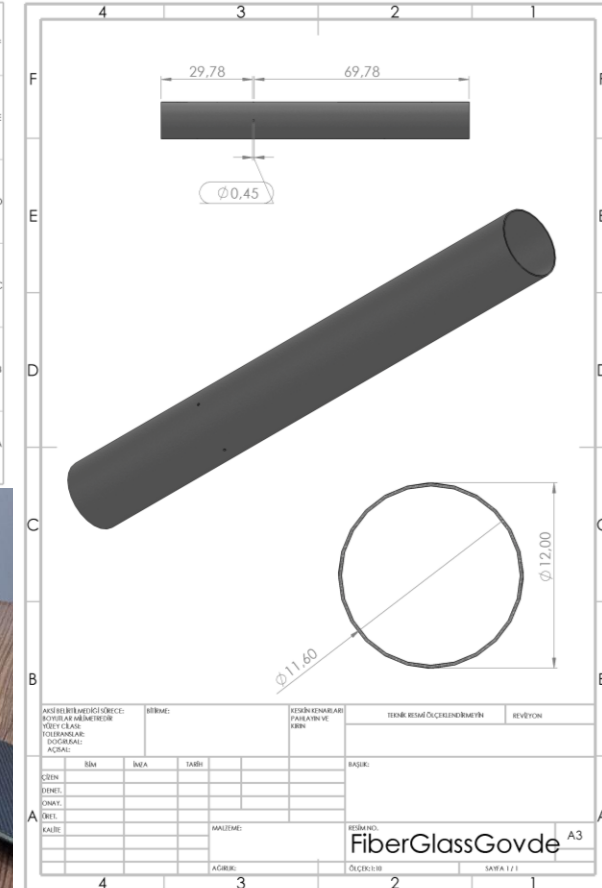
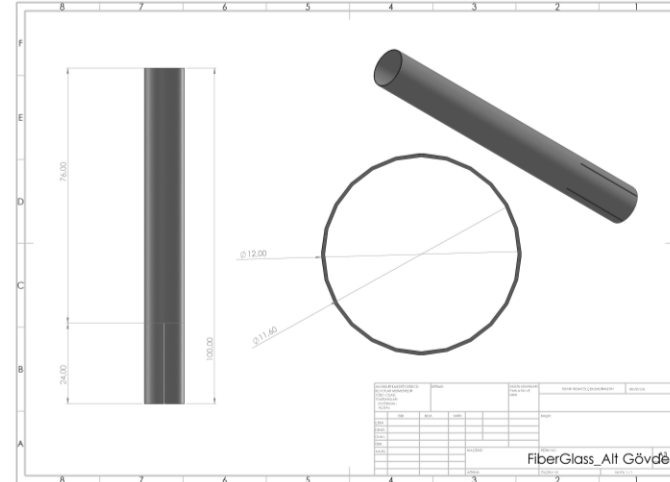
Isıl Dayanım	Çekme Dayanımı	Elastisite Modülü
950C[8]	103.2 MPa	260GPa

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



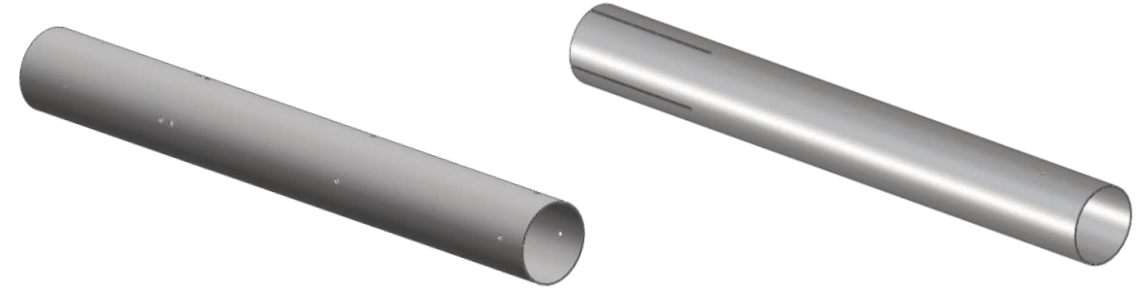
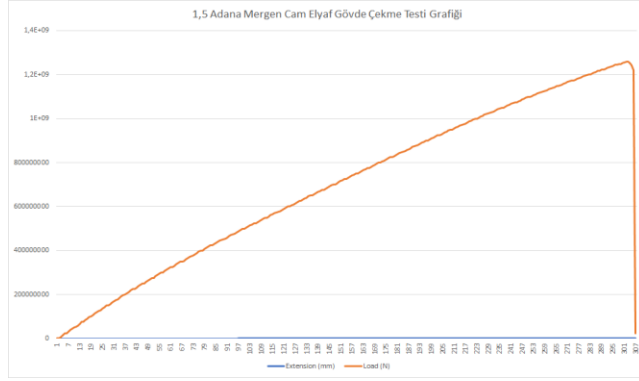
Üst Gövde

Alt Gövde



(Ölçüler santimetre birimidir.)

Görsel: Üretimi Tamamlanmış Gövdeler



- Tüm gövdelerin dış çaplar 120mm, iç çapları 116mm ve uzunlukları 1000mm olmak üzere üretilmiştir.
- Zipper etkisini önlemek amacıyla gövdeye açılan deliklerde özel uçlar kullanılacaktır.

Çekme Dayanımı (MPa)	Yoğunluk (g/cm ³)	Esneklik Modülü (GPa)	Isıl İletkenlik (W/mK)	Isıl Dayanım (K)
1259.5	1.85	70	1.3	820

- Aviyonik sisteme ait barometre sensörlerinin uygun ve doğru çalışmasını sağlamak amacıyla, her biri 4,5 mm çapında olmak üzere 4 adet statik port deliği açılacaktır.
- Deliklerin pürüzsüz olması 'whistle effect' için kritik öneme sahiptir.
- Hesaplamalar inç cinsinden, aviyonik sistemin iç çapı, dış çapı ve uzunluğu referans alınarak yapılmıştır.
- Gövdede kullanılan vidalar aerodinamik bütünlüğü bozmaktadır. Bunu engellemek amacıyla havşa başlı vidalar tercih edilmiştir.
- Gövde çapları belirlenirken çap değişimi olmamasına, motor çapının 1,5 katından az bir çapa sahip olmasına ve içerisindeki aviyonik sistemin ferah kalmasına dikkat edilmiştir.

Gövde Malzemesi Çekme Testi : 



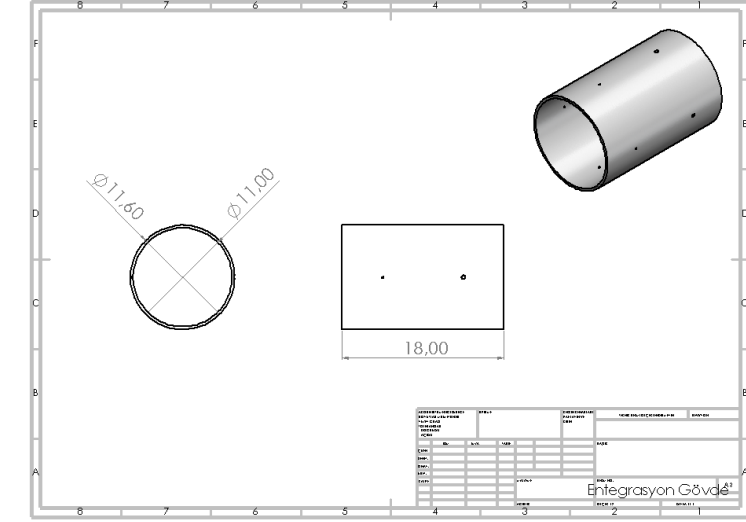
Görsel: Üretim
Yöntemimiz
Rulo Sarım Yöntemini
Uygularken

- Ephemeris'in gövdeleri **rulo sarım (roll wrapping)** yöntemiyle 20.04.2021 tarihinde üretilmiştir.
- Flament sarım yöntemindeki sarım yönü, flament sayısı ve daha profesyonel yaklaşımın yakalanamaması durumundan dolayı flament sarım yöntemi tercih edilmemiştir.[9]
- Boruların üretilmesinde flament sarım (filament winding) yöntemi yerine, **rulo sarım (roll wrapping)** yönteminin kullanılmasının bir diğer sebebi; rulo sarım yöntemiyle üretilen boruların mukavemetinin, flament sarımla üretilen borulardan daha yüksek olmasıdır.[10]
- Bu borularda kullandığımız elyaf özel bir cam elyaf türüdür.
- Bir tarafı kırpık cam elyaf(mat) diğer tarafı örgü elyaf olacak şekilde üretilmiştir.
- Dolayısıyla kumaş, örgü elyaf içerdiği için mukavemeti ciddi oranda arttırmaktadır.
- Cam elyafın örgü oryantasyonu 45/-45'tir. Sürekli örgü yönelimi özellikle burulmaya karşı özel bir mukavemet sağlamaktadır.
- Cam elyaf kumaşların sertleştirmede ve birbirlerini tutmasında polyester kullanılmıştır.
- Kullanılan polyesterin içerisinde %0.2 kobalt bulunmaktadır. Sertleştirici olarak mekperoksit kullanılmıştır.
- Faydalı yükün temas ettiği bölgelere silikon tamponlar yapılacaktır. Böylece şok etkisiyle hareket eden faydalı yükün, gövdelerden çıkarken gövdelere zarar vermesi önlenecektir.



Görsel: Üretilmiş
Gövde

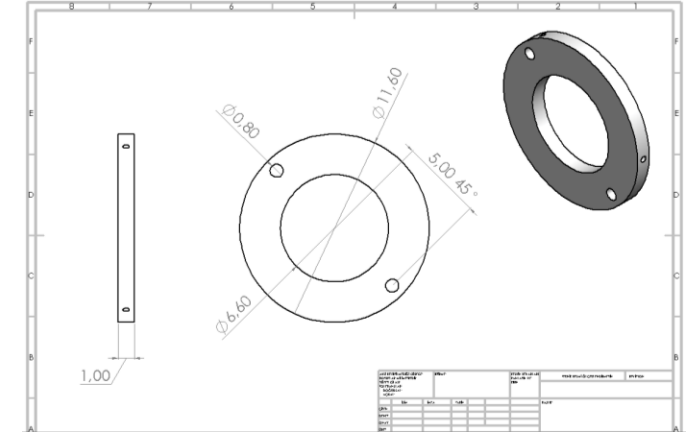
Gövde Üretim Videosu: 



Çekme Dayanımı (MPa)	Yoğunluk (g/cm ³)
1259.5	1.85

Görsel: Entegrasyon Gövde CAD Görünümü

- Entegrasyon gövdesi cam elyaftan oluşmaktadır ve uzunluğu 180 mm olacak şekilde şartnameye uygun tasarlanmıştır.
- Ephemeris'in üst gövdesiyle motor gövdesini bütünleştirmeyi sağlar.
- Üst gövdeye M4 vidalar, alt gövdeye ise M2 kırılır pinler ile montajlanacaktır.
- Entegrasyon gövdenin üst gövdeye sabitlenmesinin sebebi ise faydalı yükün birincil açılma esnasında dışarıya çıkarken sorunsuz bir şekilde çıkması planından kaynaklanmaktadır.
- Birincil açılma esnasında üzerinde bulunan M2 kırılır pinler sayesinde açılma sistemindeki basıncın artmasını ve bu sayede daha güvenli bir açılma olmasını sağlar.
- 3 boyutlu yazıcı ile oluşturulan kalıp üzerine rulo sarma yöntemi ile cam elyaf kumaş sarılarak üretilecektir.



Görsel: Motor Bloğu Üretilmiş Ağırlığı

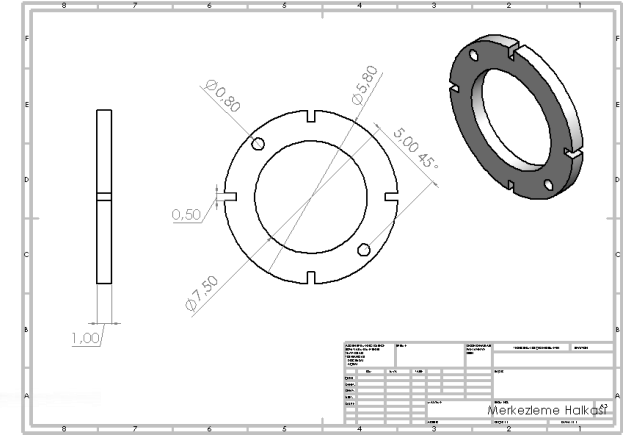
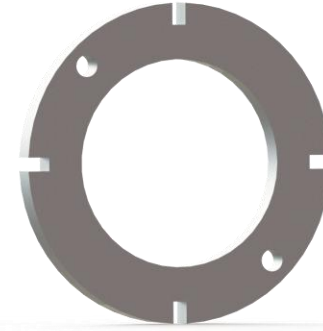
Isıl Dayanım	Çekme Dayanımı
316C	99 MPa

- Motor bloğunun en önemli görevi birincil açılmadaki şok esnasında forward closure kısmındaki mapaya binen yük ile motorun roketten fırlamasını engellemek ve zipper effect'i önlemektir
- Motor bloğu, motordan aldığı itki kuvvetini roket gövdesine ileteceği için bağlantı dayanımı çok önemlidir.
- Forward closure kısmından sonraki çıkıntılı kısımdan motoru tutması hedeflenmiştir.
- Motor bloğu alt gövdeye 120° aralıklarla 3 adet M4 yıldız havşa başlı cıvata ile montajlanacaktır.
- Motor bloğu merkezleme halkalarıyla 2 adet M8 tijler vasıtasıyla montajlanacaktır.
- 3/8 – 16 UNC döküm mapanın motorun forward closure kısmına monte edilmesi rahat ve risksiz olması amacıyla motor bloğu forward closure kısmından sonraki kademesinden tutacak genişlikte üretilmiştir.

Motor Bloğu Üretim Videosu: 



Görsel: Üretilmiş Merkezleme Halkası



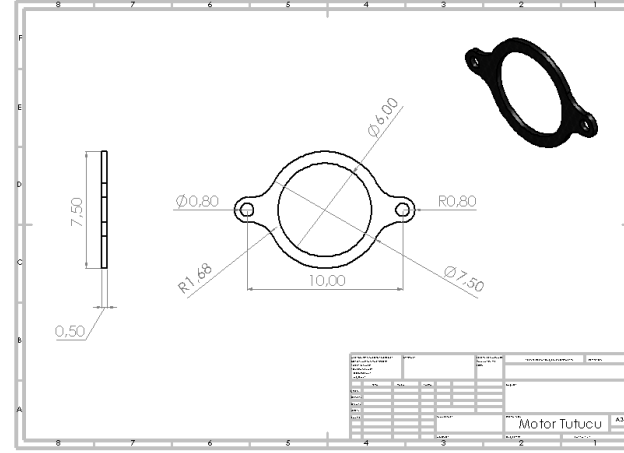
Isıl Dayanım	Çekme Dayanımı
316C	99 MPa

- Motor kundağı kullanılmadığı için merkezleme halkalarımızın öncelikli görevi motoru lineer doğrultuda tutmaktır.
- Motor bloğu ve tijler vasıtasıyla montajlarak motorun roket içerisindeki merkezî duruşunu sağlayacak şekilde tasarlanmıştır.
- Merkezleme halkalarının montajı M8 tijlerle 24 cm aralıkla (kanatçık taban uzunluğu) yapılacaktır. Tijlerin montajından sonra merkezleme halkaları M8 somunlarla sabitlenecektir.
- Merkezleme halkalarının arasına daha stabil bir uçuş sağlayacak olan ek ağırlığımız monte edilecektir.
- Kanatçıkların güvenli montajı için merkezleme halkalarına çentikler açılmıştır. Kanatların çırpıntısını engellemek ve bağlantı dayanımını artırmak için çentikler derin bir şekilde açılmıştır. Kanatçıkların tabanı (fin tab) çentiklere oturtulur ve araldite ile yapıştırılarak montajı tamamlanır.

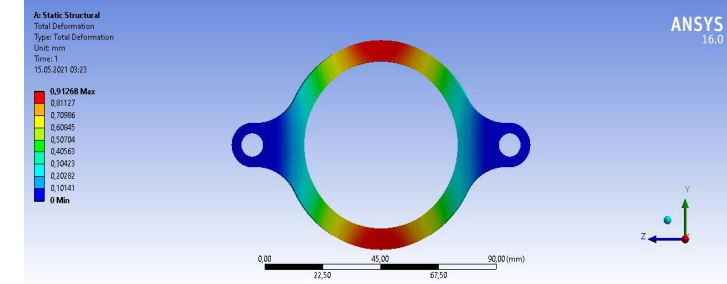
Merkezleme Halkası Üretim Videosu: 



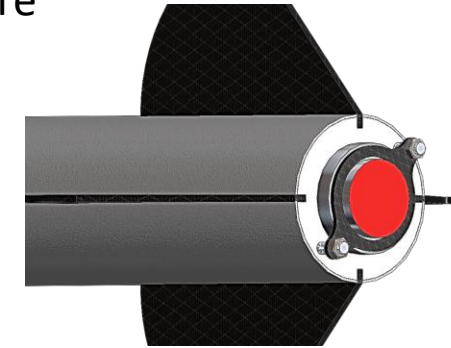
Görsel: Üretilmiş Nihai Motor Tutucu



Isıl Dayanım	Çekme Dayanımı	Elastisite Modülü
1400C	140 MPa	230GPa

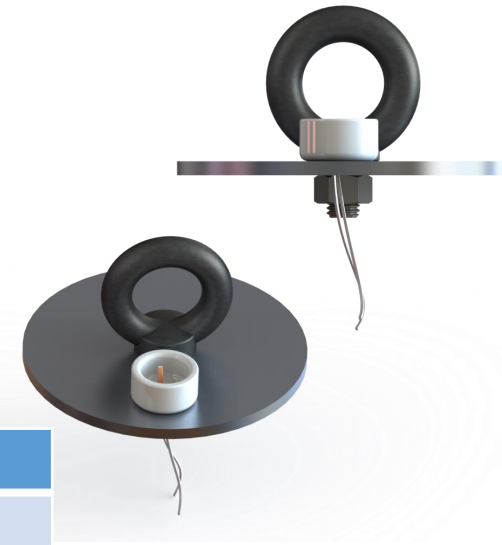
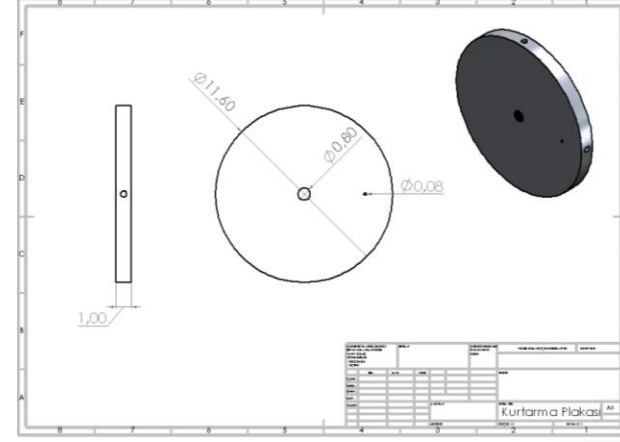


ANSYS «Static Structural» modülü aracılığıyla dayanım analizi yapılmış olup 170 N kuvvet uygulanmış ve 0,91 mm maksimum deformasyon gözlenmiştir. Motor tutucumuz bu analizden tam puan almıştır.



Görsel: Alt Gövde
Motor Tutucu
CAD Görünümü

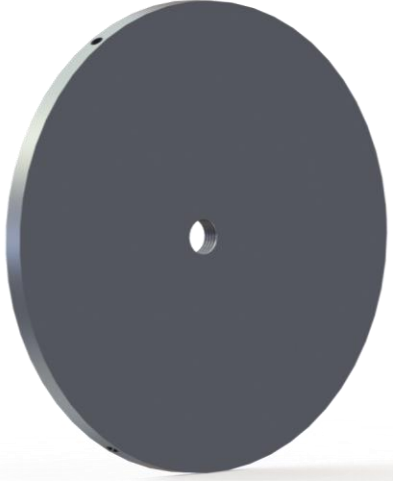
- Motor tutucu, motorun nozül kısmını engellemeyecek şekilde tasarlanmıştır. M8 tiplere geçirilip motoru tutacak konuma getirilip M8 somunlarla sabitlenecektir.
- Basit üretim yöntemi, kolay montaj ve roket prensiplerine uygunluk göz önünde bulundurulmuştur.
- Hızlı montajlanabilir ve görevini yerine getirebilecek kalınlıkta olması hedeflenmiştir.
- Motor tutucunun yapısal analizleri yapılmıştır. Maruz kalacağı yükler altında elastik bölgede kalmış olup kalıcı deformasyona uğramamış, gerekli dayanımı göstermiştir.



Isıl Dayanım	Çekme Dayanımı
316C	99 MPa

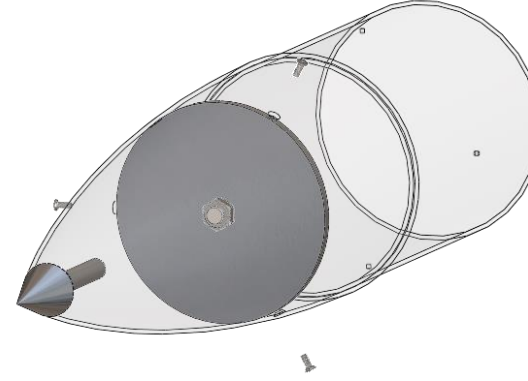
Görsel: Kurtarma Plakası Görsel: Kurtarma Plakası Kütlesi

- Aviyonik sistemin altında ve üstünde olmak üzere toplam 2 tane kurtarma plakası kullanılacaktır. Kurtarma plakaları, üst gövdeye 90° aralıklarla 4 adet M4 yıldız havşa başlı cıvata ile montajlanır.
- Açılma sistemimiz olan kara barut için, yeterli miktarda barutu alacak olan barut hazne, plakaya yapıştırılarak montajlanır.
- Barutun ateşlenmesini sağlayan elektronik kibrit başı için kurtarma plakamıza kibrit başının geçeceği çok küçük çapta bir delik açılacaktır. Bu delikler sızdırmazlık bantları ile desteklenecektir.
- Kurtarmanın gerçekleşmesi için plakalara M8 mapa montajlanacaktır.
- Kurtarma plakaları Alüminyum 6063 materyale sahiptir.
- Üretimleri alüminyum plakalardan su jeti ile kesilerek çapaksız, rijit ve gövde içerisindeki toleransı planlanarak üretilmiştir.

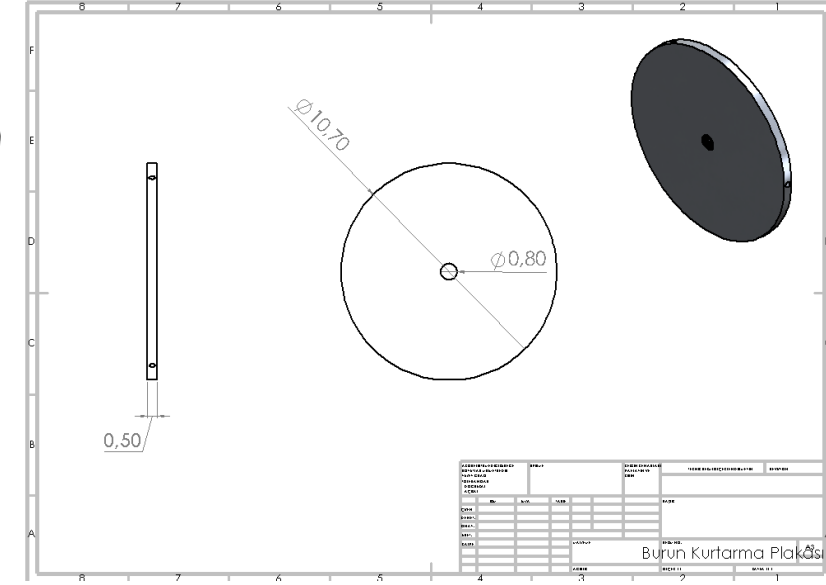


Görsel: Burun Konisi Bölme
Plakası Üretilmiş Kütlesi

Isıl Dayanım	Çekme Dayanımı
316C	99 MPa

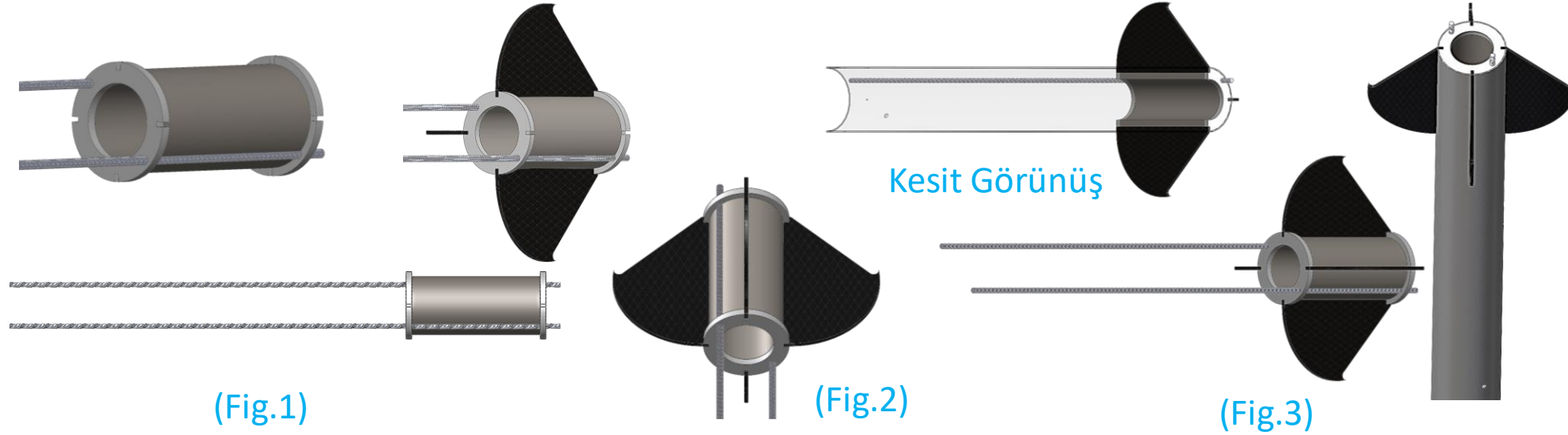


Görsel: Burun Konisi Bölme
Plakası CAD Görünümü



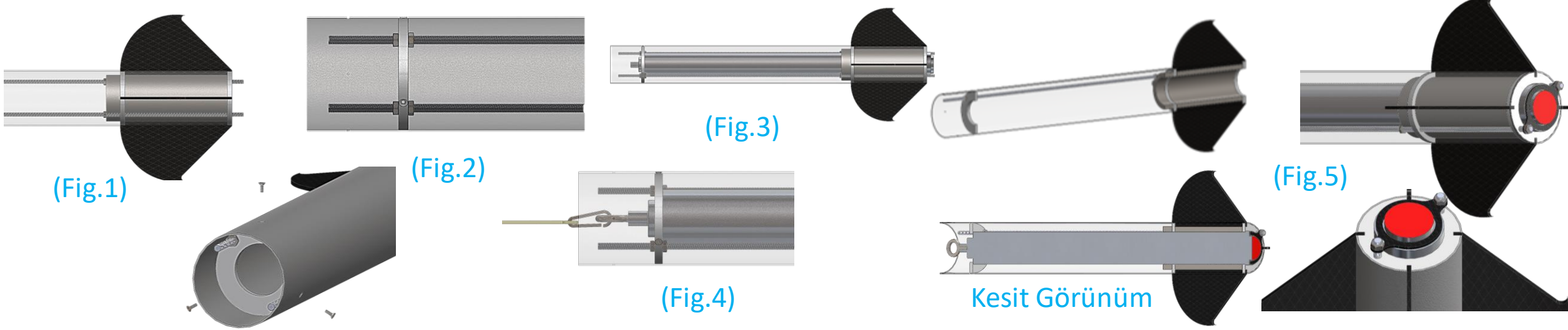
- Burun bölme plakası, burun konisine 120° aralıklarla 3 adet M3 yıldız havşa başlı vida ile montajlanır.
- Kurtarma sisteminin gerçekleşmesi için, plakamıza M8 mapa montajlanması gerekmektedir. M8 mapaya, burun konisini ve alt gövdeyi beraber indirebilmek için karabina ile şok kordu bağlanır.
- İkincil açılma esnasında roketin tek parça indirilmesinde önemli rol oynamaktadır.
- Alüminyum 6063 plakadan su jeti ile kesilerek üretilmiştir. Toleranslı, çapaksız ve rijit bir yapıya sahiptir.





1. Merkezleme halkaları arasına 22 cm uzunluğuna sahip karbon çeliği ek ağırlık , 2 adet M8 tije geçirilir. (Fig.1)
2. Merkezleme halkalarındaki çentiklere, kanatçıklar araldite ile yapıştırılarak monte edilir. (Fig.2)
3. Merkezleme halkaları, ek ağırlık , kanatçıklar ve 2 adet M8 tij tek parça halinde atış alanına hazır olarak gelecektir. Bu sistem motor kundağı görevini görür, hızlı ve kolay bir şekilde alt gövdeye montajlanabilmesini sağlar. Sistem motorun sabitlenmesini sağlayacak ve titreşimi engelleyecektir. (Fig.3)
4. Alt gövdede bulunan 90° aralıklarla 24 cm uzunluğunda ve 5 mm genişliğinde olacak şekilde kanatçık yuvaları bulunmaktadır. Kanatçıklar bu yuvalara girecek şekilde, tek parça halinde olan sistem gövdeye geçirilir. (Fig.4)
5. Tijler arasında M8 somunlar kullanılmıştır.

Üretilmiş Motor Bölümü Montajı: 



1. Ek ağırlık 2, tijlerden geçirilip merkezleme halkasına kadar dayandıktan sonra 2 adet M8 somunla montajlanır. (Fig.1)
2. Motor bloğu tijlerden geçirilip önden ve arkadan ikişer adet olacak şekilde 4 adet M8 somun ile sabitlenmiştir. Motor bloğu gövdeye 120° aralıklarla 3'er adet M4 yıldız havşa başlı cıvata ile montajlanacaktır. (Fig.2)
3. Cesaroni M2020 motor, merkezleme halkalarından geçirilip, forward closure kısmından motor bloğuna dayanacak şekilde yerleştirilir. (Fig.3)
4. Motorun forward closure kısmına, üst ve alt gövdenin birbirine bağlı şekilde kurtarılabilmesi için 3/8 -16 UNC mapa döndürülerek montajlanacaktır. (Fig.4)
5. Motor tutucu, motorun nozzle kısmını engellemeyecek şekilde M8 tijlerden geçirilerek motoru sıkıştırır ve 2 adet M8 somun ile sabitlendikten sonra motor montajı tamamlanır. (Fig.5)

Motor Montaj Videosu: 

Değişiklik Yapılan Parça	Yapılan Değişiklik
Ek Ağırlık	2590 gram ağırlık çıkarılacaktır.

Değişken	Birincil Motor	İkincil Motor
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	1,62	1,03
Rampa Çıkış Hızı(m/s):	31,8	32,9
Stabilite (0.3 Mach için):	1,89	2,27
En Büyük İvme(g):	85,5	95,1
En Yüksek Hız(m/s):	265	265
En Yüksek Mach Sayısı:	0,79	0,79
Tepe Noktası İrtifası(m):	3192	2965



Fig.1



Fig.2

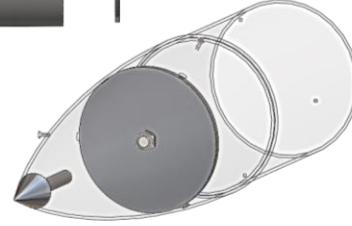


Fig.3

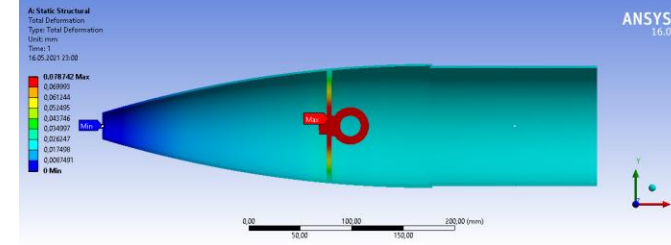


Fig.4



Fig.5

- Burun konisinin ucunda bulunan metal uç atış alanına montajlanmış şekilde gelecektir. (Fig.1)
- İkincil ayrılımda, üst gövdeyle burun konisinin birbirine bağlı şekilde kurtarılabilmesi için burun konisine kurtarma bölme plakası montajlanacaktır.(Fig.2)
- Kurtarma plakasına, M8 mapa plakanın tam ortasında olacak şekilde montajlanacaktır. Mapa M8 somun ile plakaya sabitlenir. Mapa ile montajlanmış kurtarma plakası 3'er adet M3 yıldız havşa başlı cıvata ile 120° açı aralıklarıyla burun konisine montajlanacaktır.(Fig.3)
- 3 adet cıvata ile burun konisine sabitlenmiş olan kurtarma plakasının maruz kalacağı barut basıncı sırasında bağlantı dayanımını gözlemlemek amacıyla ANSYS «Static Structural» modülüyle yaptığımız analizde 140 kPa basınç uygulanmıştır. Burun konisi uç yüzeyine «fixed support» atanarak yapılan analizde deformasyon kontürü şeklindeki gibidir. Maksimum deformasyon 0,079 mm olarak okunmuştur.(Fig.4)
- Ana ayrılımda, burun konisiyle üst gövdenin bağlantısını sağlamak için 280 cm uzunluğa sahip şok kordu karabina ile kurtarma plakasındaki mapaya montajlanır.(Fig.5)

Burun Konisi Bütünleştirme Videosu:



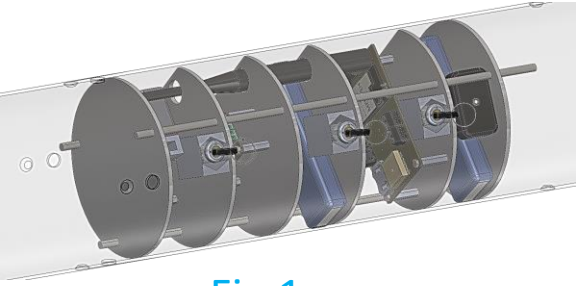


Fig.1

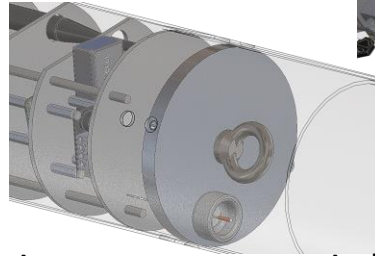


Fig.2



Fig.3

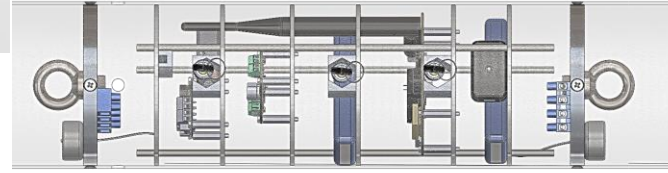


Fig.4

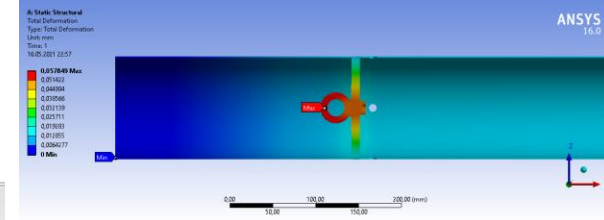


Fig.5

- Tek parça üzerinde birleştirilmiş 35 cm uzunluğa sahip aviyonik sistem üst gövdedeki konumuna yerleştirilecektir. Anahtar girişleri, üst gövdedeki yuvalarına oturtulur. (Fig.1)
- Üst ve alt kurtarma plakalarına, M8 mapalar plakaların tam ortasında olacak şekilde montajlanacaktır. Mapalar M8 somun ile plakaya sabitlenir. (Fig.2)
- Kurtarma plakalarına barut hazneleri yapıştırılarak montajlanır. Fünne başları barut haznesine yerleştirilir. Fünne başlarının girdiği kısım sızdırmazlık bandıyla izole edilir ve aviyonik sistemle olan bağlantılar yapılır. (Fig.3)
- Kurtarma bölme plakaları, aviyonik sistem aralarında olacak şekilde üst gövdeye 4'er adet M4 yıldız havşa başlı cıvata ile 90° açı aralıklarıyla montajlanacaktır. (Fig.4)
- 4 adet cıvata ile üst gövdeye sabitlenmiş olan kurtarma plakasının maruz kaldığı kuvvetlere dayanımını gözlemlemek amacıyla ANSYS «Static Structural» modülüyle yaptığımız analizde 1800N kuvvet uygulanmıştır. Gövdenin kesit yüzeyine «fixed support» atanarak yapılan analizde deformasyon kontürü şeklindeki gibidir. Maksimum deformasyon 0,058 mm olarak okunmuştur. (Fig.5)

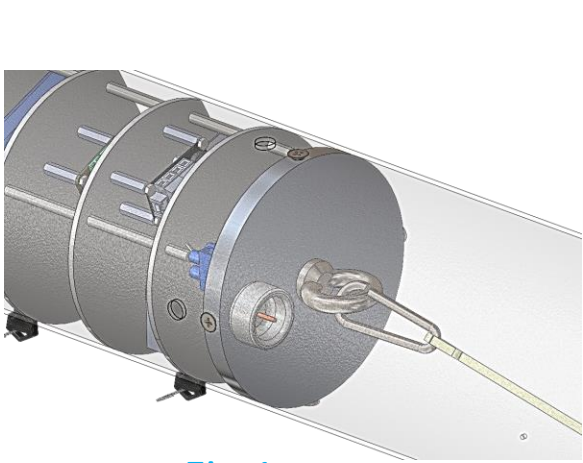


Fig.1

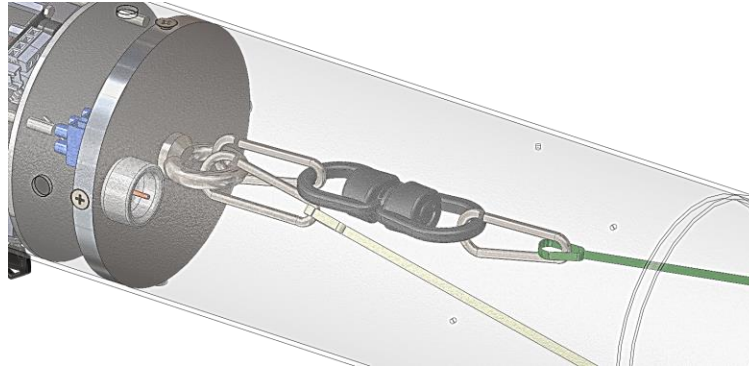


Fig.2

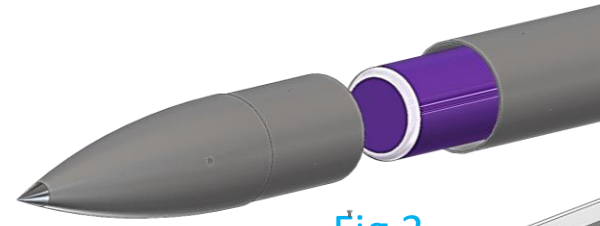


Fig.3

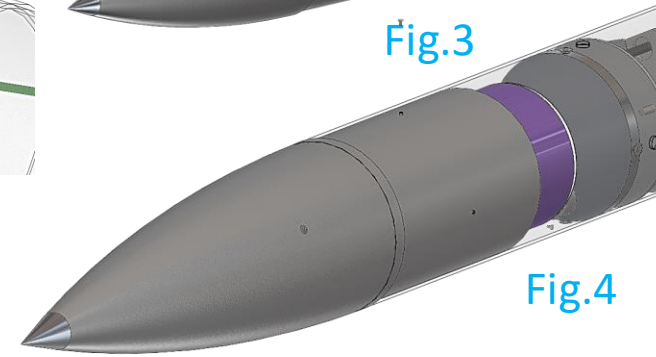


Fig.4

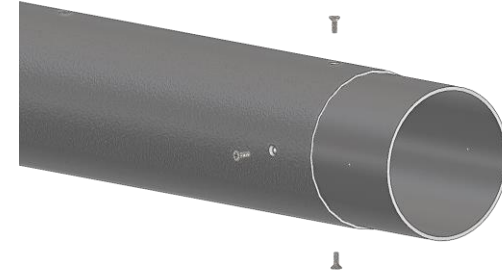
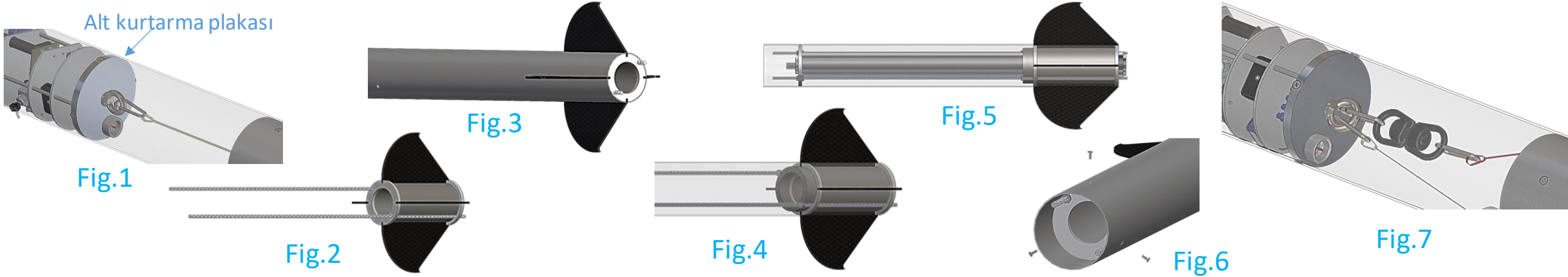


Fig.5

- Burun konisine montajlanan şok kordu, üst kurtarma plakasındaki M8 mapaya, M8 karabina ile montajlanır.(Fig.1)
- Minimum hacim kaplayacak şekilde katlanan ana paraşüt, yanmaz kumaştan imal edilen çantaya pudralanarak yerleştirilir. Pudralanma işlemi paraşütün çantadan kolayca çıkabilmesi için yapılmıştır.
- Çanta üst plakadaki M8 mapaya, M8 karabinayla bağlanır. Ana paraşüt iplerinden M8 karabina- M6 firdöndü- M8 karabina dizilişyle mapaya bağlanır.(Fig.2)
- Çanta içinde bulunan paraşüt, üst gövde ve omuzluktaki konumuna yerleştirilir.(Fig.3)
- Burun konisi omuzluk kısmından 4 adet M2 kırılır pin ile üst gövdeye montajı tamamlanır.(Fig.4)
- 18 cm uzunluğa sahip olan entegrasyon gövde, üst gövdeye 4 adet M4 yıldız havşa başlı civata ile montajlanır.(Fig.5)



- Birinci açılımda, üst gövdeyle alt gövdenin bağlantısını sağlamak için 150 cm uzunluğa sahip şok kordu karabina ile alt kurtarma plakasındaki M8 mapaya montajlanır.(Fig.1)
- Merkezleme halkaları, kanatçıklar, ek ağırlık 1 ve 2 adet M8 tij ile tek parça halinde atış alanına hazır olarak gelecektir.(Fig.2)
- Alt gövdede bulunan 90° aralıklarla 24 cm uzunluğunda ve 50 mm genişliğinde olacak şekilde kanatçık yuvaları bulunmaktadır. Kanatçıklar bu yuvalara girecek şekilde, tek parça halinde olan sistem gövdeye geçirilir. (Fig.3)
- Ek ağırlık 2, tijlerden geçirilip merkezleme halkasına kadar dayandıktan sonra 2 adet M8 somunla sabitlenir.(Fig.4)
- Motor bloğu, tijlerden geçirilip önden ve arkadan olacak şekilde 4 adet M8 somun ile sabitlenir. (Fig.5)
- Motor bloğu gövdeye 120° açı aralıklarla 3 adet M4 yıldız havşa başlı civata ile montajlanacaktır.(Fig.6)
- Minimum hacim kaplayacak şekilde katlanan sürüklenme paraşütü, yanmaz kumaş çantaya pudralanıp yerleştirilir.
- Çanta, alt plakadaki mapaya karabinayla bağlanır.Paraşüt, iplerinden karabina-fırdöndü-karabina dizilişiyile mapaya bağlanır.(Fig.7)

Sürüklenme Paraşütü Faydalı Yük Paraşütü

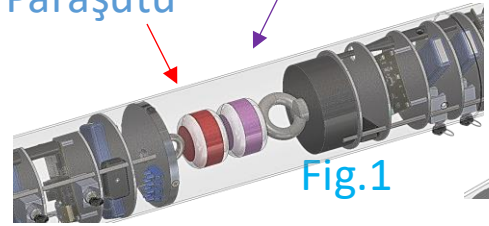


Fig.2



Fig.3

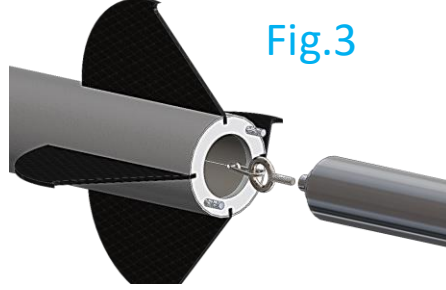


Fig.4

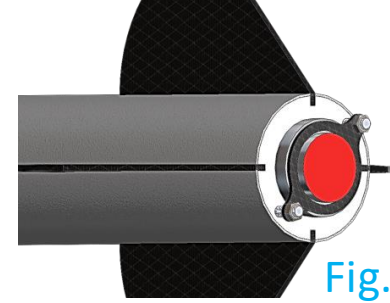
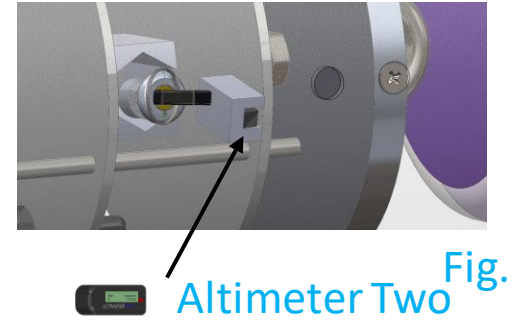
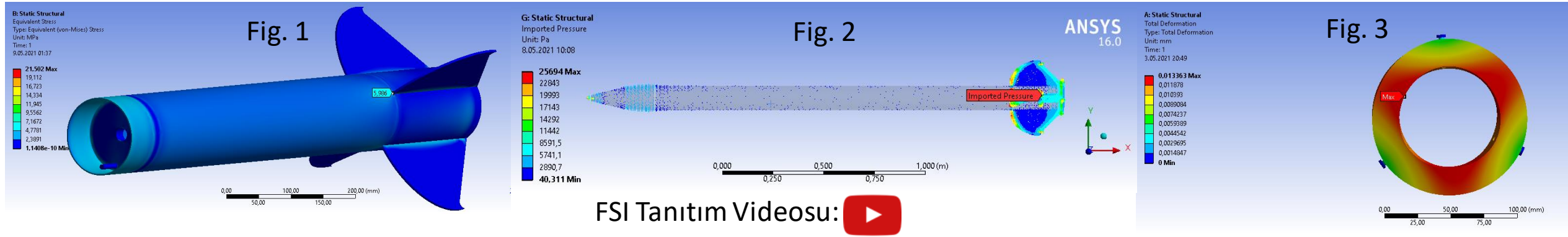


Fig.5

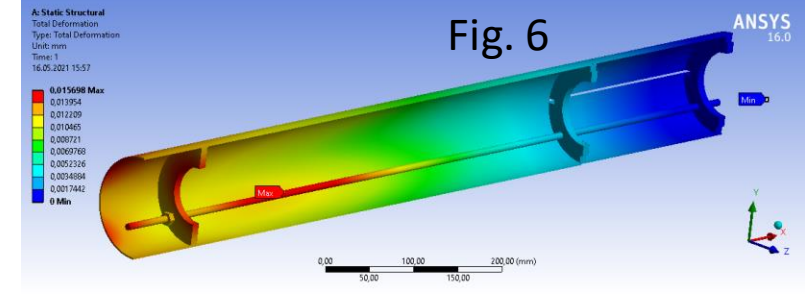
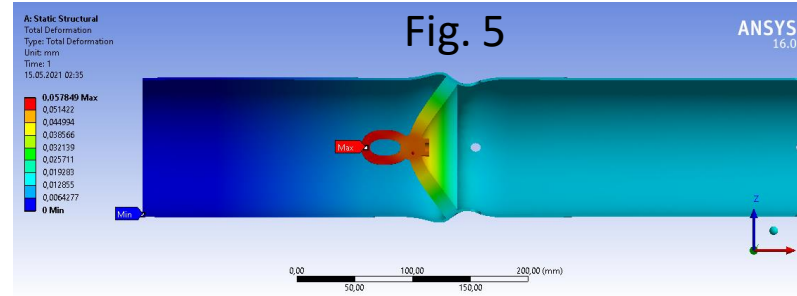
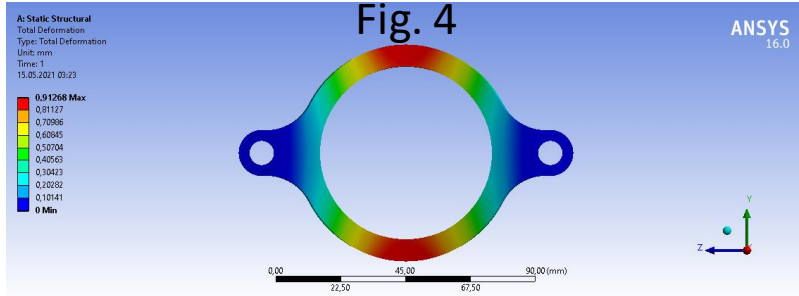


- Çanta içinde bulunan sürüklenme paraşütü , üst ve alt gövdedeki konumuna yerleştirilir.
- Minimum hacim kaplayacak şekilde katlanan faydalı yük paraşütü, yanmaz çantaya pudralanarak yerleştirilir. Çantada bulunan paraşüt, üst gövdedeki konumuna yerleştirilir. Paraşüt çantası alt plakadaki M8 mapaya, M8 karabina ile bağlanır.
- Faydalı yük paraşütü, iplerinden M8 karabina - M6 firdöndü – M8 karabina dizilişiyile faydalı yük M8 mapasına bağlanır. Faydalı yük üst gövdedeki konumuna yerleştirilir.(Fig.1)
- Üst gövde, entegrasyon gövdeden olacak şekilde alt gövdeye 4 adet M2 kırılır pinlerle montajlanır.
- Etiketler alınınca burun konisi ayrılır ve üst kurtarma plakasında bulunan hazneye barut yerleştirilir. Burun tekrar montajlanır.
- Alt ve üst gövde ayrılır, alt kurtarma plakasında bulunan barut haznesine barut yerleştirilir. Gövdeler tekrar montajlanır.
- Motor teslim alındıktan sonra alt kurtarma plakasındaki şok kordu gövde içinden çekilerek 3/8 - 16 UNC mapaya M8 karabina ile bağlantısı sağlanır. UNC mapa motorun forward closure kısmına montajlanır.(Fig.3)
- Motor, merkezleme halkalarından sürülerek motor bloğuna dayandırılır.
- Motor tutucu tijlerden geçirelerek motoru sıkıştırır ve 2 adet m8 somun ile sabitlenir.(Fig.4)
- Altimeter Two Cihazı aviyonik sistem üzerinde bulunan kapak içerisine yerleştirilir ve kapak tek bir vida ile sabitlenir.(Fig.5)

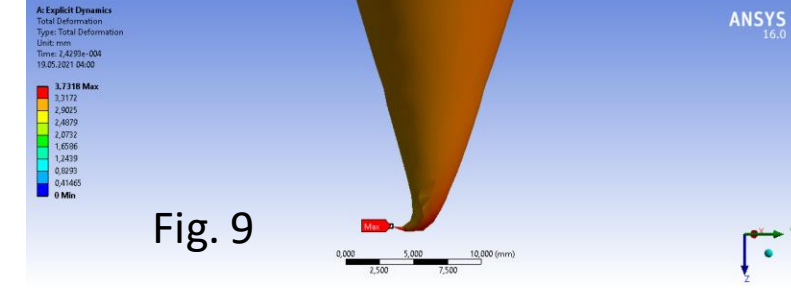
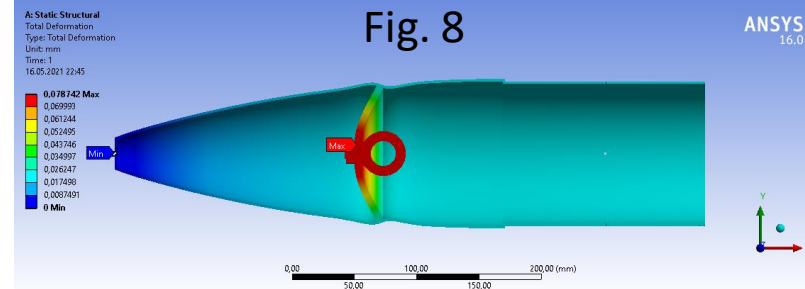
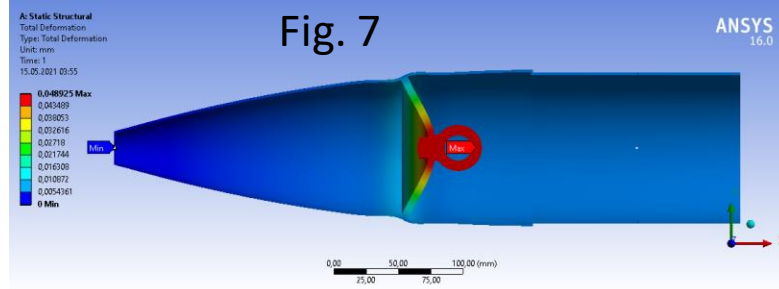
Roket Montaj Videosu: 



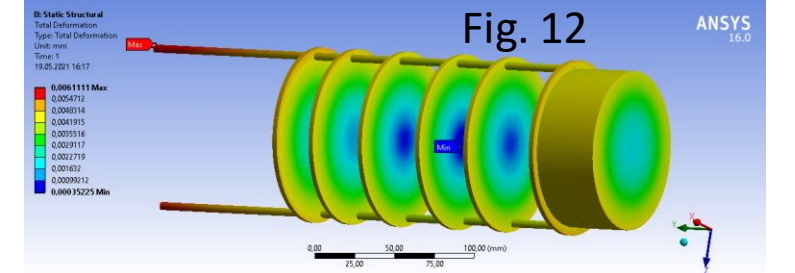
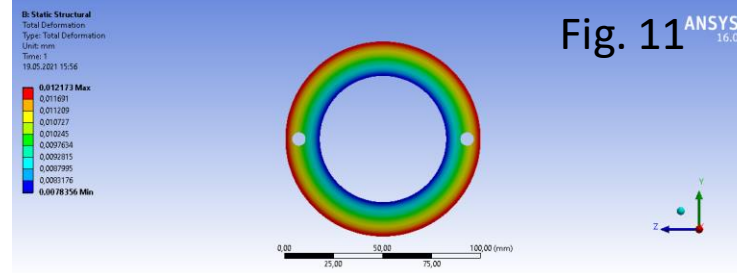
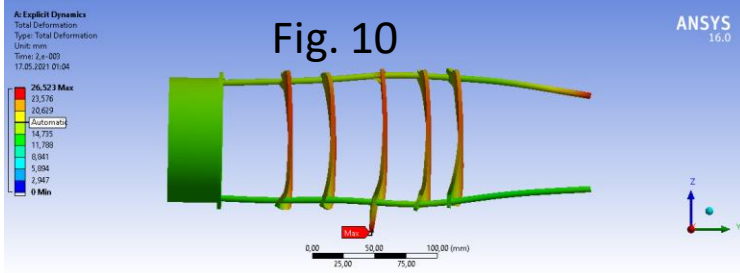
- Yapılan Hesaplamalı akışkanlar dinamiği(HAD) analizinin üzerine «Static Structural» modülü eklenip HAD analizi sonucunda elde edilen basınç kontürleri gösterilmiştir(Fig.2). Bu basınçların oluşturduğu deformasyon figürün altındaki videoda bulunmaktadır. Bu basınçlar gözlemlendiğinde roketin dış yüzeyinde herhangi bir sorun olmayacağı öngörülmektedir.
- Motorun, en arkada bulunan merkezleme halkasına yapacağı itiş gücünün roketin kanatçıklarında oluşturacağı gerilmeler ANSYS «Static Structural» modülüyle analiz edilmiştir. Maksimum itiş 2680 N olan Cesaroni M2020 motor için 3000N uygulanmıştır. İlgili noktadaki maksimum gerilme 6 MPa, bu bölgedeki deformasyon ise 0,043 mm olarak okunmuştur. Bu derece küçük deformasyonların herhangi bir sorun oluşturmayacağı öngörülmektedir.(Fig.1)
- Motorun üç cıvata ile gövdeye sabitlenmiş olan motor bloğuna uygulayacağı kuvveti gözlemlemek amacıyla ANSYS «Static Structural» modülüyle yaptığımız analizde 3000N kuvvet uygulanmıştır. Vida başlarına «fixed support» atanarak yapılan analizde deformasyon kontürü şeklindeki gibidir. Maksimum deformasyon 0,013 mm olarak okunmuştur. Motor bloğunun, motor itişini roketin gövdesine düzenli yayacağı ve herhangi bir deformasyona uğramayacağı öngörülmektedir.(Fig.3)



- ANSYS «Static Structural» modülü kullanılarak üzerine ~134 N yük binecek olan karbon fiber motor tutucusuna 170 N kuvvet uygulanmış ve 0,91mm maksimum deformasyon gözlenmiştir. Tijlerin geçeceği deliklerin iç yüzeyine «Fixed support» atanarak analiz yapılmıştır. Analiz sonucunda gerekli dayanımı göstereceği öngörülmüştür.
- 4 adet cıvata ile üst gövdeye sabitlenmiş olan kurtarma plakasının maruz kaldığı kuvvetlerde dayanımını gözlemlemek amacıyla ANSYS «Static Structural» modülüyle yapılan analizde «4» güvenlik faktörüyle beraber 950N kuvvete maruz kalacak bölgeye 1800N kuvvet uygulanmıştır. Gövdenin kesit yüzeyine «fixed support» atanarak yapılan analizde deformasyon kontürü şeklindeki gibidir. Maksimum deformasyon 0,05 mm olarak okunmuştur. (Fig. 5) Birinci açılımda da bire bir aynı kurtarma plakası ve mapa kullanılacak olup o bölgeye etki eden maksimum kuvvet «4» güvenlik faktörüyle beraber 137N olarak hesaplanmıştır. Yani iki kurtarma plakası da bu yapısal analizlerden tam not almıştır.
- Motor bloğunun açılma esnasında barut sisteminden alacağı basınç ile deformasyon analizi ANSYS «Static Structural» üzerinden gerçekleştirilmiş olup 110 kPa basınç uygulanmıştır. Alt gövdenin en alt yüzeyine «fixed support» atanarak yapılan analizde maksimum 0,016 mm deformasyon gözlenmiş olup sistem analizi başarıyla geçmiştir. (Fig. 6)



- 3 adet cıvata ile burun konisine sabitlenmiş olan kurtarma plakası maruz kaldığı kuvvetlerde bağlantı dayanımını gözlemlemek amacıyla ANSYS «Static Structural» modülüyle yaptığımız analizde 400N kuvvet uygulanmıştır. Burun konisi uç yüzeyine «fixed support» atanarak yapılan analizde deformasyon kontürü şekildeki gibidir. Maksimum deformasyon 0,05 mm olarak okunmuştur. Gerek plaka gerek de plakayı tutan cıvataların dayanımının yeterli olacağı öngörülmüştür.
- 3 adet cıvata ile burun konisine sabitlenmiş olan kurtarma plakasının maruz kaldığı barut basıncına karşı dayanımını gözlemlemek amacıyla ANSYS «Static Structural» modülüyle yaptığımız analizde 140 kPa basınç uygulanmıştır (hesaplamalara göre 74,5 kPa basınca maruz kalacaktır). Maksimum deformasyon 0,08 mm olarak okunmuştur. Plaka başarılı olmuştur.
- Burun konisi ucunda bulunan alüminyum metal ucun yere düşme durumunda deformasyonunu gözlemlemek amacıyla yapılan analizde beton zemine 21 m/s düşey hızla düşmesi sağlanmış ve 3,73 mm maksimum deformasyon gözlenmiştir. Analiz, hesaplanan düşme hızından daha yüksek hızla ve düşeceği zeminden daha sert zemin kullanılarak yapıldığı için gerçek durumda bu deformasyon seviyesinin altında deformasyon beklenmektedir.



- Faydalı yükün yere düşüşünde maruz kalacağı deformasyonu gözlemlemek amacıyla ANSYS «Explicit Dynamics» modülü kullanılarak düşme analizi yapılmıştır. Hesaplamalara göre 9,16 m/s düşey hıza sahip faydalı yüke 12 m/s düşey hız verilerek ANSYS programının varsayılan malzemesi olan «Yapısal çelik(Structural Steel)» malzemeli zemine çarptırılmıştır. Maksimum 26,5 mm deformasyon gözlenmiştir. Katmanlar, dolayısıyla faydalı yük işlevini gerçekleştirecek kısımlar sağlamlığını korumuştur. Analizimiz hesaplanan düşme hızından daha yüksek hızla ve düşeceği zeminden daha sert zemin kullanılarak yapıldığı için gerçek durumda daha az deformasyon beklenmektedir.(Fig. 10)
- Termal analizi yapılan motor bloğu ve faydalı yükün «Transient Thermal» modülünün üzerine «Static Structural» modülü bağlanarak genleşme kontürleri elde edilmiştir. Bu genleşme kontürleri sonucunda en çok genleşecek yerler gözlemlenmiş ve gövdeye sığma konusunda bir problem yaşanmayacağı öngörülmüştür. (Fig. 11 ve Fig. 12)
- «Yapısal Analizler» başlığı altındaki tüm analizler yapılırken mesh yapısında «Orthogonal quality» değerinin minimum 0,2 olmasına, «Skewness» değerinin maksimum 0,8 olması sağlanmıştır. «Element quality» değerinin özellikle yüke maruz kalacak bölgelerde 1'e yakın olması sağlanmıştır(«Mesh metric» ile kontrol ederek). «Body Sizing» gibi mesh boyutu düzenleme komutları tüm analizlerde, «Curvature» gibi gelişmiş mesh boyutlandırma seçenekleri ise bazı analizlerde kullanılmıştır.

1,5 Adana Mergen Kütle Bütçesi isimli doysa ayrı
olarak verilmiştir.

Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Gövde malzemesi seçimi	Cam Elyaf Karbon Fiber	Kütle (1200g-1600g)	Sinyal Geçirgenliği (sorunsuz olmalı)	Cam elyafın, karbon fiberden daha ağır bir malzeme olması roketin mach sınırını aşmaması için önemli bir etkidir. Ayrıca karbon fiber malzemeden haberleşme sinyallerinin geçmemesi durumundan dolayı karbon fiber gövde tasarımından kaçınılmıştır.

Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Kanatçık Geometrisi	Özgün Elipktik Trapezoidal	Basınç Merkezi	Cd Değeri	Sübsonik hızlarda en yüksek hız verisini vermekte olan eliptik kanat ve aerodinamik bütünlüğün sağlanması adına trapezoidal kanatçıkların kullanımını tek bir kanatta birleştiren özgün kanatçığımıza ÖTR aşamasından sonra yapılan optimizasyon çalışmalarında Cd, Cl ve Cm(z) kıyaslamaları yapılarak karar verilmiştir.

Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Burun Konisi Geometrik Şekil Seçimi	Ojiv Konik Eliptik	Tekrar kullanılabilirlik. (Metal uç)	Sürtünme Katsayısı	Kurtarma esnasında en büyük hasarlardan birini burun konisi ucu alacağı için metal uç tasarımına uygun bir geometri olmasının yanı sıra Cd kıyaslamalarında da sübsonik hızlarda ojiv geometri öne çıkmaktadır.
Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Burun Konisi Malzeme Seçimi	Alüminyum Karbon Epoksi Cam Elyaf	Kütle (min-570 gr)	Üretim	Alüminyum; mukavemet, yoğunluk ve bir çok nedenden ötürü kompozit malzemelere göre dezavantajlıdır. Cam elyafın üretiminde ve kürlenmesinde ise karbon fiberden daha kolay olması tercih etme sebebimizdir.

Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Kanatçık Kesit Profili	Ahır kapısı Airfoil	Üretim	Uygunluk	Airfoil kesit profili daha yüksek performans göstermiş olsa da tasarlanan özgün kanatçığımıza uyarlandığında üretilmesi hayli zor olması sebebiyle tercih edilmemiştir.

Gereksinim	Tasarım Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Kanatçık Malzeme	Karbon Fiber Cam Elyaf Alüminyum	Elastisite	Hafiflik	Kanatçık optimizasyonunda alüminyum kanatçıklar kompozit kanatçıklardan daha ağır olmasından dolayı tercih edilmezken üretilen cam elyaf 108 gram iken karbon fiber kanatçık 60 gram tutmaktadır. Elastisite modülleri kıyaslandığında ise en optimum değer karbon fiber malzeme olduğu görülmüştür.

Gereksinim	Telemetri Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Telemetri Modül Seçim	LoRa Modülü RFD Modülü Xbee Modülü	Fiyat	İletişim Menzili	LoRa modülü fiyat olarak diğer iki modülden daha ekonomik olmasıyla beraber menzil (8000m) olarak da Xbee(3000m) ve RFD(30.000m) seçenekleri arasında ulaşılabilecek olan irtifa ve sürüklenme mesafesi düşünüldüğünde optimum seçim olmaktadır.

Gereksinim	LiPo Pil Seçenekleri	Optimizasyon Kriteri-1	Optimizasyon Kriteri - 2	Sonuç ve Tasarıma Etkisi
Pil Seçimi	1Sx1500 mAh Li-Po 2Sx2200 mAh Li-Po 3Sx3400 mAh Li-Po	Kütle	mAh Değeri	Kütle ve aviyonik sistemin kullanacağı güç hesaba katıldığında, her iki koşulu birden tatmin edebilmesi dolayısıyla en uygun tercih 2Sx2800 mAh değerinde bir LiPo pil kullanmaktır.

Numara	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Gereksinim Karşılama Metodu
1	3.1.6	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		2	Takım öğrenim durumu belirtilmiştir.
2	3.1.10	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Takım yapısı belirtilmiştir.
3	3.1.11	Takımlar en az dört (4) en fazla altı (6) kişiden oluşmalıdır		2	Takım üye sayısı belirtilmiştir.
4	3.1.12	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2	Takım yapısı belirtilmiştir.
5	3.1.13	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler 3.1.26 no'lu maddede yer almaktadır.		2	Takım danışmanı belirtilmiştir.
6	3.1.14	Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlendirilmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir.		2	Takım yapısı belirtilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Gereksinim Karşılama Metodu
7	3.1.21	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamalıdır.		2,112,117	İstenen liste ve planlar belirtilmiştir.
8	3.1.23	Yarışma boyunca görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanı listelenmelidir.		2	Takım yapısı ve danışmanı belirtilmiştir.
9	3.1.26.1	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur		2	Takım Danışmanı belirtilmiştir.
10	3.1.26.9	Üniversite takımlarında öğretim üyesi/akademisyen danışmanlar Mühendislik ve Fen Bilimleri alanlarında herhangi bir fakültede görevli akademisyen (araştırma görevlisi, öğretim üyesi) veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarını katılım sağlamış herhangi bir alandan akademisyen olmalıdır.		2	Takım Danışmanı belirtilmiştir.
11	3.1.26.4	Danışman olarak görev yapacak kişiler, çalıştığı ilgili eğitim/öğretim kurumlarından alacakları öğretmenlik/eğitmenlik/akademisyenlik yaptığına ve kurum tarafından yarışma takımı için danışman olarak görevlendirildiğine dair belgeyi KTR ile sisteme yüklemelidir.		-	Belgeler KTR ile sisteme yüklenmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
12	3.2.4.1	Lise ve Orta İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda uçuşması gerekmektedir.		4	OpenRocket verileri ile belirtilmiştir.
13	3.2.4.3	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır		4	Openrocket ve CAD ana tasarımda görünmektedir
14	3.2.4.5	Roketlerin uçuş boyunca statik marjini kararlı olmalıdır		4	Genel OpenRocket tasarımı ile belirtilmiştir.
15	3.2.4.7	Rampa çıkış hızı; Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s'dir		3	Tabloda verilmiştir.
16	3.2.4.8	Takımların geliştireceği üç (3) serbestlik dereceli benzetim ve modelleme yazılımıyla aerodinamik ve uçuş mekaniği analizlerini kendi imkânlarıyla yapmaları ve Open Rocket simülasyonu kullanarak elde edilen verilerin bu yazılımla elde edilenlerle uyumlu olduğunun ilgili tasarım raporlarında ispatlanması gerekmektedir.		7	PDF formatında paylaşılan 3DOF raporunda ispatlanmıştır.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
17	3.2.1.19	takımlar üç (3) serbestlik dereceli uçuş benzetim ve modellemesini kendileri yapacak şekilde bir kod (açık kaynak kodları kullanılarak) geliştirecek ve ilgili tasarım raporlarında bu kod ve kodun çıktılarını sunacaktır.		7	Belirtilen özellikler PDF formatıyla paylaşılan 3DOF raporunda ayrıntılı olarak açıklanmıştır.
18	3.2.1.20	Oluşturulan benzetim ve modellemeyle ilgili olarak matematiksel ve fiziksel modeller ilgili tasarım raporlarında ayrıntılı olarak açıklanmalıdır.		7	Belirtilen özellikler PDF formatıyla paylaşılan 3DOF raporunda ayrıntılı olarak açıklanmıştır.
19	3.2.1.21	Benzetim ve uçuş verilerinin karşılaştırması uçuşun tepe noktasına kadar yapılacaktır.		7	Belirtilen özellikler PDF formatıyla paylaşılan 3DOF raporunda ayrıntılı olarak açıklanmıştır.
20	3.1.26.2	Bir danışman yalnızca tek bir takıma danışmanlık yapabilir		-	Danışmanlık belgesi KTR ile sunulmuştur.
21	3.1.26.3	Danışman olarak eğitim/öğretim kurumlarında görevli öğretmenler/akademisyenler veya daha önce yurtiçi ve/veya yurtdışında düzenlenen roket yarışmalarına katılım sağlamış takımların üyeleri veya danışmanları kabul edilecektir.		-	Danışmanlık belgesi KTR ile sunulmuştur.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
22	4.2.8	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		13,14,15	Üretim yeri ve yöntemleri tabloda açıklanmıştır.
23	3.2.2.20	Bağımsız olarak kurtarılabilecek her unsur/parça üzerinde hızın ölçülebilmesine yönelik bir sistem olacaktır.		23	Hız verisi ve bileşenlerinin, barometre ve GNSS aracılığı ile irtifa ve yatayda alınan yol sayesinde yazılımsal olarak türetileceği metnen açıklanmıştır.
24	3.2.2.21	Elde edilen hız verileri yer istasyonuna canlı aktarılacaktır		40	Kurtarma algoritması maddelerinde belirtilmiştir.
25	3.2.2.22	Her paraşüt birbirinden farklı ve koyu renkte olacaktır.		22	Paraşüt renklerimiz belirtilmiştir.
26	3.2.2.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		22	Kurtarma sistemi açıklanmıştır.
27	3.2.2.4	Kurtarma sistemi için kullanılacak paraşütler kademeli olarak tasarlanmalıdır. Kurtarılmak istenen alt bileşenlere ve sayısına göre birden fazla paraşüt kullanılabilir.		22	Tablo olarak paraşütler açıklanmıştır.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
28	3.2.2.5	Birincil paraşüt ilk açılacak paraşüt olarak tanımlanmaktadır. Birincil paraşüt azamî irtifadan hemen sonra (eğik atışın tepe noktasında) açılacaktır.		20	Birincil paraşüt açılması açıklanmıştır.
29	3.2.2.6	Birincil paraşüt ile roketin takla atması önlenmelidir. Bu paraşüt ile roketin düşüş hızı azaltılmalıdır; ancak düşüş hızı 20 m/s'den daha yavaş olmamalıdır.		22	Düşüş hızı hesaplamalarında verilmiştir.
30	3.2.2.7	Birincil paraşütün bu hız aralığında çalışabileceğine dair gerekli analizler, simülasyonlar ve testler önceden yapılmalıdır.		24	Paraşüt fonksiyonellik testlerinde belirtilmiştir.
31	3.2.2.8	Roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.		8,20	CONOPS ve paraşüt ve kurtarma sistemi açıklanmıştır.
32	3.2.2.9	Faydalı yük, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan tek başına kendi paraşütü ile "bağımsız" olarak indirilmelidir.		27	Faydalı yük kısmında açıklanmıştır.
33	3.2.2.10	Ana paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılmalıdır		8,20	CONOPS ve ana paraşüt açılması açıklanmıştır.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
34	3.2.2.11	Roketin ve parçaların hasar görmemesi için ana paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		22	Düşüş hızı hesaplamaları
35	3.2.2.12	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez		8,22	CONOPS ve kurtarma sisteminin tetikleneceği aşamalar belirtilmiştir.
36	3.2.2.18	Güvenlik sebebiyle takımlar sıcak gaz üreteçlerini hakemlerden tüm etiketleri aldıktan sonra (en son aşamada) roketle yerleştirilecektir.		77	Roket bütünleştirme stratejisi açıklanmıştır.
37	3.2.2.19	Sistemin bağımsız olarak kurtarılabilecek bütün alt bileşenlerin (faydalı yük dâhil) üzerinde konum belirleyen bir sistem (GPS, radyo vericisi vb.) bulunacaktır.		28, 37,43	Konum belirleyiciler belirtilen sayfalarda yazı ve tablo olarak açıklanmıştır.
38	3.2.2.20	Konum belirleyen sistemler yer istasyonu ile canlı ve sürekli konum verisi paylaşacaktır.		29, 38, 40	Belirtilen sayfalarda yazı ve diyagramlarla verilerin sürekli yer istasyonuna aktarılacağı açıklanmıştır.
39	3.2.2.21	Bağımsız olarak kurtarılabilecek her unsur/parça üzerinde hızın ölçülebilmesine yönelik bir sistem olacaktır.		28, 40	Hız belirleyiciler açıklanmıştır.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
40	3.2.2.22	Elde edilen hız verileri yer istasyonuna canlı aktarılacaktır (Roketin düşüş hızı bu sistem vasıtası ile tespit edilebilecektir).		28,40	Metin kutusunda belirtilmiştir.
41	3.2.2.23	Her paraşüt birbirinden farklı ve koyu renkte (çıplak gözle uzaktan rahat görülebilmesi için) olacaktır.		22	Paraşüt renkleri açıklanmıştır.
42	3.2.2.24	Uzaktan gözle rahat tespit edilebilmesi için paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması gerekmektedir.		22	Paraşüt renkleri açıklanmıştır.
43	3.2.1.14	Araçta bağımsız olarak kurtarılacak her kısmın (faydalı yük dâhil) üzerinde GPS veya radyo sinyali ile konum belirleyen bir sistem yer almalıdır.		28, 37, 43	Belirtilen sayfalarda konum belirleyiciler yazı ve tablolar halinde açıklanmıştır.
44	3.2.5.3	Roket gövdesi olarak PVC ve benzeri herhangi bir polimer malzeme, sıkıştırılmış kağıt/kraft kullanılamaz.		13,14,15, 62	Malzemeler belirtilmiştir.
45	3.1.26.5	Danışman olarak görev yapacak kişilerin danışmanlık görevlerini yerine getireceğine dair belgenin ıslak imzalı hali KTR ile sisteme yüklenmesi gerekmektedir.		-	Ekte verilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
46	3.2.3.1	Faydalı yükün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		8, 48	Faydalı yük kütlesi belirtilmiştir.
47	3.2.3.2	Entegrasyon alanında faydalı yük kütle ölçümü hakem heyeti tarafından yapılacak olup, ölçümün rahat bir şekilde yapılabilmesi için faydalı yükün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		117	Faydalı yükün roket içine kolay montaj ve demontaja uygun tasarlandığı belirtilmiştir.
48	3.2.3.3	Lise ve orta irtifa kategorilerinde faydalı yüklerin herhangi bir bilimsel görevi yerine getirme zorunluluğu bulunmamaktadır. Bu kategorilerde asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık faydalı yük olarak kabul edilecektir.		51	Faydalı yükün görevi belirtilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
49	3.2.3.6.1	Asgari 4 kg kütleye sahip olacak faydalı yükün (Faydalı yük içerisindeki bütün bileşenler bu 4 kg içerisine dâhildir) uçuşun başından sonuna kadar belirli bir frekansta ve sürekli olarak asgari üç (3) farklı uçuş karakteristiğinin ölçümlenmesinin yapılması ve bu verilerin yer istasyonuna canlı olarak indirilmesi,		30	Faydalı yükteki telemetri sistemine metin kutusunda yer verilmiştir.
50	3.2.3.10	Bilimsel bir görevi yerine getirmeye yönelik faydalı yükler canlı organizma, kurşun, aşındırıcı kimyasal malzeme ve radyoaktif materyal barındıramaz ve çevreye/canlılara zararlı olamazlar.		27	Faydalı yük sisteminde kullanılacak malzemeler belirtilmiştir.
51	3.2.5.4	Kullanılacak mapaların (İng. eye bolt) tek parça ve dövülmüş çelikten imal edilmiş olması gerekmektedir. Büküm mapalarının kullanımına izin verilmeyecektir. Bu kural mapa yerine kullanılabilecek her parça için de geçerlidir.		13,14,15	Alt sistemler yansılarında belirtilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
52	3.2.3.11	Burun konisinde herhangi bir faydalı yük veya aviyonik sistem konumlandırılmayacaktır.		4,54,54,56	CAD ve OpenRocket görselleriyle açıklanmıştır.
53	3.2.3.12	Faydalı yük, roketin çıkacağı tepe noktasına erişmesinden hemen sonra birinci paraşüt açıldıktan sonra ikinci paraşüt açılmadan önceki zaman diliminde serbest bırakılacaktır		8,27	CONOPS ve faydalı yükün ayrılma aşaması CAD görseli ve patlatma videosu belirtilmiştir.
54	3.2.3.13	3.2.3.12 ile belirtilen zaman dilimi içerisinde faydalı yük bağımsız bir bölümünden farklı bir stratejiyle de serbest bırakılabilir.		18	Faydalı yükün ayrılma aşaması belirtilmiştir.
55	3.2.5.11	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçaların roketin yanması bittikten sonra kütle merkezinin ilerisinde yer alması sağlanacak şekilde önceden sabitlenmiş olmalıdır. Bu entegrasyonu yapan takımlar bu ilave olmadan önce ve sonraki kayıplarını göstermelidir.		4	Roketimizde bu minvalde bir ilave bulunmamaktadır.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
56	3.2.3.14	3.2.3.12 ve 3.2.3.13 ile belirtildiği gibi gerçekleşecek bir kurtarma esnasında tasarlanan sistemin roketin inişini tehlikeye sokmayacağı (mekanizmanın analizi veya uçuş analizi yardımıyla) kanıtlanmalıdır.		9,22	Uçuş esnası tablosunda ve düşüş hızları belirtilmiştir.
57	3.2.3.15	Burun ile roketin geri kalanı (gövdesi) birbirine bağlı olarak indirileceğinden faydalı yük, roket ve burun ile herhangi bir bağlantısı olmadan (hiçbir noktaya şok kordonu vb. herhangi bir ekipman ile bağlanmadan) tek başına kendi paraşütü ile “bağımsız” olarak inecektir.		8,27	CONOPS ve faydalı yük yansıısında video ve CAD görseli ile bağımsız inişi belirtilmiştir.
58	3.2.5.3	Roket gövdesi olarak PVC ve benzeri herhangi bir polimer malzeme, sıkıştırılmış kağıt/kraft kullanılamaz.		13,14,15	Alt sistemler yansılarında belirtilmiştir.
59	3.2.1.7	İki farklı çapta roket motoru seçimi yapılarak iki farklı tasarım ile başvuru yapılmasına izin verilmeyecektir.		70,71,72	Motor ve yedek motor bilgileri verilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
60	4.1.9	Open Rocket programı ve takımların (Lise kategorisindeki takımlar hariç) geliştireceği üç (3) serbestlik dereceli benzetim ve modellemeyle roketin ön benzetimlerinin tamamlaması gerekmektedir. Tüm sistemlerin kütle bütçesinin detaylı olarak çıkarılması beklenmektedir.		7,82	Kütle bütçesi ve 3 serbestlik dereceli benzetim raporunda açıklanmıştır.
61	3.2.2.2	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.		17,18	Paraşüt ayırma sistemimiz açıklanmıştır.
62	3.2.2.3	Yarışmada kullanılabilecek ticarî basınçlı kapların atış alanında doldurulması kesinlikle yasaktır.		17,18	Paraşüt ayırma sistemimiz açıklanmıştır.
63	3.2.2.13	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçlerinin (kara barut vb.) kullanımına izin verilmektedir.		17,18	Açılma sistemi kara barut kullanacaktır.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
64	3.2.2.15	Sıcak gaz üreteçlerinde kullanılacak olan kara barut vb. malzemeler yarışmacıların kendileri tarafından tedarik edilecek olup, tedarikçiden alınacak sertifikayla (barut tipini ve miktarı gösteren) yarışma alanına getirilecektir		17,18	Paraşüt ayırma sistemimiz açıklanmıştır.
65	4.1.3	Sistem ve alt sistem seviyesinde, kıyaslamaya/karşılaştırmaya tabi tasarım, üretim ve malzeme gibi tüm gereksinimler arasından seçim kriteri ulaşılmak istenen sonuç yani hedeflenen irtifa olan tüm gereksinimlerin optimizasyon kriterleri ve sonuçları paylaşılmalıdır.		84,85,86,87	Optimizasyon kriterlerinde paylaşılmıştır.
66	3.1.17	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamalıdır.		1-118	Fontlar, tablo tipleri, formüller ve diğer kısıtların tamamına uyulmuştur.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
67	3.2.5.1	Roket içi basınç yönetimi sağlanarak roket içerisinde ortaya çıkabilecek aşırı basınçlanma problemini önlemeye yönelik basınç sensörlerinden sağlıklı veri alınması sağlanmalı		61	Yansıda yazıyla belirtilmiştir.
68	3.2.5.2	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır		61,79,80,81,81	Analiz ve testler açıklanmıştır.
69	3.2.5.5	İç entegrasyon gövdeleri ve burun omuzluğu uzunluğunun gövde çapının en az bir buçuk (1,5) katı olması gerekmektedir.		55,63	Yansılarda yazıyla belirtilmiştir.
70	3.2.6.1	Roket içerisinde biri "ANA" diğeri "YEDEK" olacak şekilde iki (2) adet, birbirinden farklı uçuş bilgisayarı bulunmalıdır.		35	Tablo içerisinde belirtilmiştir.
71	3.2.6.2	Bu iki uçuş bilgisayarı da güç kaynağı ve sensör(ler) içermelidir.		36,38,42,44	Blog diyagramlarda ve tablolarda belirtilmiştir.
72	3.2.6.3	İki uçuş bilgisayarı da ayrılma sistemlerini çalıştıracak eyleyiciye/eyleyicilere bağlı olmalıdır.		48	Görselde belirtilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
73	3.2.6.4	Uçuş bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsan bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.		48	Yazı sütununda sistemin nasıl işleyeceği belirtilmiştir.
74	3.2.6.5	Ana ve yedek uçuş bilgisayarları özgün veya ticarî sistem olabilir.		38,44	Özgün ve ticari sistemlerimiz blog diyagram halinde açıklanmıştır.
75	3.2.6.6	Uçuş bilgisayarları (ana ve yedek) kullanılarak gerçekleştirilecek ayrılmalarda farklı çalışma prensipleri yer almalıdır.		40,46	Kurtarma algoritmaları belirtilmiştir.
76	3.2.6.7	Ayrılma sistemlerine bağlı eyleyiciler yedekli olmak zorunda değildir.		48	Eyleyicilerin durumu metinde belirtilmiştir.
77	3.2.6.8	Eğer eyleyici tek ise, ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilmelidir. Bu eyleyici sistemler kontrolsüz bir şekilde çalışmamalıdır ve istemsiz olarak kurtarma sisteminin aktive edilmediğinden emin olunmalıdır.		52,53	Gerekli testlerde bu durum gözetilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
78	3.2.6.9.	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		52,53	Gerekli testlerde bu durum gözetilmiştir.
79	3.2.6.10	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı- verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir.		50	Anten seçimlerimiz belirtilen durum dikkate alınarak yapılmıştır.
80	3.2.6.11.	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bütçesinin yapılması gerekmekte ve ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		51	Link Bütçesi hesaplanmıştır.
81	3.2.6.12.	Roket üzerindeki aviyonik alt sistemler ve sensörler uçuş esnasında maruz kalacakları titreşim, basınç ve şok gibi etkiler altında görevlerini rahatlıkla yerine getirmelidir. Bu kapsamda gerekli koruyucu önlemler alınmalı, tasarım doğrulama aşamasında ilgili testler gerçekleştirilmeli ve sonuçları ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		52,53	İlgili testler gerçekleştirilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
82	3.2.6.13	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken açılarak kontrol edilmelidir.		9	Operasyon Konseptinde (CONOPS) belirtilmiştir.
83	3.2.6.14.	Ana ve yedek uçuş bilgisayarlarına dışarıdan erişilebilir (Örneğin gövde üzerinden erişilebilir anahtar bulunmalıdır) bir şekilde güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		34	Mekanik görüntüde belirtilmiştir.
84	3.2.6.15	Uçuş bilgisayarı açıldığında rokete bağlı herhangi bir sistem aktif hale gelirse sorumlu takım diskalifiye edilecektir.		52,53	Gerekli testlerde bu durum gözetilmiştir.
85	3.2.6.16.	Faydalı yük içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		26	Mekanik görüntüde belirtilmiştir.
86	3.2.6.17.	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların "Li-Po Safe Bag" kullanmaları gerekmektedir.		37	Gerekli bilgi tabloda verilmiştir..
87	3.2.6.18.	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.		37	Gerekli bilgi tabloda verilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
88	3.2.6.19.	Kullanılan pillerin roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır		37	Gerekli bilgi tabloda verilmiştir.
89	3.2.6.20	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		40,46	Sistem parametreleri belirtilmiştir.
90	3.2.6.21.	Uçuş algoritmaları tasarlanırken Open Rocket ve takımların kendilerinin geliştirecekleri üç (3) serbestlik dereceli benzetim ve modelleme yazılımlarından elde edilecek uçuş mekaniğine ilişkin çıktılar dâhil edilmelidir. Buna yönelik hususlar ve veriler ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		40,46	İstenen durum tabloda belirtilmiştir.
91	3.2.6.22.	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veri(ler) esas olmalıdır.		40,46	İlgili durum algoritma adımlarında belirtilmiştir.
92	3.2.7	Genel güvenlik gereksinimleri		108	1.5 Adana HTEA raporu excel formatında gösterilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
93	3.2.6.23.	Takımların geliştireceği üç (3) serbestlik dereceli benzetim ve modelleme yazılımlarından ortaya çıkacak verilerden istifade edilerek uçuş algoritmalarında karar vermeyi tetikleyecek kriterler ve gerçekleştirilecek işlemler ilgili tasarım raporlarında akış diyagramları şeklinde sunulmalıdır.		40,46	Tabloda belirtilmiştir.
94	3.2.6.24.	Sensörlerden okunan veriler doğrudan kullanılmamalı ve herhangi bir hatalı okuma ya da sensör hatası durumu göz önünde bulundurulmalıdır. Bu gibi durumlar için alınacak önlemler (filtreleme vs.) ilgili tasarım raporlarında detaylı anlatılmalıdır.		41,47	Filtreleme yöntemleri açıklanmıştır.
95	3.2.7.3	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı kanıtlanmalıdır.		108	HTEA dosyasında verilmiştir.

Numara	Gereksinim Madde Numarası	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt Numarası	Gereksinim Karşılama Metodu
96	3.2.7.5	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.		108	HTEA dosyasında verilmiştir.
97	4.1.5	Tasarımın mimarî bileşenleri, arayüzler de dahil olmak üzere tanımlanacaktır.		4,50	Sayfa 4'te roketin genel tasarımı openRocket ve CAD tasarımı ile gösterilmiştir. Sayfa 50'de yer istasyonu tasarımı ve arayüzü yazı halinde belirtilmiştir.
98	4.1.12	Yarışmada kullanılmak üzere seçilmiş olan ikinci alternatif roket motorunun da yer alması gerekmektedir.		72	Tablo ile belirtilmiştir.

Karşılamaktadır.

Kısmî
karşılamaktadır..

Karşılamamaktadır.

1,5_ADANA_MERGEN_HTEA_KTR

Proje Planı

1	İsim	Başlangıç	Bitiş
2	Takımın Kurulması	7.01.2021	
3	Mekanik Ar-Ge Süreci	7.01.2021	10.05.2021
4	Aviyonik Ar-Ge Süreci	7.01.2021	10.05.2021
5	Takım Tanıtım Dosyası ve Fizibilite Raporu Oluşturulması	14.01.2021	15.01.2021
6	Sponsorluk Çalışmaları Başlangıcı	14.01.2021	10.05.2021
7	Ayrılma Sistemi Kararı	14.01.2021	15.01.2021
8	Open Rocket Çizim Süreci	15.01.2021	20.03.2021
9	Malzeme Seçimi	15.01.2021	24.01.2021
10	Aviyonik Tasarım Süreci	15.01.2021	20.03.2021
11	CP Hesaplarının Tamamlanması	16.01.2021	20.03.2021
12	CAD tasarımı	20.01.2021	20.03.2021
13	ÖTR Yazma	24.01.2021	20.03.2021
14	Operasyon Konseptinin Hazırlanması	25.01.2021	20.03.2021
15	Burun Konisi Aşaması	25.01.2021	20.03.2021
16	Faydalı Yük Aşaması	26.01.2021	20.03.2021
17	Kurtarma Sistemi Aşaması	27.01.2021	20.03.2021
18	Aviyonik Sistem Aşaması	28.01.2021	20.03.2021
19	Kanatçık Aşaması	29.01.2021	20.03.2021
20	Bütçe Hesaplanması	30.01.2021	20.03.2021

21	İsim	Başlangıç	Bitiş
22	Analiz Süreci	10.02.2021	10.05.2021
23	Faydalı Yük Süreci	10.02.2021	20.03.2021
24	Yarışma Son Başvuru Tarihi	15.03.2021	
25	KTR Başlangıcı	15.03.2021	10.05.2021
26	EPHEMERIS'in Aerodinamik, Aviyonik ve 3 Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetimi Tezlerinin Yazımına Başlanması	20.03.2021	10.05.2021
27	Simülasyon Verilerinin Tamamlanması	22.03.2021	10.05.2021
28	Aviyonik Sistem Aşaması	23.03.2021	10.05.2021
29	Burun Konisi Aşaması	23.03.2021	10.05.2021
30	Ön Tasarım Raporu (ÖTR) Son Teslim Tarihi	25.03.2021	
31	Faydalı Yük Aşaması	26.03.2021	10.05.2021
32	Kurtarma Sistemi Aşaması	29.03.2021	10.05.2021
33	Kanatçık Aşaması	30.03.2021	10.05.2021
34	Bütçe Hesaplanması	1.04.2021	10.05.2021
35	Malzeme Tedarikleri ve Üretim Aşaması	10.04.2021	11.06.2021
36	Testlerin Başlangıcı	10.04.2021	30.04.2021
37	Ön Tasarım Raporu (ÖTR) Sonuçlarının Açıklanması	19.04.2021	
38	Paraşüt Fonksiyonellik Testi 1	20.04.2021	21.04.2021
39	Gövde Malzemesi Çekme Testi	23.04.2021	23.04.2021
40	Paraşütler Üretim	1.05.2021	1.05.2021

41	İsim	Başlangıç	Bitiş
42	Barut Haznesi Dayanım Testi	9.05.2021	9.05.2021
43	Merkezleme Halkası Üretim	12.05.2021	12.05.2021
44	Retainer Üretim	12.05.2021	12.05.2021
45	Motor Bloğu Üretim	12.05.2021	12.05.2021
46	Kanat Üretim	12.05.2021	12.05.2021
47	Açılma Testi (Barut Miktarı)	12.05.2021	13.05.2021
48	Telemetri + Ateşleme Kartı Üretim	17.05.2021	17.05.2021
49	BurunKonisi Üretim	18.05.2021	18.05.2021
50	Ateşleme Kartı Üretim	18.05.2021	18.05.2021
51	Yer İstasyonu Kartı Üretim	18.05.2021	18.05.2021
52	Kritik Tasarım Raporu (KTR) Son Teslim Tarihi	20.05.2021	
53	Algoritma Testi	21.05.2021	21.05.2021
54	İletişim Testi	21.05.2021	21.05.2021
55	Faraday Kafesi Testi	21.05.2021	21.05.2021
56	Birincil Açılma Testi	23.05.2021	23.01.2021
57	İkincil Açılma Testi	23.05.2021	23.05.2021
58	Paraşüt Fonksiyonellik Testi 2	24.05.2021	24.05.2021
59	Paraşüt İpi Dayanım Testi	24.05.2021	24.05.2021
60	Pil Güvenlik Testi	24.05.2021	24.05.2021
61	Pil Yeterlilik Testi	24.05.2021	24.05.2021

62	İsim	Başlangıç	Bitiş
63	Uçaktan Atma Testi	25.05.2021	25.05.2021
64	Kart Fonksiyonellik Testi (Titreşim)	25.05.2021	25.05.2021
65	Kart Fonksiyonellik Testi (Sıcaklık)	25.05.2021	25.05.2021
66	Testlerin İnternet Ortamına Yüklenmesi	26.05.2021	27.05.2021
67	Test Videoları Son Teslim Tarihi	27.05.2021	
68	Takım Yapısının Güncellenmesi	27.05.2021	28.05.2021
69	AHR Şablonuna Başlama	28.05.2021	3.06.2021
70	Atış Alanı Görev Dağılımı	28.05.2021	29.05.2021
71	Roket Montaj Videosu Çekilmesi	29.05.2021	1.06.2021
72	Open Rocket Simulasyon Verilerinin Güncellenmesi	1.06.2021	3.06.2021
73	KTR ve THR Puanlarına Göre Finalist Takımların ve Maddi Destek Almaya Hak Kazanan Takımların Açıklanması	16.06.2021	
74	Maddi Destek Alacak Takımlardan Taahhütname ve Banka Bilgilerinin Alınmaya Başlanması	18.06.2021	
75	Maddi Destek Ödemelerinin Takımlara Yapılması	22.06.2021	
76	Atış Hazırlık Raporu (AHR) Son Teslim Tarihi	9.08.2021	
77	Atış Yapmaya Hak Kazanan Takımların Duyurulması	20.08.2021	
78	Ulaşım, Konaklama ve Atış Takvimi Detaylarının Açıklanması	23.08.2021	
79	Yarışma Tarihleri	1.09.2021	12.09.2021

ÜRÜNLER	ADET FİYATI	ADET	TOPLAM FİYAT
Cam Elyaf Burun Konisi	3000 ₺	1	0 ₺
Cam Elyaf Üst Gövde	2500 ₺	1	3500 ₺
Cam Elyaf Alt Gövde	1000 ₺	1	
Cam Elyaf Entegrasyon Gövde	1000 ₺	1	0 ₺
Karbon Epoksi Kanatçık	3000₺	4	90₺
M8 Mapa	15₺	4	0 ₺
M4 Vida	20₺	15	0₺
Cam Elyaf Tabaka	0₺	15	0 ₺
M8 Tij	5 ₺	2	0 ₺
Alüminyum Plaka	1000 ₺	3	0₺
M8 Somun	1.2 ₺	10	0 ₺
PVC Hazne	0 ₺	2	0 ₺

ÜRÜNLER	Adet Fiyatı	Adet	Fiyat
Paraşüt Kumaşları	300 ₺	1	0 ₺
Paraşüt İpleri	3 ₺	40	120 ₺
M8 Karabina	20 ₺	5	0 ₺
M6 Fırdöndü	15 ₺	3	45 ₺
Metal Uç	0 ₺	1	0 ₺
Şok Kordu	0 ₺	1	0 ₺
Krom Plakalar	90 ₺	4	0 ₺
4F Barut	50 ₺	1	50 ₺
Yanmaz Kumaş	0 ₺	1	0 ₺
M2 Kırılır Pinler	0.5 ₺	6	0 ₺
M5 Somunlar	1 ₺	20	0 ₺
3/8 16 UNC Mapa	100 ₺	1	0 ₺
Su Jeti	125 ₺	1	125 ₺
TOPLAM			5525 ₺

ÜRÜNLER	Adet Fiyatı	Adet	Fiyat
LPS25HB	52,16 ₺	1	0 ₺
ADXL345	19,22 ₺	1	0 ₺
BMP280	21,13 ₺	2	0 ₺
MPU6050	92,32 ₺	2	0 ₺
QUECTEL L-86	106,98 ₺	3	320,94 ₺
E32-868T30S	146,75 ₺	3	0 ₺
STM32F302C8T6	56,45 ₺	4	0 ₺
STM32F102CBT6	52,16 ₺	1	0 ₺
2S 2800mAh Li-Po Batarya	143,75 ₺	4	0 ₺
9V Batarya	54 ₺	3	0 ₺
SailTrack	382,63 ₺	2	0 ₺
EasyMini V2.0	640 ₺	1	0 ₺
696-960 MHz 28dBi Yagi Anten	139,70 ₺	1	0 ₺
TOPLAM			320,94 ₺

ÜRÜNLER	Adet Fiyatı	Adet	Fiyat
AS72651	255,25 ₺	1	0 ₺
AS72652			
AS72653			
Pasif Elementler	-	-	0 ₺
Dokunmatik Ekran	332,82 ₺		
Kibrit Başı	3,50 ₺	100	0 ₺
Elektronik Pusula	19,61 ₺	1	0 ₺
Hafıza Kart	12,60 ₺	1	0 ₺
Coin Lityum Pil	48,55 ₺	3	0 ₺
Flash Memory	10,50 ₺	1	0 ₺
GPS Anteni	29,99 ₺	3	0 ₺
868 MHz 5dBi SMA Anten	18,03 ₺	2	0 ₺
PCB Üretimi	350 TL	1	350 ₺
TOPLAM			350 ₺

- [1]: https://www.mouser.com.tr/datasheet/2/588/AS7265x_DS000612_1-00-1578402.pdf
- [2]: <https://www.kalmanfilter.net/multiSummary.html>
- [3]: <https://altusmetrum.org/EasyMini/>
- [4]: <https://altusmetrum.org/EasyMini/>
- [5]: <https://www.sailguvenlik.com/urunlerimiz/sail-track-takip-dinleme-ve-ses-kayit-cihazi.html>
- [6]: <https://www.kalmanfilter.net/multiSummary.html>
- [7]: https://en.wikipedia.org/wiki/Link_budget
- [8]: KOMPOZİT MALZEMELERİN MEKANİK ÖZELLİKLERİNİN BELİRLENMESİ VE ANSYS 10 PROGRAMI İLE ISIL GERİLME ANALİZİ EREN VATANGÜL
- [9]: S.Subaşı, Ş. Eren, A.Subaşı , Ö.Güner
Cam Elyaf Takviyeli Polimer(CTP) Boruların Üretimi, Sektördeki Kullanım Alanları ve Performans Değerlendirmesi
- [10]: Ağustos, 2012 İZMİR Halil Doğuş ÖĞRENCİ Dokuz Eylül Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yüksek Lisans Tezi
Makine Mühendisliği Anabilim Dalı, Mekanik Programı
Analizlerde malzeme ataması yapmak için referans alınan site:
 - <https://www.azom.com/>