



TEKNOFEST 2019 ROKET YARIŞMASI Kritik Tasarım Raporu (KTR) Sunuşu



Takım Yapısı



ELEKTRONİK YAZILIM EKİBİ

HAKAN TAMBUĞA (KURTARMA SORUMLUSU)
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

ENES GİDER
(Mekatronik Mühendisliği)

FURKAN ÖZDEMİR (ATIŞ ALANI SORUMLUSU)
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

MUSA MATLI
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

İLKER ÖNALAN (ATIŞ SORUMLUSU)
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

ABDULLAH ÖZDURMAZ
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

TAKIM KAPTANI
YARENNUR YILMAZ
(Mekatronik Mühendisliği)

BAHTİYAR CERİT
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

BERKCAN ALKAN
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

ŞÜHEDA GÖL
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

İKLİM BÜYÜKBAYSAL
(END. TASARIM MÜHENDİSLİĞİ)

ASLIHAN GÜRLER
(END. TASARIM MÜHENDİSLİĞİ)

MEKANİK EKİBİ

ENES YAVUZ
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

SENANUR ŞAHİN
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

ENES ERDİL
(END. TASARIM MÜHENDİSLİĞİ)

RABİA GERZ
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)

ŞEVVAL MURAT
(MEKATRONİK MÜHENDİSLİĞİ)



Roket Genel Tasarımı



ÖZET



Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü	Yorum
Boy (metre):	1,75	
Çap (metre):	0,1	10 cm
Roketin Kuru Ağırlığı(kg.):	11,4	
Yakıt Kütlesi(kg.):	1,369	
Motorun Kuru Ağırlığı(kg.):	2,236	
Faydalı Yük Ağırlığı (kg.):	4,5	500 gr faydalı yük uçuş bilgisayarı ağırlığı
Toplam Kalkış Ağırlığı (kg.):	13,6	OpenRockette cıvata ağırlıkları bulunmamakta
İtki Tipi:	Katı kompozit yakıt	

Motor Seçimleri

Marka :	Cesaroni	İsim: L990	Sınıf:	L
Motorun Toplam İtke Değeri(Ns):			2771	
Marka :	Cesaroni	İsim:L851	Sınıf:	L
Motorun Toplam İtke Değeri(Ns):			3683.2	

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü	Yorum
Kalkış İtke/Ağırlık Oranı:	20,79	2771Ns / 13,387 kg x 9,8 m/s ²
Rampa Hızı(m/s):	32,1	
Yanma Boyunca En az Statik Denge Değeri:	1,6965	
En büyük ivme (g):	10	
En Yüksek Hız(m/s & M):	180	m/s
Belirlenen İrtifa(m):	1638	OpenRockette cıvata ağırlıkları bulunmamakta. İmalat süreci içinde olabilecek ağırlık artışı göz önünde bulundurularak irtifaya normalden fazla değer verildi.

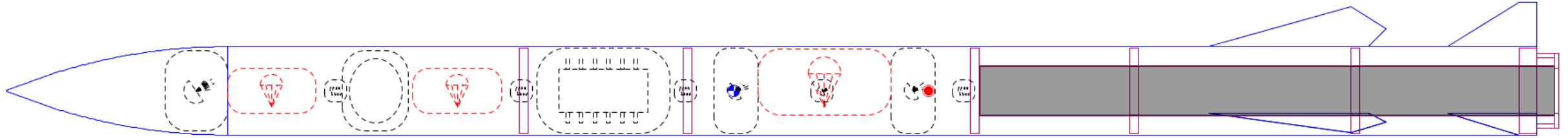


Open Rocket Genel Tasarım



Rocket
Length 175 cm, max. diameter 10 cm
Mass with motors 13600 g

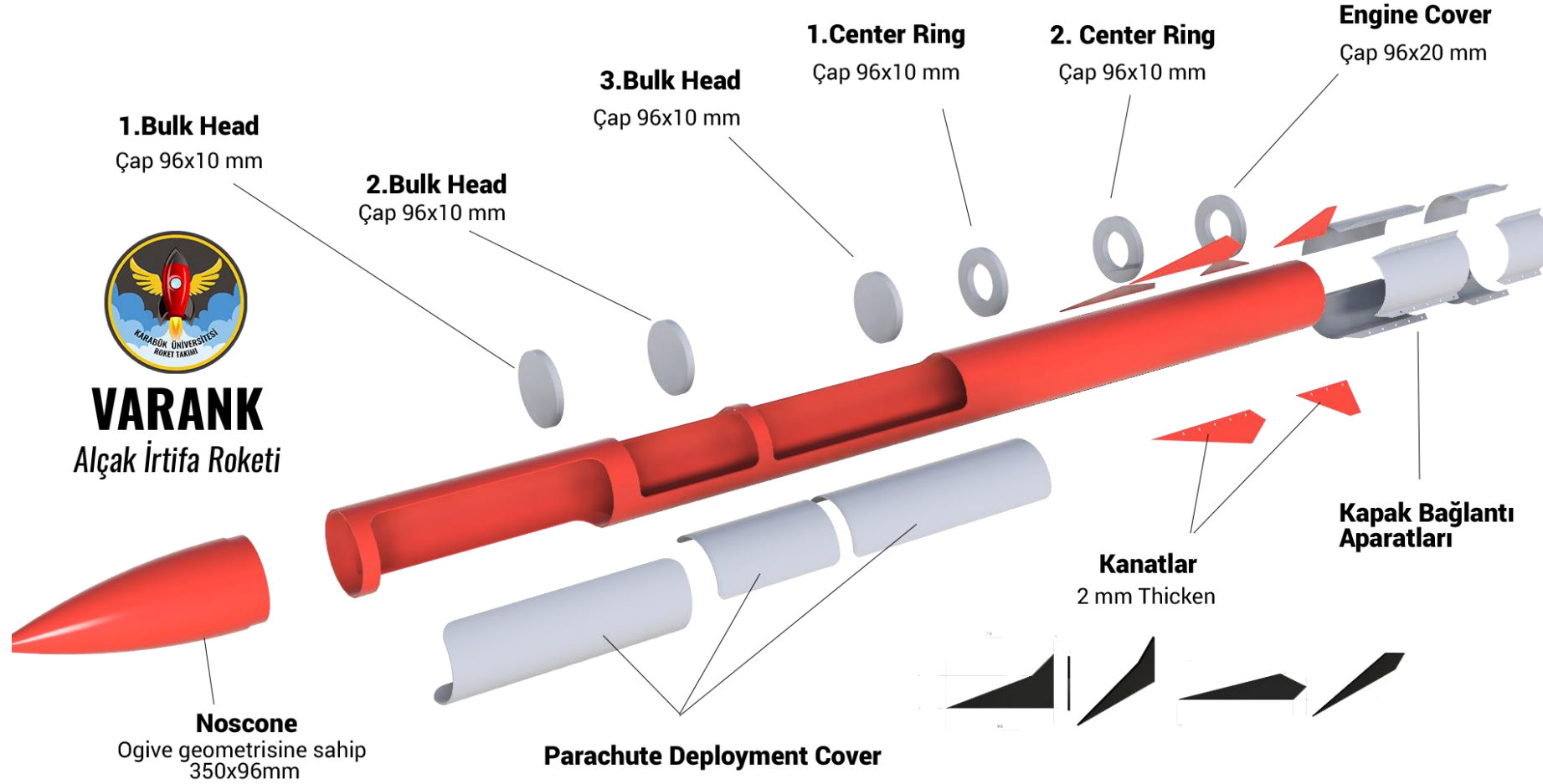
Stability: 2,2 cal
CG: 82,3 cm
CP: 104 cm
at $M=0,30$



Apogee: 1623 m
Max. velocity: 180 m/s (Mach 0,54)
Max. acceleration: 102 m/s²



Open Rocket Genel Tasarım



Open Rocket Genel Tasarım

Launch conditions Simulation options

Wind

Average windspeed: 6 m/s

Standard deviation: 0,6 m/s

Turbulence intensity: 10 % Medium

Wind direction: 180 °

Atmospheric conditions

☒ Use International Standard Atmosphere

Temperature: 15 °C

Pressure: 1013 mbar

Launch site

Latitude: 38,4 ° N

Longitude: 34 ° E

Altitude: 970 m

Launch rod

Length: 600 cm

☐ Always launch directly up-wind or down-wind

Angle: 5 °

Direction: 0 °

Reset to default Save as default

Plot data Export data

Preset plot configurations: Custom

X axis type: Time Unit: s

The data will be plotted in time order even if the X axis type is not time.

Y axis types:

Altitude	Unit: m	Axis: Left	<input type="checkbox"/>
Vertical velocity	Unit: m/s	Axis: Auto	<input type="checkbox"/>
Vertical acceleration	Unit: m/s ²	Axis: Auto	<input type="checkbox"/>

Flight events:

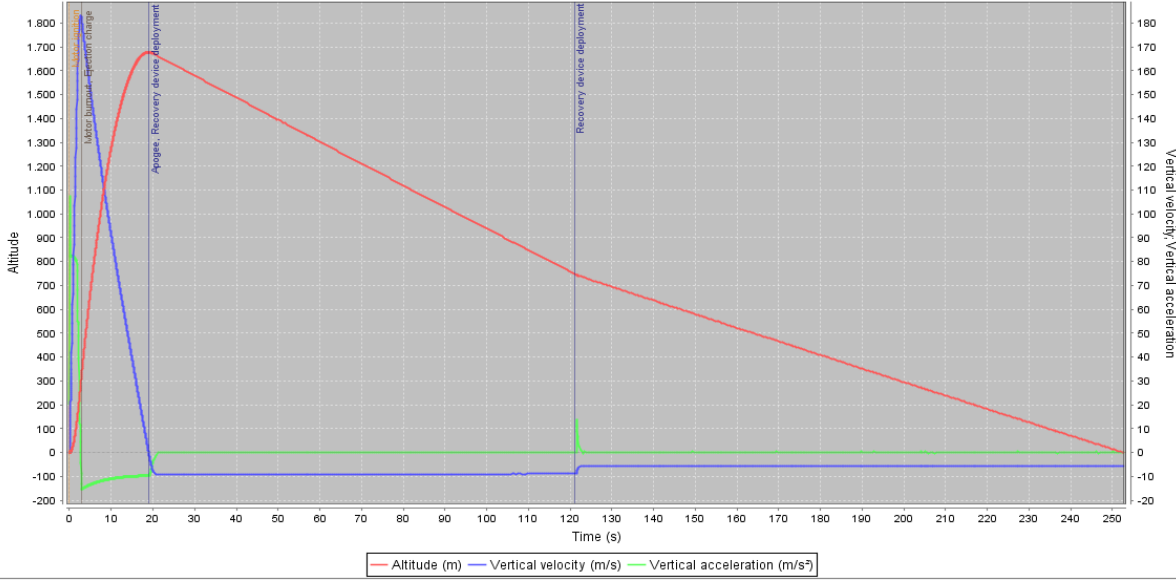
<input type="checkbox"/> Launch
<input checked="" type="checkbox"/> Motor ignition
<input type="checkbox"/> Lift-off
<input type="checkbox"/> Launch rod clearance
<input checked="" type="checkbox"/> Motor burnout
<input checked="" type="checkbox"/> Ejection charge
<input checked="" type="checkbox"/> Apogee
<input checked="" type="checkbox"/> Recovery device deployment
<input checked="" type="checkbox"/> Ground hit
<input type="checkbox"/> Simulation end

All None

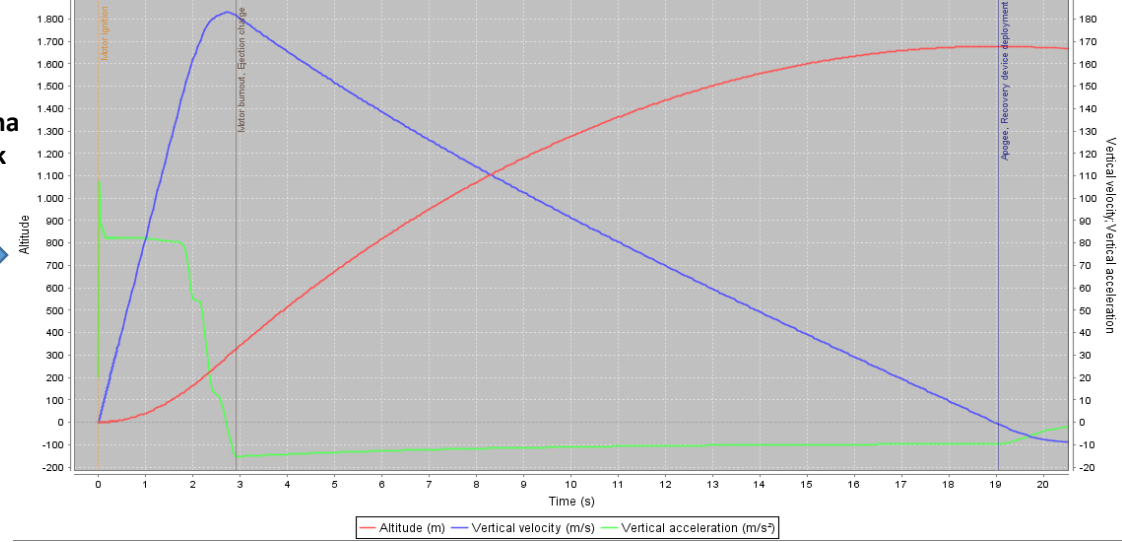
New Y axis plot type

NOT: Şartnamede verilen simülasyon değerleri görselde olduğu gibi değiştirildi fakat dosya kapatılıp açıldıktan sonra Wind direction (90) ve Launch rod Direction (Always launch directly seçili oluyor) değerleri eski haline gelmekte. Raporda verilen tüm değerler şartnamedeki simülasyon değerlerine uygun olarak sağlanmıştır.

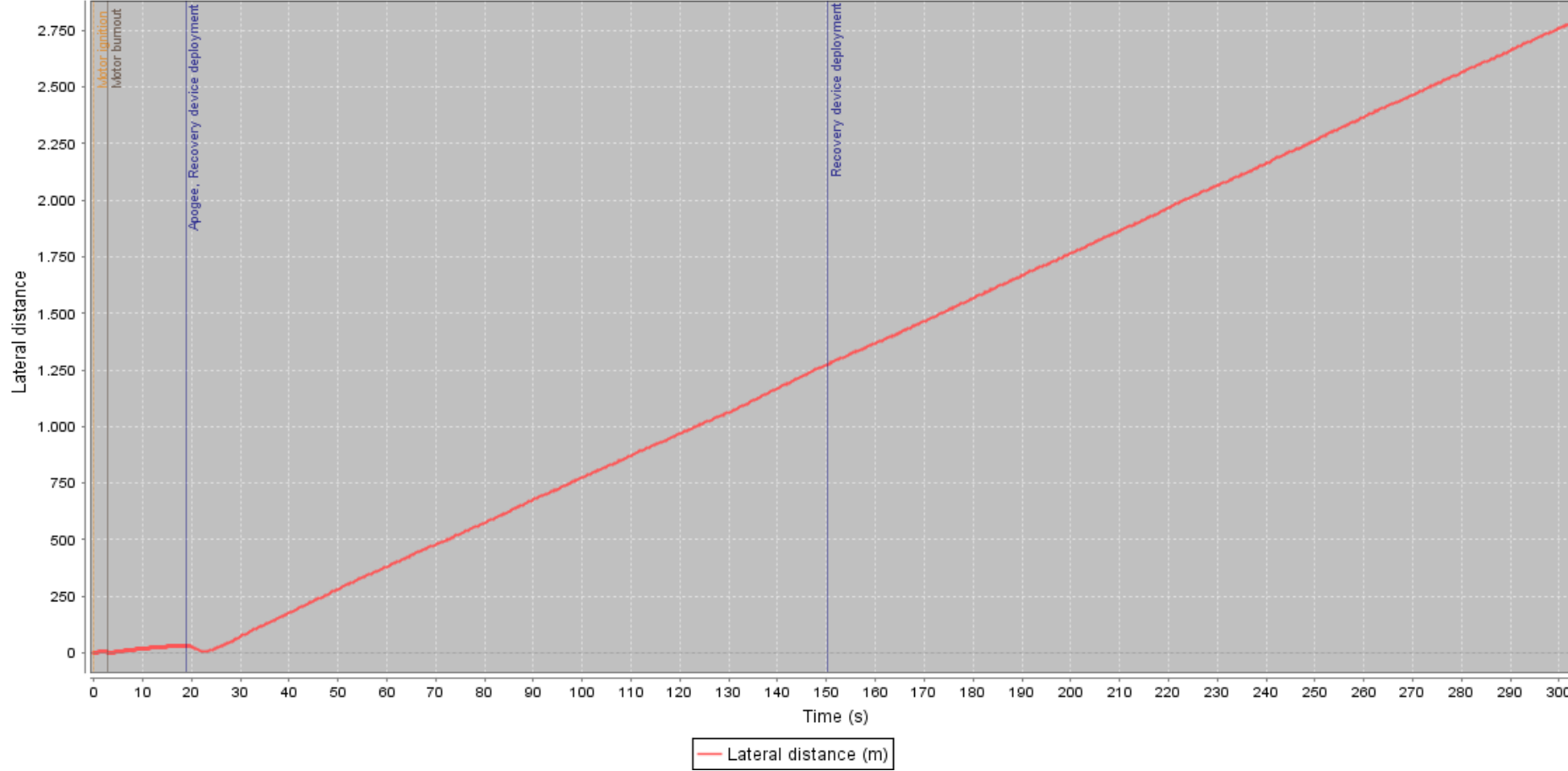
Open Rocket Genel Tasarım



Apogee noktasına
kadar olan grafik
detayı



Open Rocket Genel Tasarım



10 m/s rüzgar için
roketin sürüklenme
mesafesi

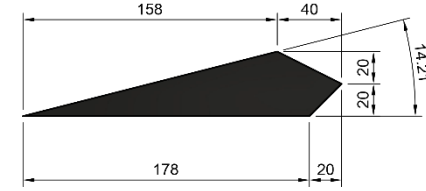
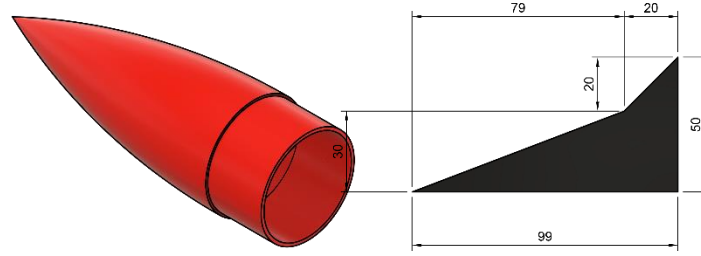
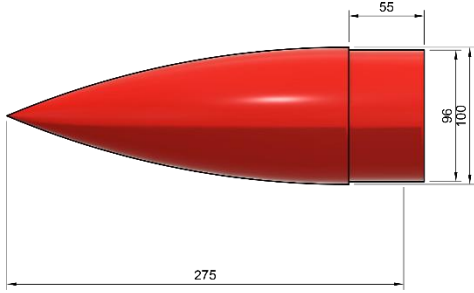


Open Rocket Genel Tasarım



	ZAMAN (saniye)	İRTİFA (m)	HIZ (m/s)
FIRLATMA	0	0	0
RAMPA ÇIKIŞI	0.39	6	31,959
BURN OUT	2,91	320,96	178,34
APOGEE	18,86	1637,6	0
İLK PARAŞÜTLER	18,86	1637,6	-1,22
İNİŞ PARAŞÜTÜ SONRASI	151,76	748,7	-6,53

NOT: Grafikteki İLK PARAŞÜT ve İNİŞ PARAŞÜTÜ SONRASI değerleri openrockette faydalı yükün ayrılması gösterilemediğinden faydalı yük ve onun paraşütü ile birlikte olan iniş değerleridir.

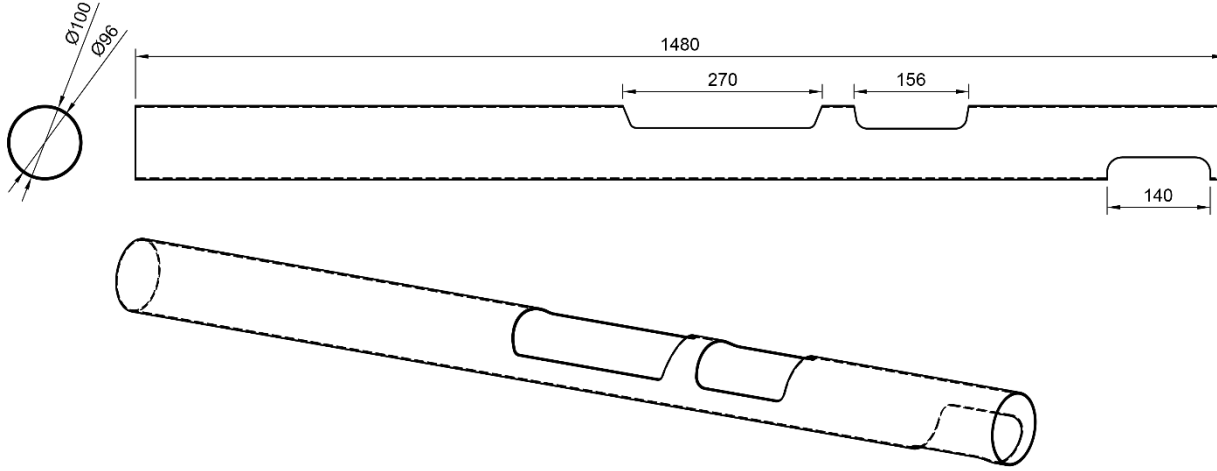


BURUN KONİSİ

Kurşun çekirdeği formundan esinlenerek hesaplandı ve tasarlandı. Malzeme olarak ABS malzeme ile eklemeli imalat yöntemi kullanılarak üretilmesi planlanmaktadır.

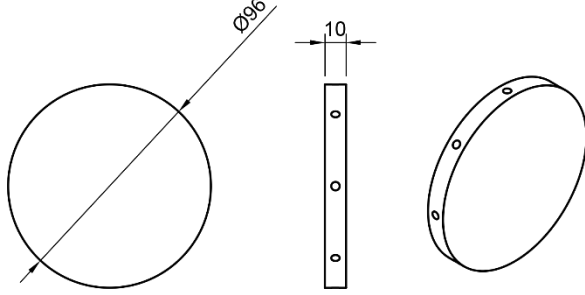
KANATÇIKLAR

TEMREN-2 *HUMA* Roketimizde 3 adet görselde belirtilen kanatçıkta Sıcak Haddelenmiş Çelik Sac(DKP) 2mm kullanılacak. Kanatçıkların montajı ise dıştan bağlı havşa başlı civatalar kullanılarak sarmal aparatlar ile lineer şekilde bağlanacaktır.



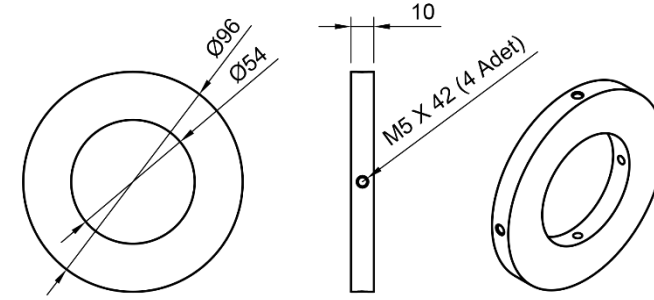
GÖVDE GENEL YAPISI

Tek parça halinde Al6065 borudan imal edilecektir. Gövde imalatı için boru fiber lazer kesim tezgahından faydalanılacaktır. Yüksek hassasiyette kesim yapan bu tezgahtan çıkan kapak parçaları ise kurtarma sisteminde kullanılacaktır. Aynı zamanda lazer kesim tezgahında cıvata delikleri de açılacağı için montaj kolay, gövde ağırlık dağılımı dengeli olacaktır.



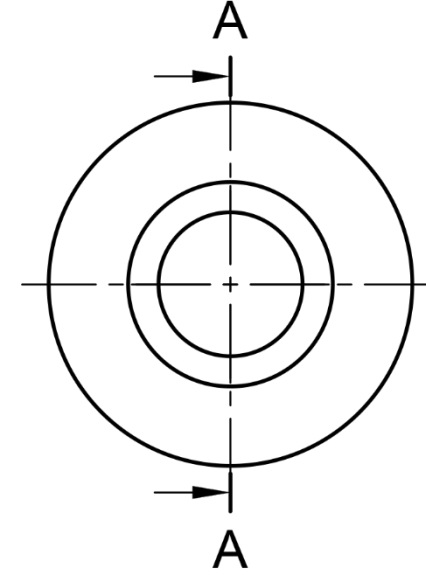
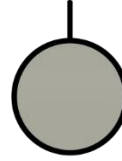
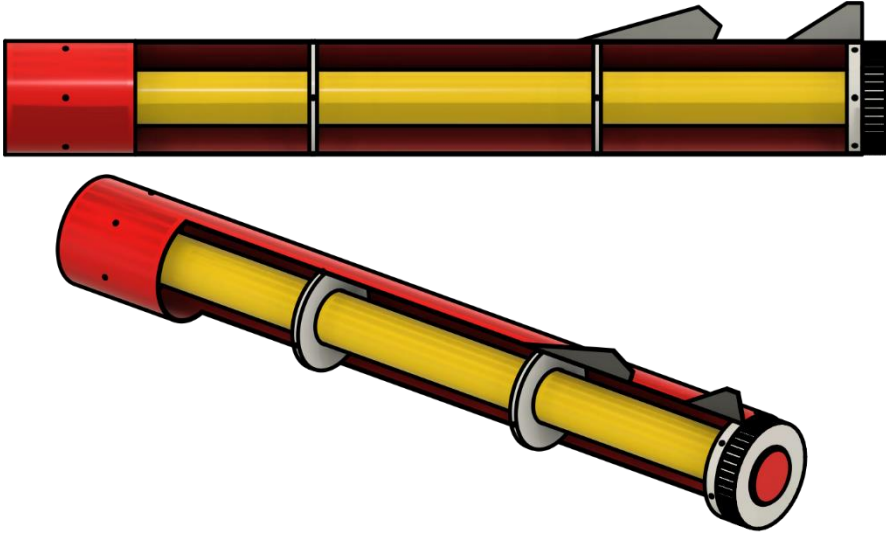
KAPALI DİSKLER

Gövde yapısında faydalı yük ve aviyonik sistem arasında, ana paraşüt üst ve alt kısımlarında bulunacaktır. Kapalı disklere döküm mapalar civatalanarak şok kordonları bağlanacaktır. Alüminyum tercih edilmesi öngörüldü.

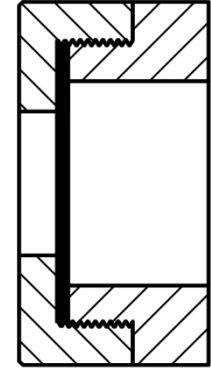


CENTER RİNG

Motor yataklama işlemi için kullanılacaktır. CNC tornada işlenecektir ve gövdeye 4 adet M4 cıvata ile bağlanacaktır. Malzeme olarak Alüminyum tercih edilmesi öngörüldü.



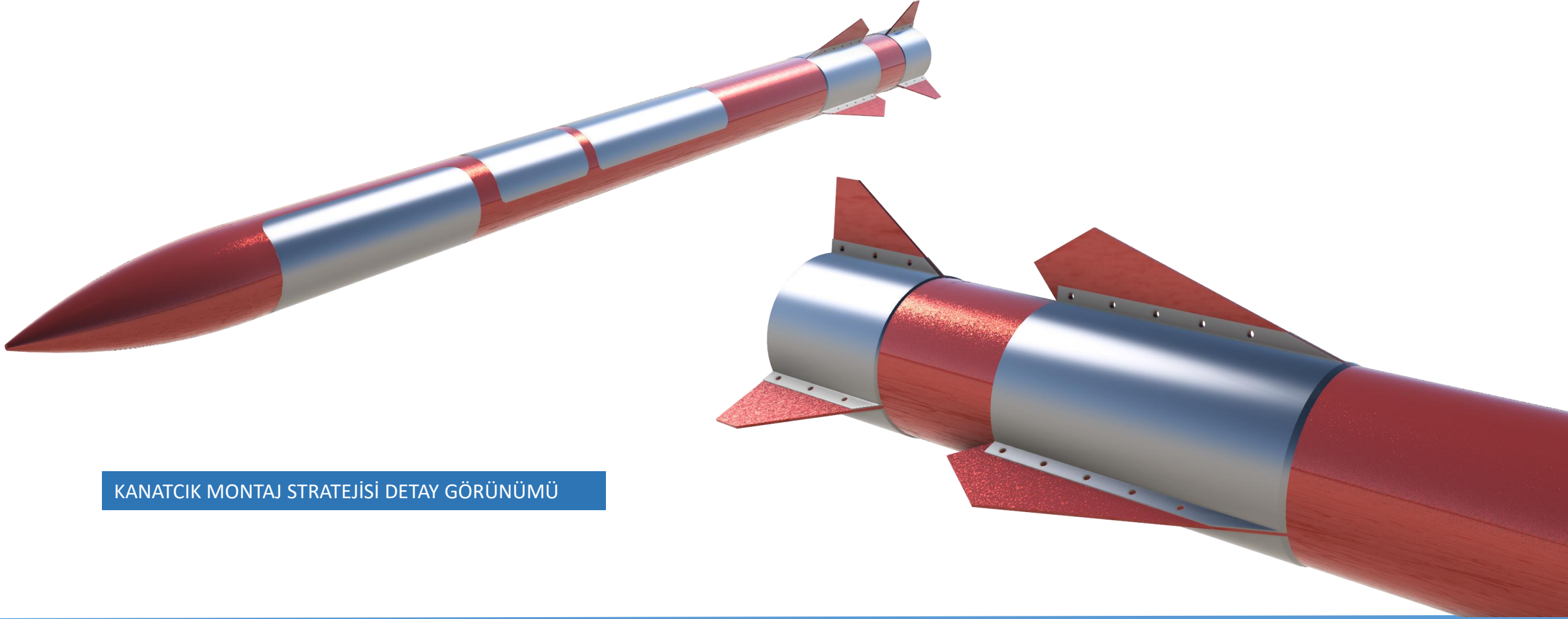
A-A (1:2)



MOTOR KİLİTME VİDALI MONTAJ DETAYI



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

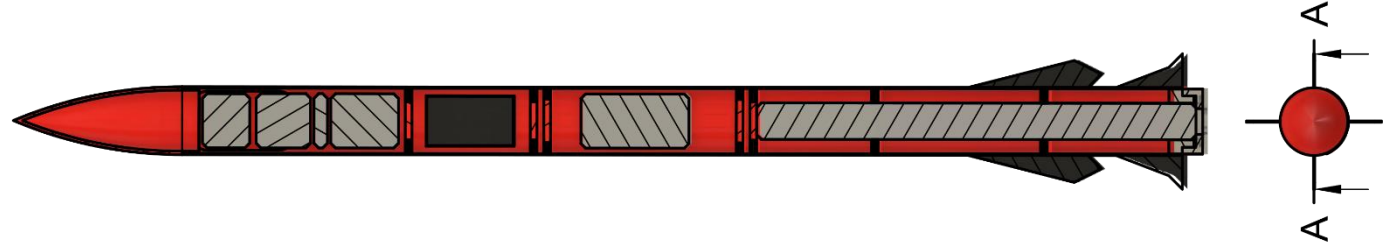


KANATCIK MONTAJ STRATEJİSİ DETAY GÖRÜNÜMÜ

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

Parça Adı	Malzeme	Adet	Ağırlık(Gr)
Burun Konisi	ABS	1	479
Gövde	Al6065	1	2461
Faydalı Yük	AISI 1040	1	4000
Kapalı Disk	Al6065	4	195
Center Ring	Al6065	2	115
Motor Vidalı Ring Çifti	Al6065		220
M4X12 Cıvata	--	36	1,1
M3X6Cıvata	--	12	0,8
Mapa	Dökme Der	2	10
Kanat	DKP	3	124
Köşebent	DKP	6	80
Sürüklenme Paraşütü	Polyethyle	1	129
Ana Paraşüt	Polyethyle	1	340
Aviyonik Sistem (Gövde)	--	1	500
Aviyonik Sistem (Faydalı Yük)	--	1	500
Kurtarma Kilitleri	Al6065	2	250
Co2 Tüp	Co2	2	16

A-A (1:8)



GÖVDE GENEL GÖRÜNÜMÜ



Operasyon Konsepti (CONOPS)



RAMPA

Roket bu aşamada fırlatma ekibimiz tarafından rampada hazır bekletilen rokette ana ve yedek uçuş bilgisayarının gücünü kontrol ederek roketin uçuşa hazır olduğunu belirten son anahtarı devreye etkinleştirerek roketin tamamen uçuşa hazır hale gelmesini sağlayarak ateşlemeyi bekleme sürecine geçmesini sağlayacaktır.

ATEŞLEME

Roket, yerleştirilen kilit mekanizması sayesinde motorun ateşlenmesi için bekleme modunda kalacaktır.

UÇUŞ SÜRECİ

Motor ateşlemesi yapıp roket uçuşa geçtiği anda tüm sistemler sürekli olarak roketin açı, irtifa ve konum verilerini takip ederek roketin kurtarma için gereken aşamaya gelmesini bekleyecekler. Bu süre içerisinde sistemler tüm verileri anlık olarak kaydederek SD karta yükleneme gerçekleştirerek kurtarma aşamasına kader bekleyecektir

APOGEE

Roket bu aşamaya faydalı yükü bırakmak için oluşturulan mekanik zincirleme döngü sayesinde bu aşamayı tamamlayacaktır. Döngü başlangıcı faydalı yükün gövdeden ayrılabilmesi için yan kapak açılımını ,oluşturulan sistem sayesinde gerçekleştirerek ;iç kısımda bulunan CO2 tüpü ile faydalı yükün gövdeden tamamen ayrılması gerçekleşecektir. Faydalı yük kendisine bağlı olan inner tüp içerisinde sürüklenme paraşütü ile beraber gövdeden ayrılacak ve gövdenin sürüklenme paraşütü kordonu bitene kadar roket serbest düşüşe geçecek ve paraşütü inner tüp içerisinden çıkartarak sürüklenme aşamasına geçecek.

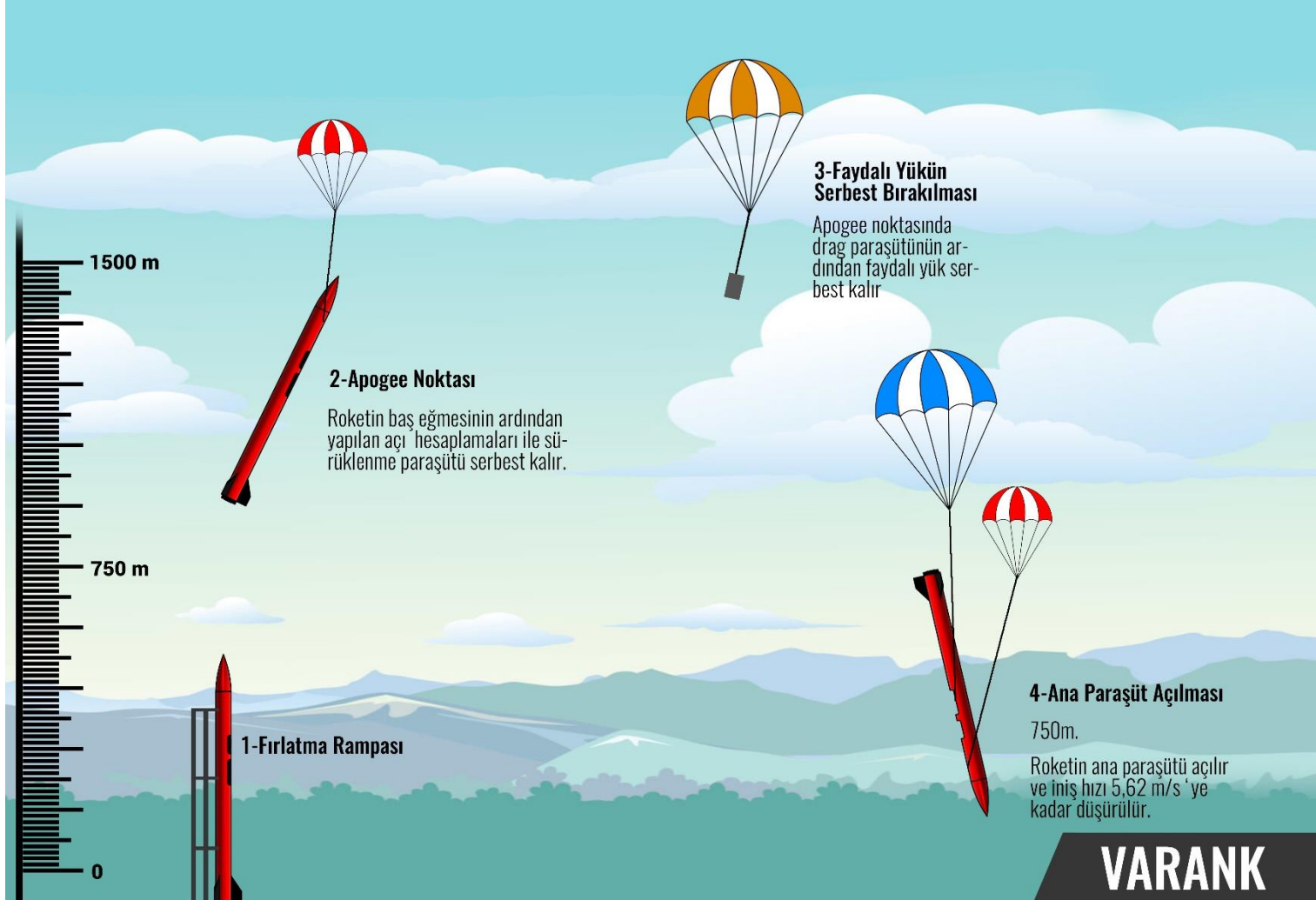
İNİŞ PARAŞÜTÜ

Roket, 750 metrenin altına indiği zaman iniş paraşütü kapağı özgün tasarım yapılarak hazırlanan kilit düzeneği ve CO2 patlatma yöntemi ile ayrılma gerçekleşecektir. Roket için özel olarak tasarlanan bu sistemde , kilit düzeneği yan kapağın bir kısmına yerleştirilen tırnaklı yapı ve diğer kısımda bulunan yaylı gerdirilmiş mekanik kilit düzeneğini harekete geçirerek önce kapak açılımını sağlayıp sonra basınçlı CO2 sayesinde iniş paraşütünün açılması sağlanılacaktır.

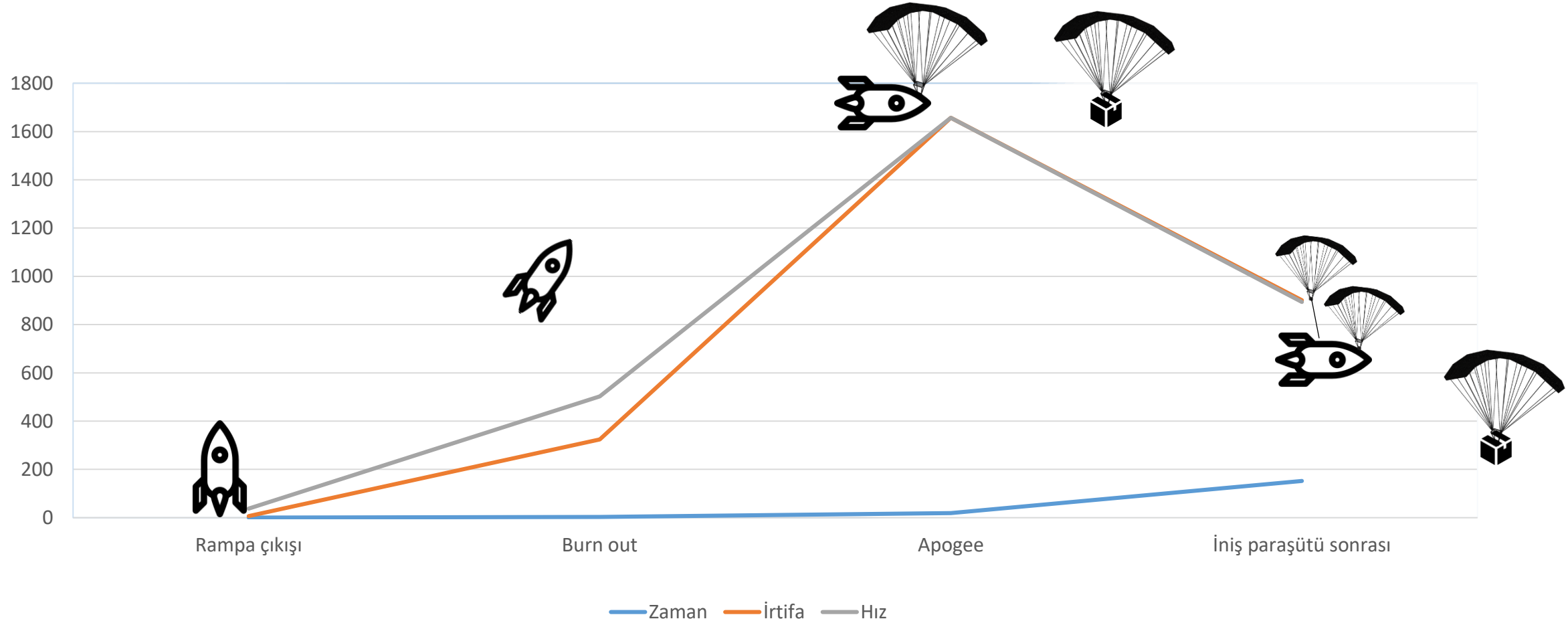
SİSTEMLERİN KONUM TAKİBİ

Roket ve faydalı yük sürekli olarak yer istasyonuna mevcut konumlarını bildirerek anlık takip yapılmasını sağlayacak.

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Operasyon Konsepti (CONOPS)





Operasyon Konsepti (CONOPS)



FIRLATMA SÜRECİ

Roket ,uçuş süreci boyunca kullanılan sistemler sayesinde yer istasyonunda sürekli olarak konum ,irtifa gibi verileri ileterek durum takibi yapılmasına olanak sağlayacak.

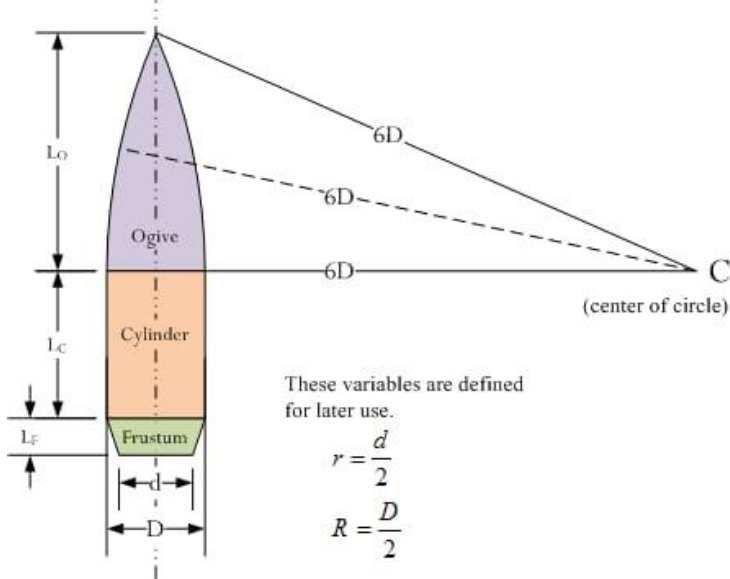
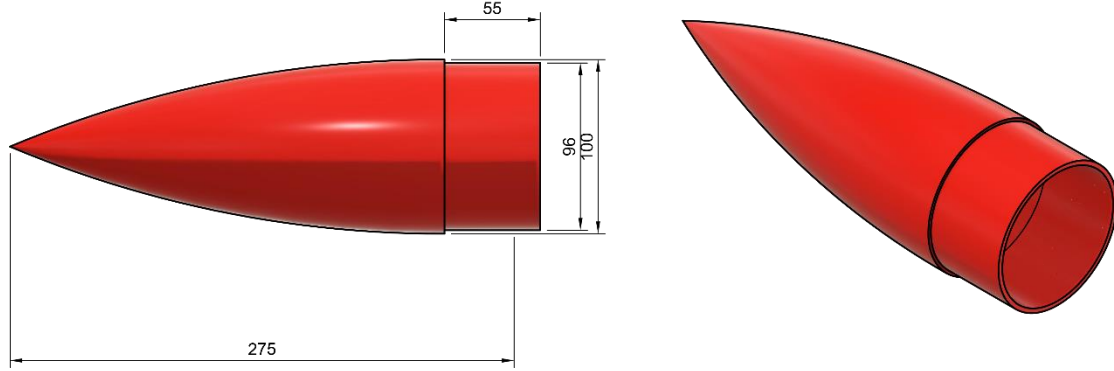
ATIŞ SONRASI KURTARMA

Roketin uçuş boyunca gönderdiği tüm veriler hem kendi içerisinde hem de telemetri sistemi sayesinde bilgisayarda depolanacaktır. Tüm ihtimaller göz önüne alınarak, yaşanabilecek aksaklıklar için herhangi bir güç kesintisi veya sinyal kopukluğu durumunda roketin bulunduğu son konum kullanılarak yer tespiti sağlanacaktır.

Roket kurtarma ekibi takım kaptanı Yarennur Yılmaz ,atış sonrası kurtarma sorumlusu Hakan Tambuğa başkanlığında kurtarma için verilen kişi sayısına göre belirlenip kurtarma işlemi gerçekleştirilecektir. Kurtarma süreci ;roketin konumunun sürekli olarak özel olarak tasarlanan ara yüz sayesinde harita üzerinden takip edilerek gerçekleştirilecektir.



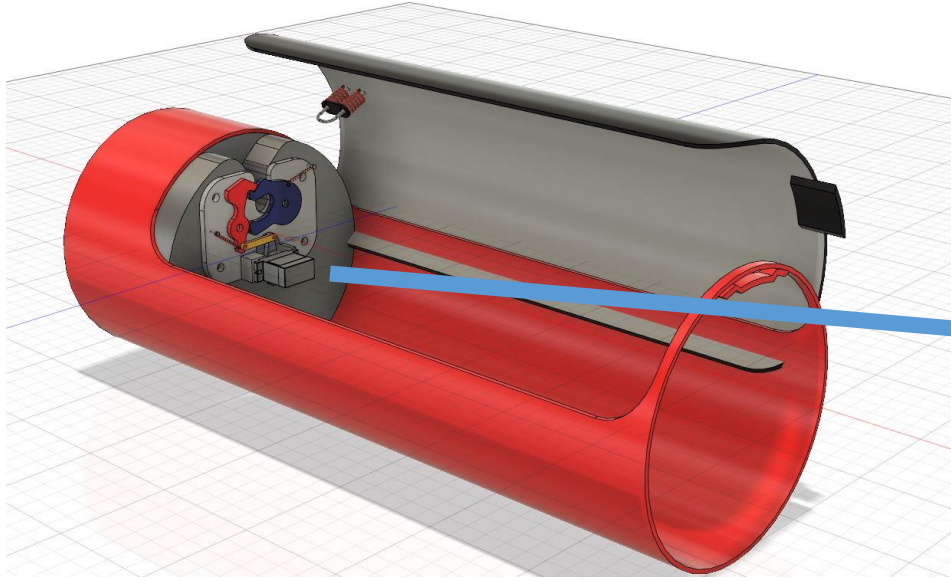
Roket Alt Sistemleri



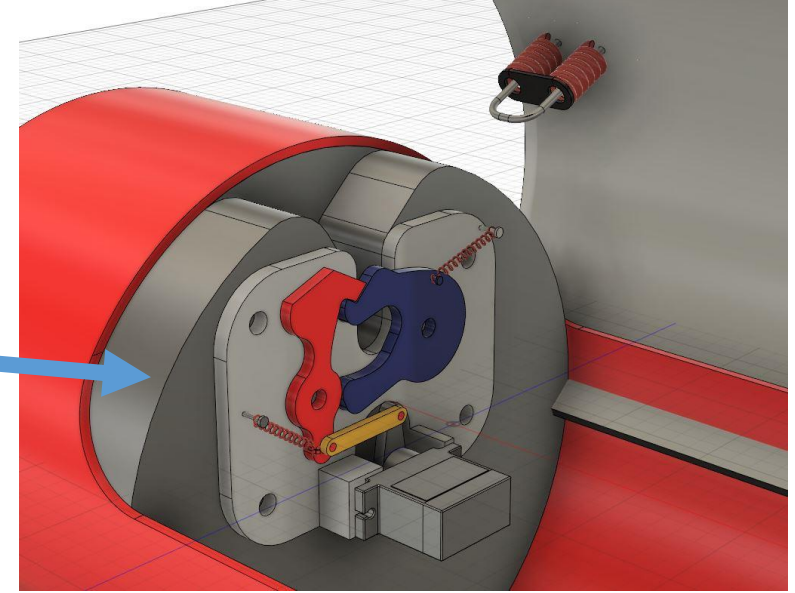
Burun konisinin geometrik boyutlandırma kurşun çekirdeği modeli örnek alınarak hesaplandı. Ogive geometrik yapıya sahip olan burun konisinin malzeme seçenekleri olarak; Polietilen ve ABS düşünülmüştür. Malzemelerin mekanik özellikleri aşağıda kıyaslamıştır. Burun Konisinin üretim yöntemleri ve bütçe hesaplamalarının ardından ABS'den imal edilmesi tercih edildiği ön görülmektedir.

	ABS	Polietilen
Yoğunluk	0,890 g / cc	0.918 g/cc
Akma Gerilme Dayanımı	43,6 MPa	85 MPa
Kopma Gerilme Dayanımı	33,9 Mpa	140 MPa

Kurtarma Sistemi

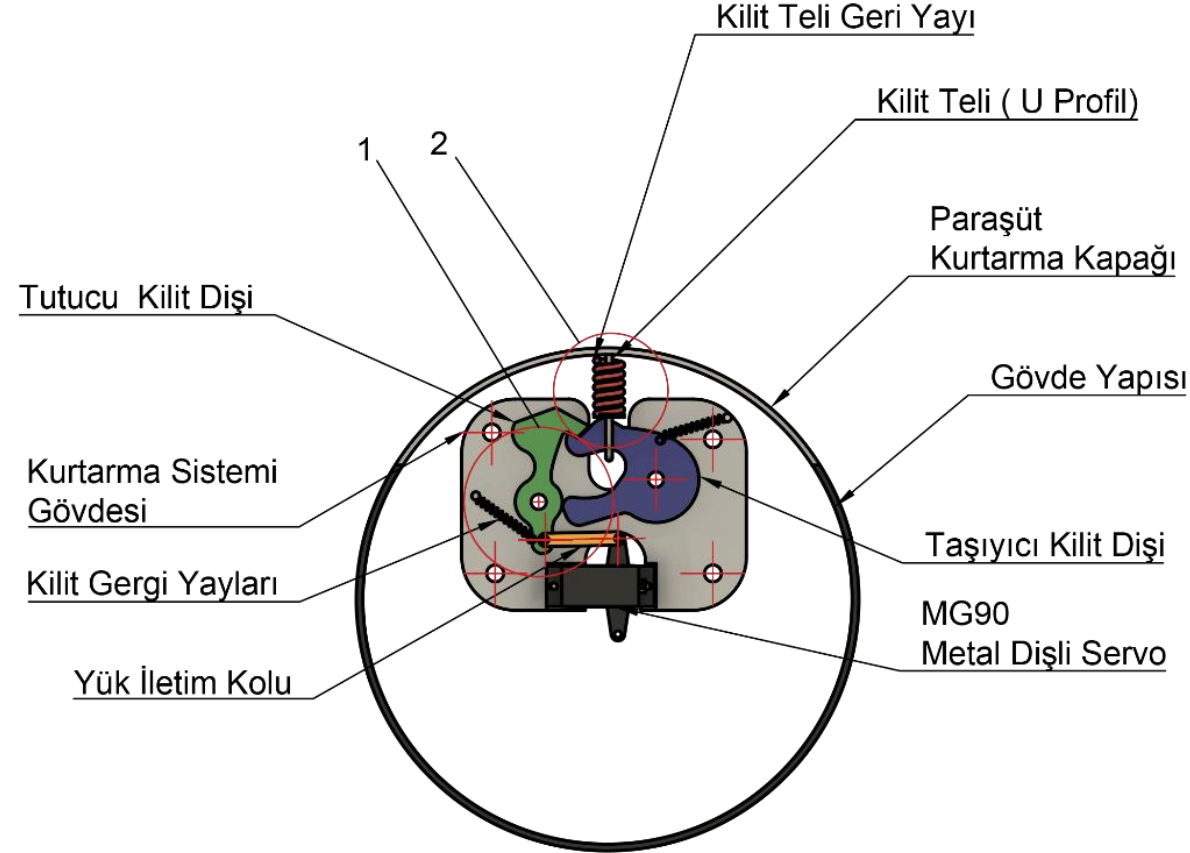


DETAY GÖRÜNÜMÜ



Kurtarma sistemi paraşütü yan taraftan açılan bir kapak ile serbest bırakacaktır. Kapağın montajı ise bir taraftan tırnaklı yapıya sahipken diğer taraftan yaylı gerdirilmiş mekanik kilit düzeneği ile sağlanmıştır. Bu mekanik düzenekte U profil şeklindeki tel kilit içerisine girdikten sonra üzerindeki yay ile kapakta gerdirme oluşturmaktadır. Bu gerdirme ve kapağın etrafına geçirilmiş kauçuk conta ile sarsıntı engellenecektir.

(Detaylar Sonraki Sunuda Belirtildi).



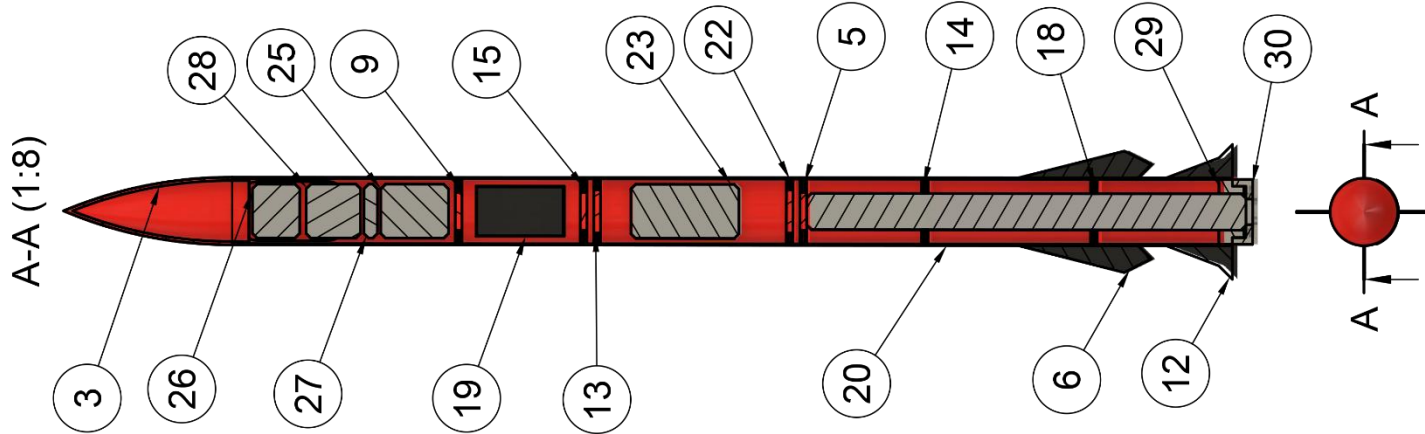
Öngörülen kurtarma sisteminin şematik gösterimi solda belirtilmiştir. Resimde belirtilen Tutucu Kilit Dişi(Yeşil) ile Taşıyıcı Kilit Dişinin(Mavi) temas sağladığı nokta kurtulmayı tetikleyen yeşil kolun dönme merkezine teğet olacak şekilde tasarlandığı için minimum sürtünme ile kilit açılabilir. Aynı zamanda yeşil kolun tetiklenmesi basit bir servo düzeneği ile gerçekleştirilecektir. Kapak açıldıktan sonra paraşütün kesin olarak açılması için iç kısmından Co2 tüpleri kullanılacaktır.

Prototip Test Videosu Linki :

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

Kullanılması ön görülen malzemeler kompozit Karbonfiber boru ya da Al 6065'dir. Yapısal olarak dayanım gereksinimlerini dış çapı 150mm ve 2mm et kalınlığı olan Al 6065 ile karşılanmaktadır. Ancak karbonfiber malzemenin kütle yanından avantajı olduğu gibi kalıp-üretim maliyetleri ve yapılacak değişikliklerde yapısal değişiklikler için müdehale etmek mümkün olmadığından Al6065 kullanmak daha esnek hareket etmeye imkan tanımaktadır.

Gövde tek parça 150mm çap 2mm et kalınlığı olan Al6065 borudan üretilen olacaktır. Üzerine açılacak olan faydalı yük , aviyonik sistem montaj, sürüklenme paraşütü, ana paraşütünün çıkartılacağı kapaklar divizörlü lazer kesim ile işlenecektir. Kurtarma sistemine bağlı kapakların titreşimini absorbe etmesi için baskı yaylar ve kauçuk malzemelerden faydalanılacaktır. Ayrıca Titreşim Test Kabinlerinde ölçümler yapılacak ve iyileştirmeler uygulanacaktır.



Karşılaştırma Kriteri	ASTM A148 Çelik Döküm	6065-t6 Alüminyum
Elastikite Modülü	190 GPa	68 GPa
Yoğunluk	7.8 g/cm ³	2.8 g/cm ³
Kopma Dayanımı	19%	11%
Yorulma Dayanımı	450 Mpa	110 MPa



Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler



Parts List					
İtem	Qty	Part Number			
			16	1	Alt Kanat (2)
1	1	Faydalı Yük Kapağı	17	1	Alt Kanat (3)
2	1	Üst Kanat (3)	18	1	Center Ring (1)
3	1	Noscone	19	1	Aviyonik Kutu
4	1	Üst Kanat (2)	20	1	Body Tube
5	1	MotorBulk Head	21	1	Ana Paraşüt Kapak (1)
6	1	Üst Kanat	22	1	Ana Paraşüt Bulk Head (1)
7	1	Avioynik Kapak	23	1	Ana Paraşüt
8	1	Ana Paraşüt Kapak	24	1	Motor
9	1	Avioynik Bulk Head	25	1	Drag Paraşüt
10	1	Üst Kanat (1)	26	1	Faydalı Yük Paraşüt
11	1	Alt Kanat	27	1	Faydalı Yük Aviyonik
12	1	Alt Kanat (1)	28	1	Faydalı Yük
13	1	Ana Paraşüt Bulk Head	29	1	Motor Tutucu-1
14	1	Center Ring	30	1	Motor Tutucu-2
15	1	Avioynik Alt Bulk Head			



Aviyonik



GPS

Anlık olarak roketin konum takibinin yapılabilmesi için ana bilgisayara sürekli olarak enlem ve boylam değerleri gönderilecek.

BAROMETRE

Roketin anlık irtifa takibinin yapılabilmesi için sürekli olarak açık hava basıncı kullanılarak irtifa ölçümü yapılacak.

İVMEÖLÇER

Roketin Apogee noktasına geldiği zaman kayan ağırlık merkezinden ötürü baş eğmesi kullanılarak belirlenen bir açıda roketin ilk kurtarma sekansı başlatılacak.

STM DENETLEYİCİ

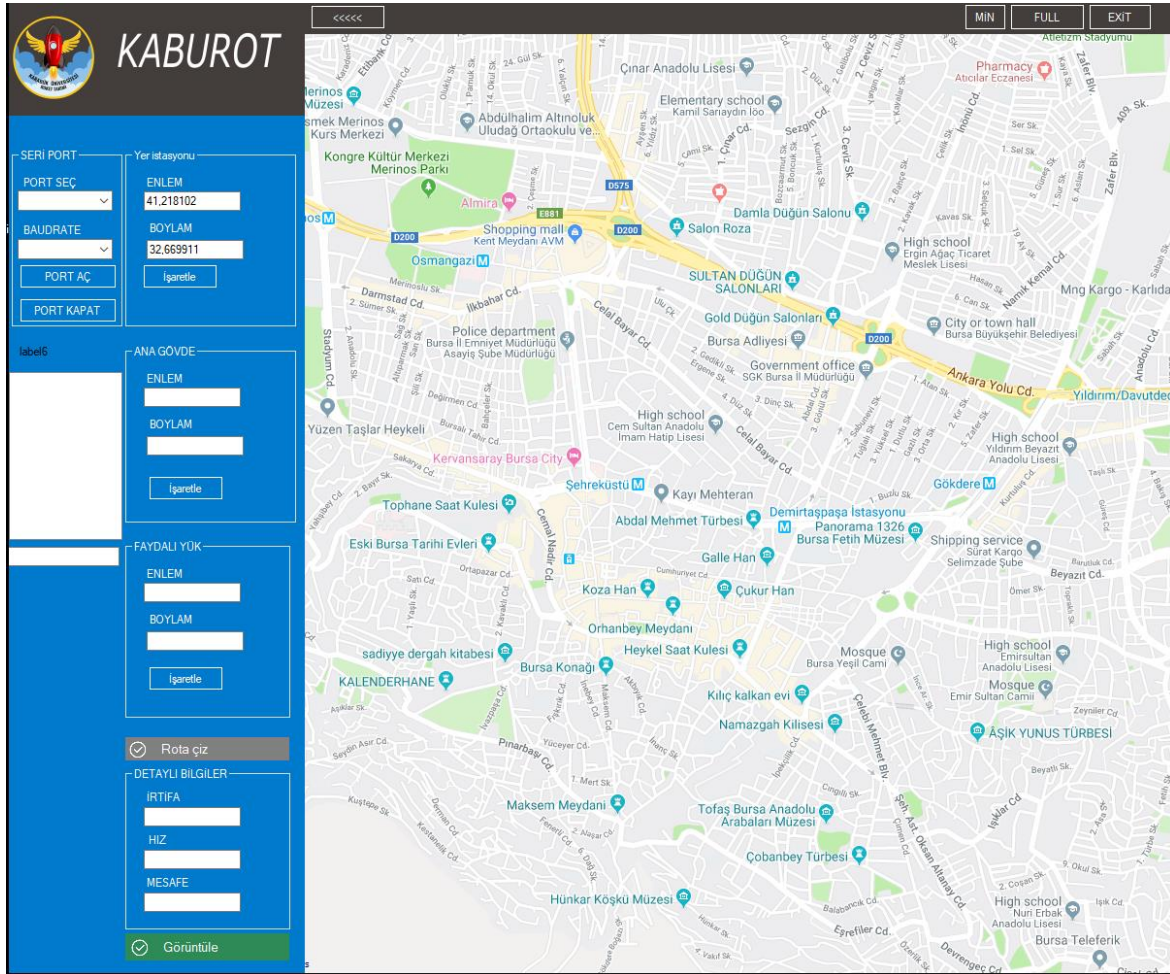
Roketin ana bilgisayarı olarak görev yapacak. Tüm sensörlerden gelen veriler bu master denetleyicide toplanacak ve kurtarma sinyalleri slave denetleyiciye iletilecek.

PIC DENETLEYİCİ

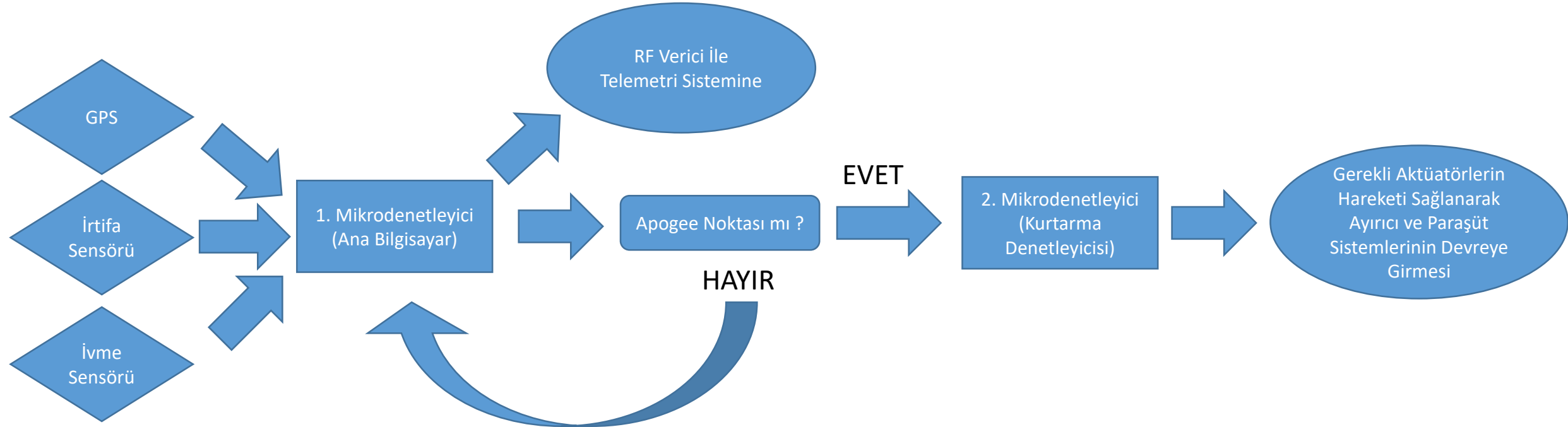
Roketin slave denetleyicisi olarak görev yapacak ve master denetleyicilerden (ana ve yedek uçuş bilgisayarı) gelen sinyallere bağlı olarak kurtarma sistemlerini devreye sokacak.

RF VERİCİ

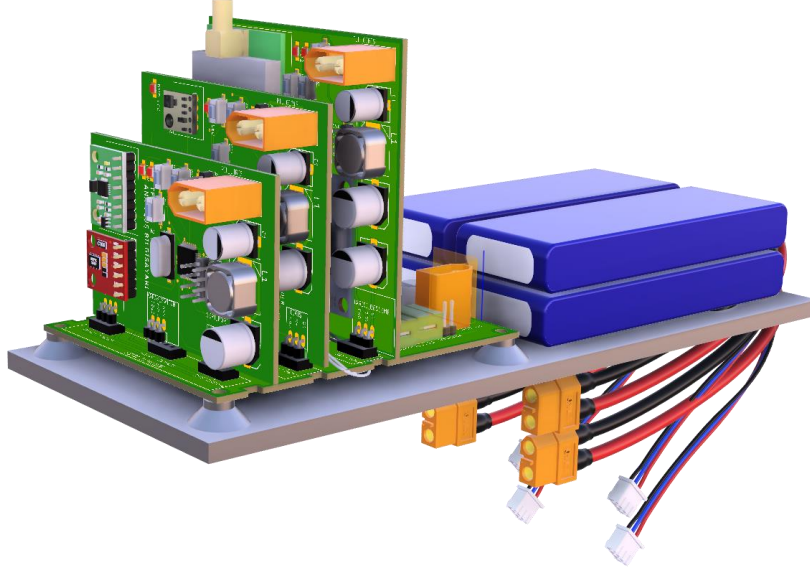
Roketin irtifa, konum ve kurtarma aşaması verilerini yer istasyonuna ileticek.



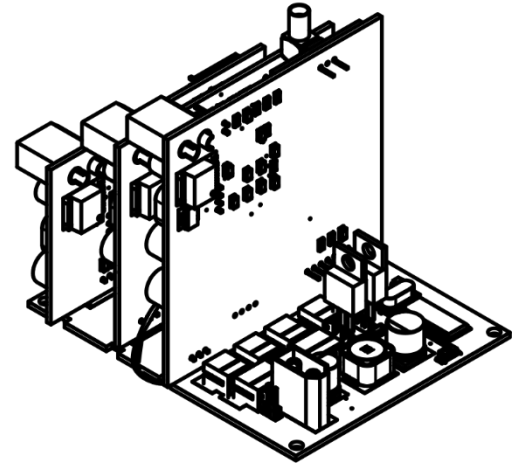
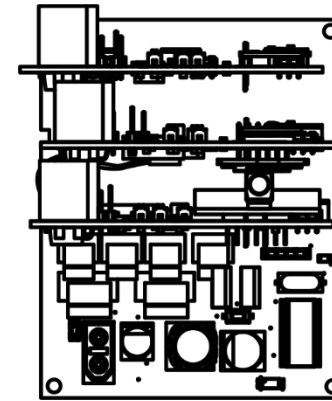
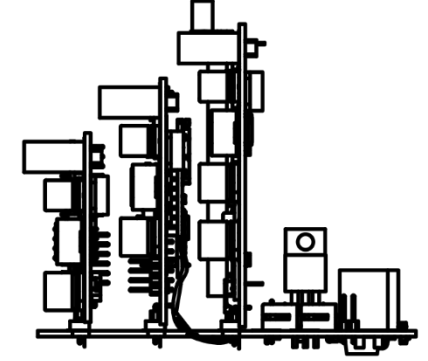
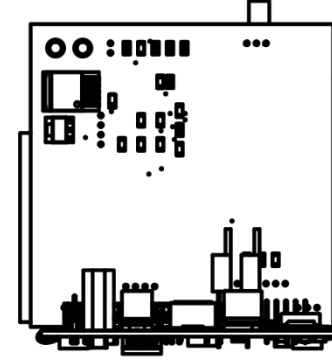
Faydalı yük ve gövdeden alınan enlem boylam verilerini çözümleyerek atış rampasından iniş yaptığı yere konum ve yol tarifi gönderen ara yüzü tasarladık.



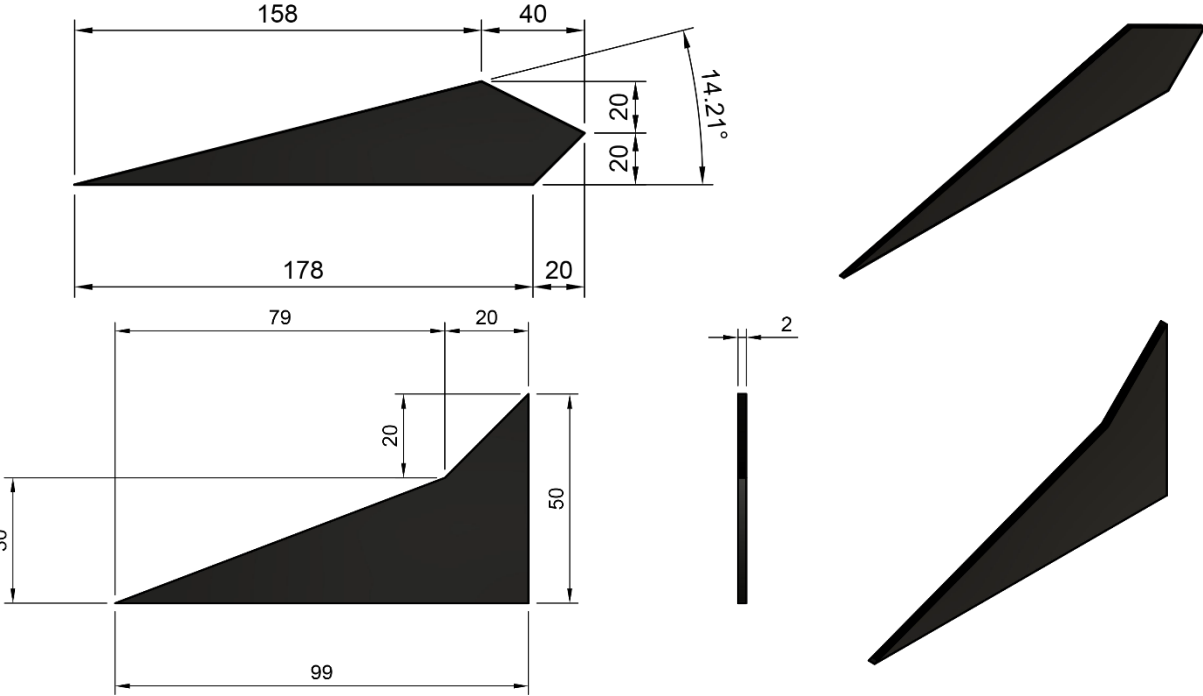
Aviyonik



Uçuş bilgisayarları pcb kartlarına basılmış halde olan üç farklı modüldür. Bu modüller bir ana soketli karta bağlanacaktır. Bu sayede titreşim anında temassızlık gibi problemler ortadan kalkacak ve profesyonel bir aviyonik ünite elde edilecektir.

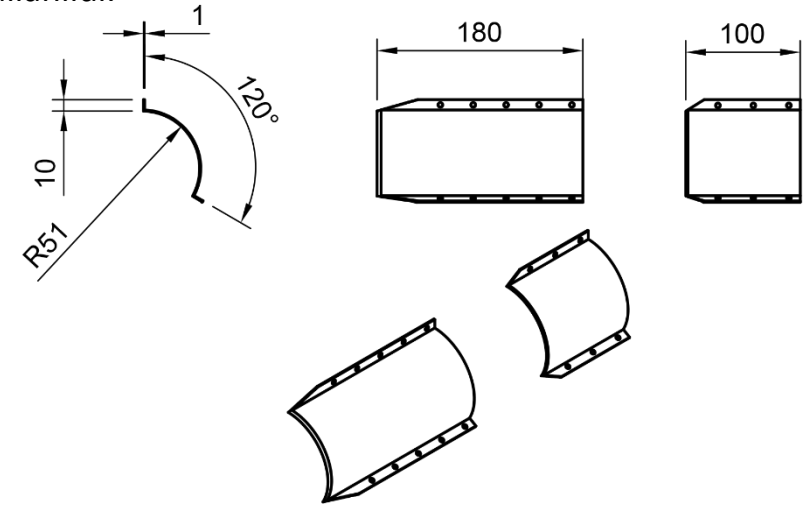


Yapısal - Kanatçık



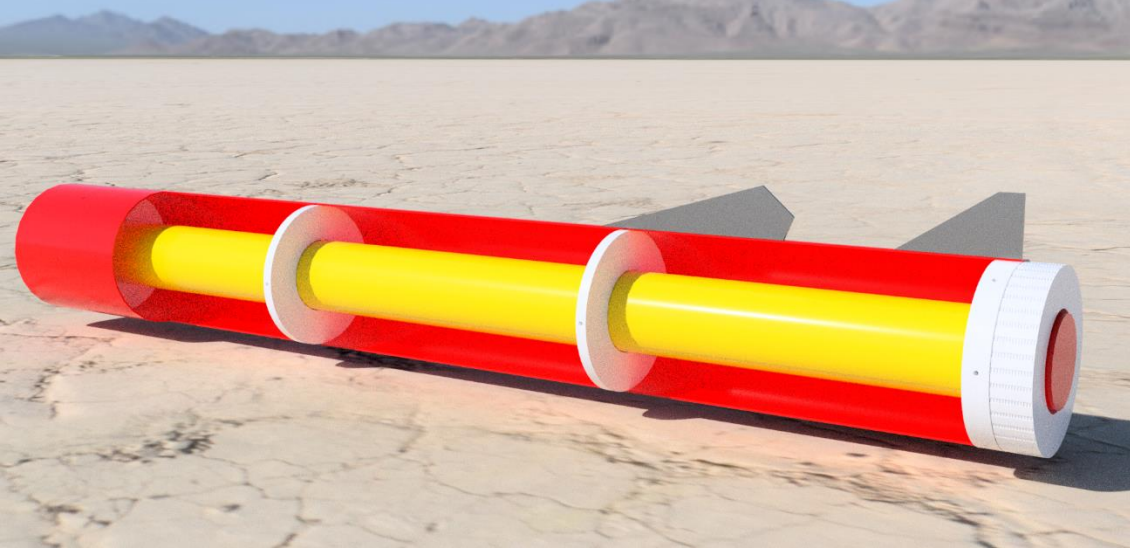
Kanatçık malzemesi olarak ön görülen iki alternatif vardır ; Alüminyum (2mm) ve DKP(2mm). Malzemeler mekanik özelliklerine göre kıyaslanıp yoğunluk ve dayanım değerlerinin avantajları düşünüldüğünde DKP kullanılması uygun görülmüştür.

Daha düşük hücum açılı kanatçıklar basınç merkezinin buruna doğru kaymasına sebep olur ve bununla birlikte stabilite değerinde azalma görülür, tasarımıımızda 30 derecelik hücum açısına sahip kanatçık istenilen stabilite değerlerini karşıladığı için kullanıldı.

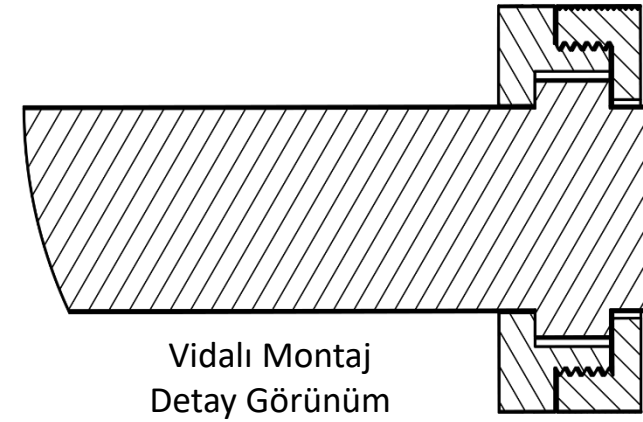
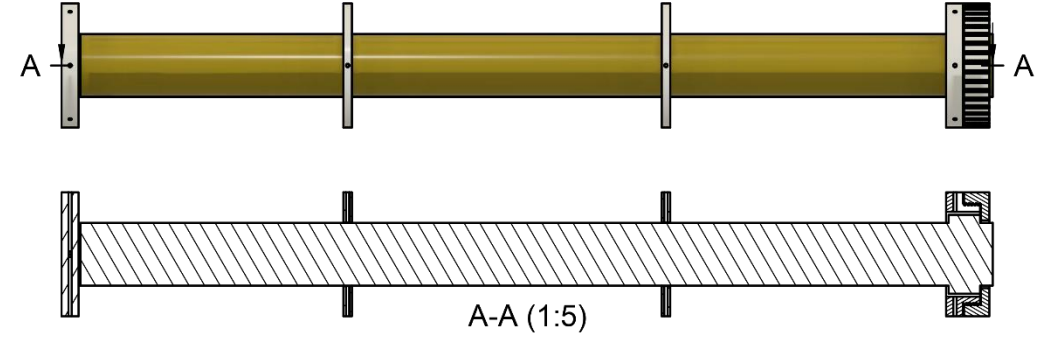


Kanatçık Bağlantı Aparatları

Karşılaştırma Kriteri	ASTM A148 Çelik Döküm	6065-t6 Alüminyum
Elastikite Modülü	190 GPa	68 GPa
Yoğunluk	7.8 g/cm ³	2.8 g/cm ³
Kopma Dayanımı	19%	11%
Yorulma Dayanımı	450 Mpa	110 MPa



Motor montaj stratejisinde geçtiğimiz yıl kullandığımız yöntem ile center ringler ile yataklanan motor gövdesi nozzle lülesinden önceki kademe farkından faydalanarak vidalı sıkıştırma yöntemi ile bağlandı. Bu yöntemin en büyük avantajı ise motorun sonundaki bulkhead'a dayanmış olması ve vida ile sıkıştırılmış olmasıdır. Böylece çifte güvenlik önlemi alınmıştır.

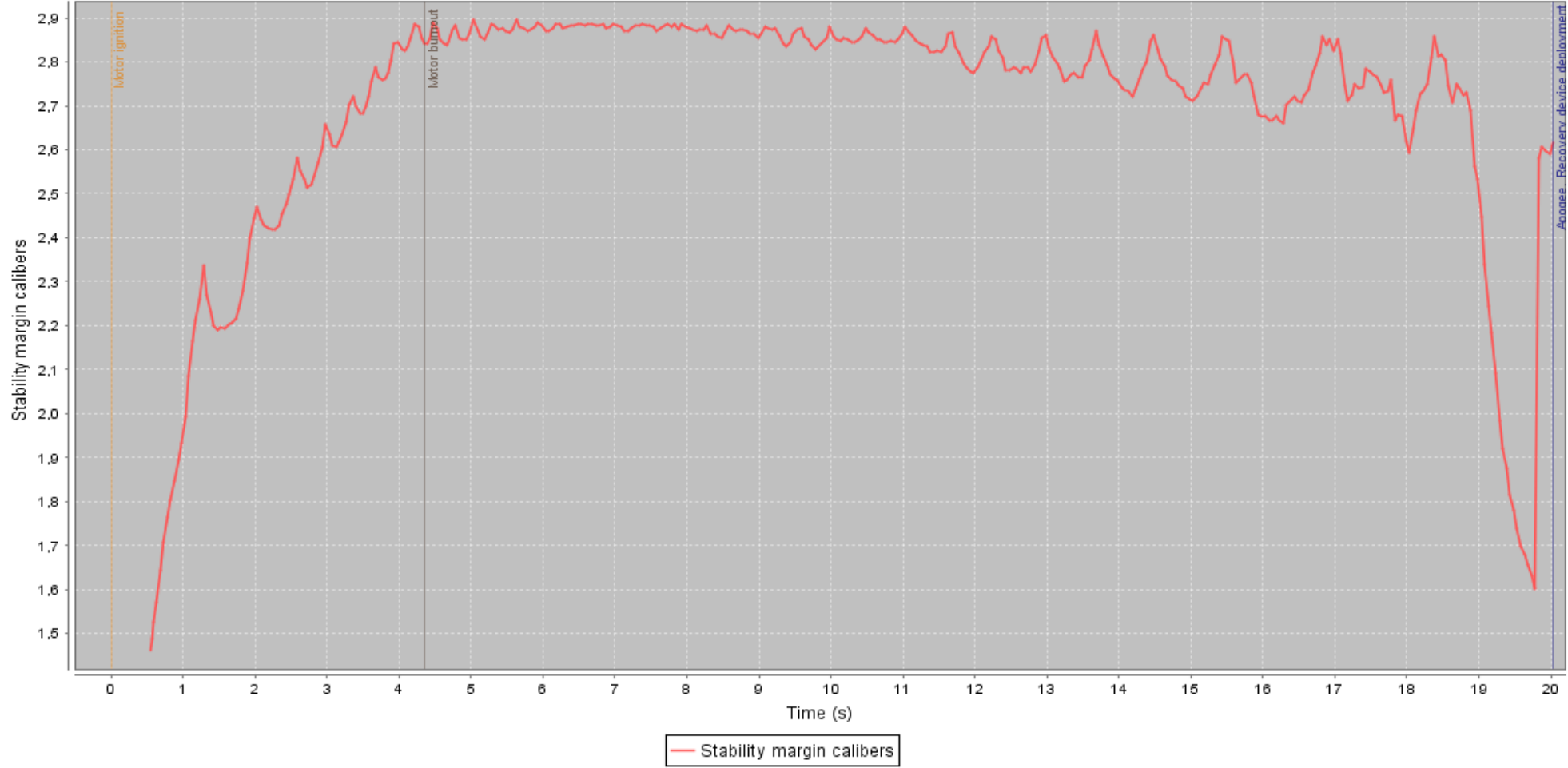


İkinci Motor Seçimi

- Kanatçık sayısı ve malzeme tipleri farklı olarak girilmiştir. Bunun sebebi motorun farklı ağırlık ve itkiye sahip olması nedeniyle değişen ağırlık merkezi.
- Kanatçık geometrisi ve sayısı değişen ağırlık merkezinden ötürü güvenli bir uçuş stabilitesi elde etmek için tekrardan tasarlandı.
- Gövde malzemesi ve yerleşiminde herhangi bir değişim yapılmadı. Sadece değişen roket boyundan ötürü mesafelerde değişiklik oluştu.

Min. Statik Marjin	2.15
Max. Statik Marjin	2.88
Rampa Çıkış Hızı	22.7 m/s
Max. Hız	187 m/s (0.56 mach)
Max. İvme	52.3 m/s ²
Max. İrtifa	1710

İkinci Motor Seçimi



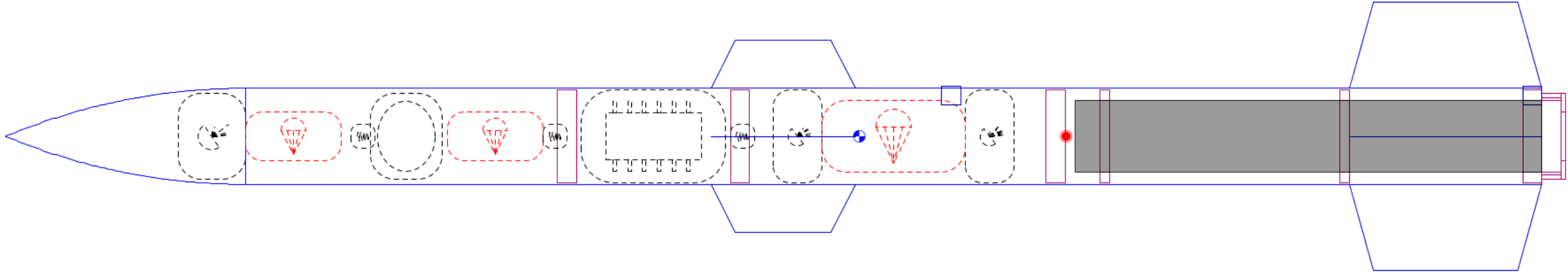


İkinci Motor Seçimi

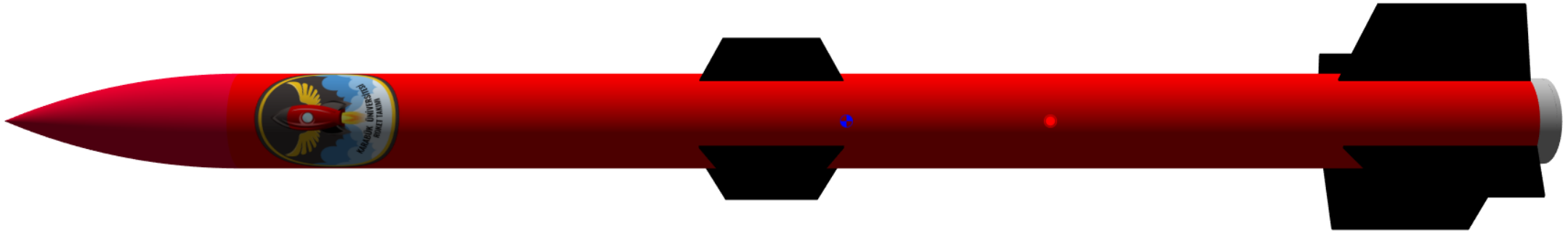


Rocket
Length 162 cm, max. diameter 10 cm
Mass with motors 16335 g

Stability: 2,15 cal
• CG: 88,9 cm
• CP: 110 cm
at $M=0,30$



Apogee:
Max. velocity
Max. acceler



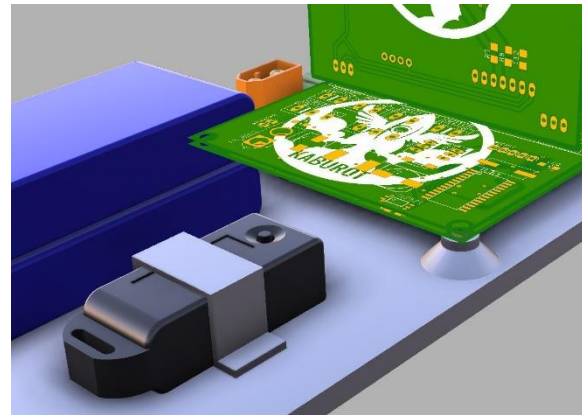
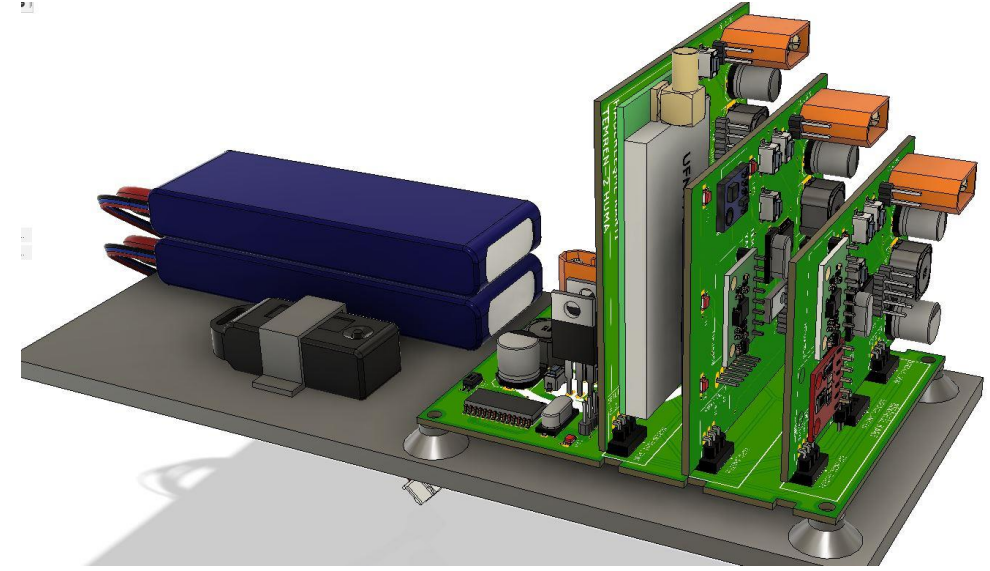
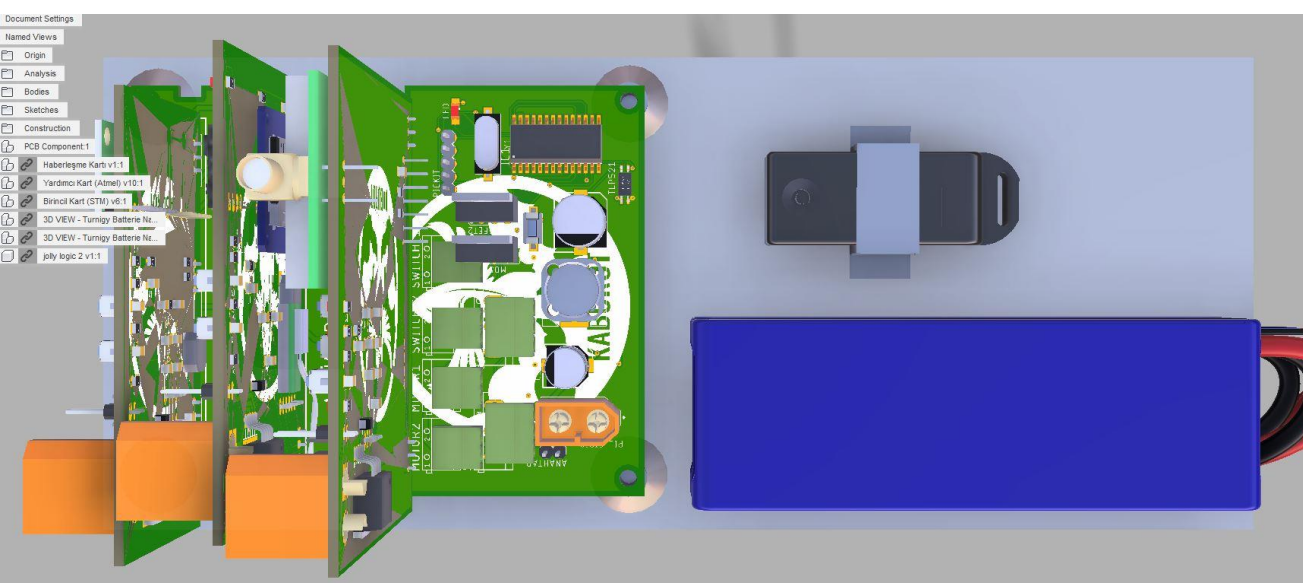


Roketin Bütünleştirilmesi ve Testler



Gövdeye bağlanacak olan center ringler, kapalı diskler, motor vidalı bağlama diski, kanatçıklar, burun konisi M4 ve M3 havaşa başlı civatalar ile bağlanacaktır. Gövde tek parça halinde olduğu için ayrı bir mekanizma bulunmamaktadır. Bu gövdenin eğilme burkulma gibi kuvvetlere karşı daha fazla dayanım göstermesine neden olacaktır. Bunun yerine kurtarma sistemleri yanlarda bulunan kapaklar ile aktif hale gelecektir. Aviyonik sistemler de bağımsız bir modül olarak gövdeye yine civata montajı ile bağlanacaktır.

Roket Bütünleştirme Stratejisi

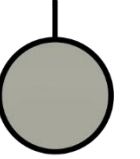
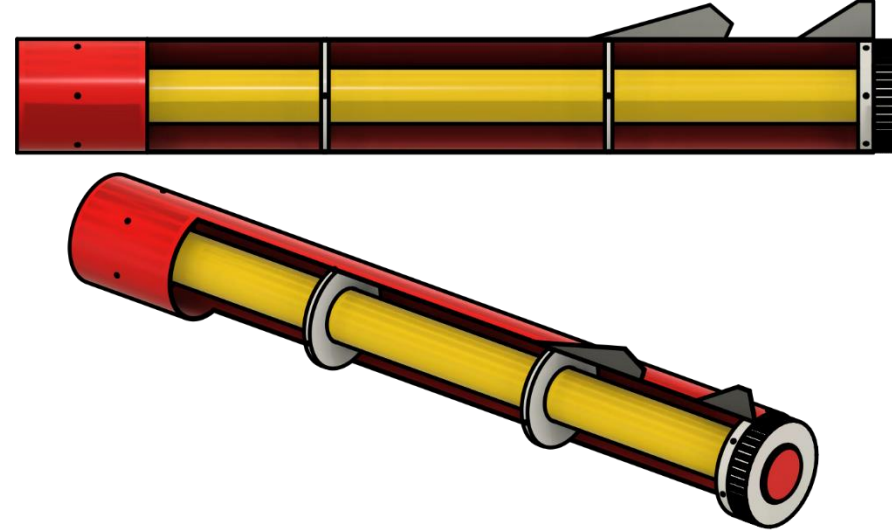




Roket Bütünleştirme Stratejisi



Motor Birleştirme Stratejisine dair
motor montaj animasyonumuz;
<https://youtu.be/kZ2vGrmlJyo>



Motor Montaj Stratejisi



Testler



AVİYONİK SİSTEM TESTLERİ

Tüm aviyonik sistemlerin yedekleriyle birlikte tek tek kontrolü yapılacak. İrtifa kontrolü için drone ve basınç kabı kullanılacak. Tüm aviyonik sistemler önce bireysel daha sonra topluca telemetri iletişim kontrolü yapılacak.

1 Nisan 2019 – 14 Nisan 2019

Uygun irtifa sensörleri belirlenerek veri çekilmesi test edilecek. Bu verilerin doğruluğu test edilecek ve RF sensörler üzerinden kablosuz olarak iletimi gerçekleştirilecek.

15 Nisan 2019 – 28 Nisan 2019

Uygun ivme sensörleri belirlenerek veri çekilmesi test edilecek. Bu verilerin doğruluğu test edilecek ve RF sensörler üzerinden kablosuz olarak iletimi gerçekleştirilecek.

29 Nisan 2019 – 12 Mayıs 2019

Uygun GPS sensörleri belirlenerek veri çekilmesi test edilecek. Bu verilerin doğruluğu test edilecek ve RF sensörler üzerinden kablosuz olarak iletimi gerçekleştirilecek.



Test Videoları



Haberleşme Test Videosu

https://youtu.be/gisvTgCA1_g

Kurtarma Sistemi Kapak Açma Testleri

<https://youtu.be/APfVN4OBt60>

Aviyonik Test Videosu

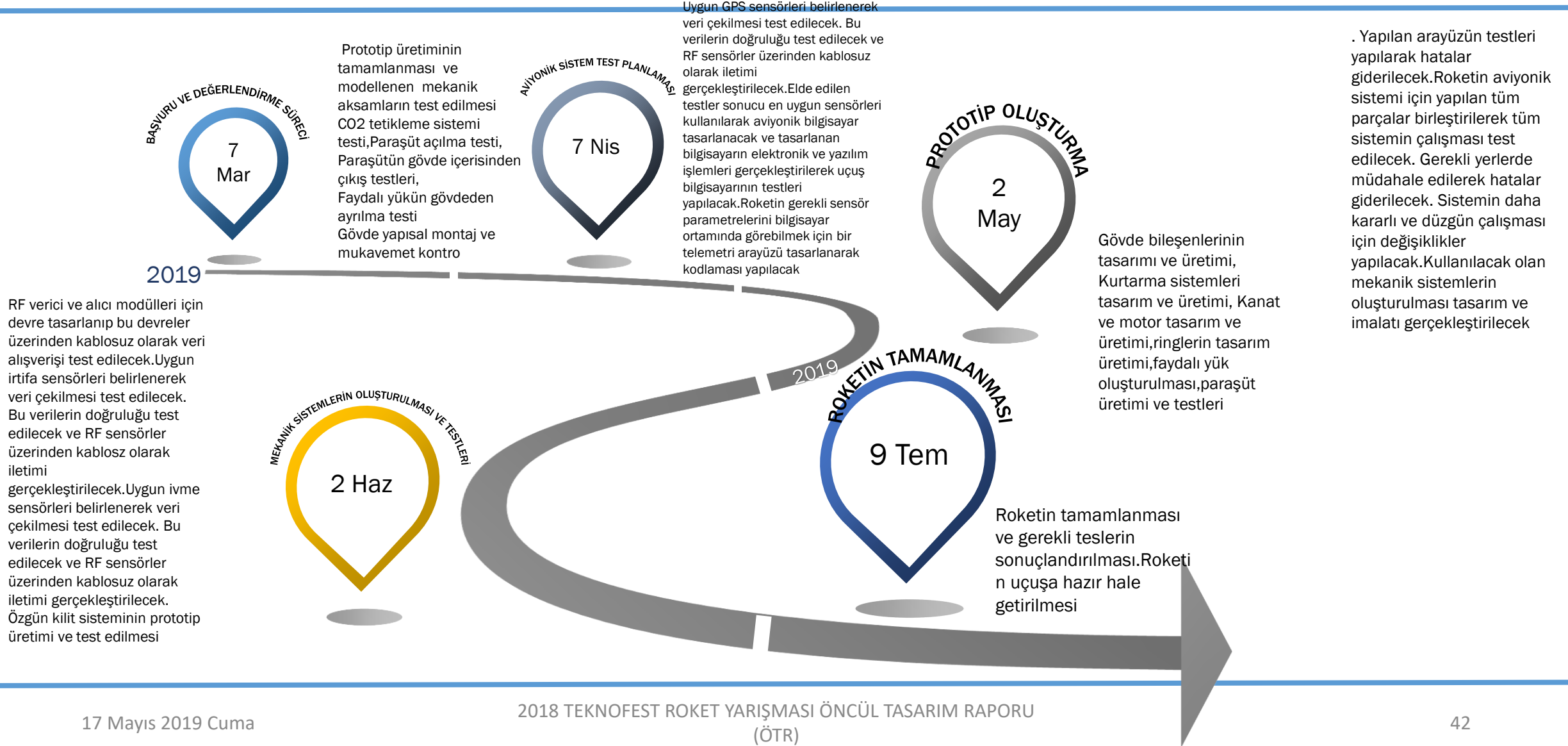
<https://youtu.be/tgp2koMlaGU>

Motor Montaj Simülasyonu

<https://youtu.be/5nuWBVINnWM>



Takvim





Bütçe



Parça Adı	Malzeme	Adet	Toplam Fiyat	Parça Adı	Malzeme	Adet	Birim Fiyat	Toplam Fiyat
Burun Konisi	ABS	1	60	Kurtarma Kilitleri	Al6065	2	Hizmet Alımı	Hizmet Alımı
Gövde	Al6065	1	200	MPL3115A2-I2C Barometrik Basınç - Yükseklik - Sıcaklık Sensörü	--	2	82,17	164,34
Faydalı Yük	AISI 1040	1	60	ADXL377 - Yüksek G Üç Eksenli İvmeölçer	--	2	152,32	304,64
Kapalı Disk	Al6065	4	80	ADXL326 - 5V Üçlü Eksenli İvmeölçer	--	2	123,57	247,14
Center Ring	Al6065	2	80	LPS25HB Ortam Basıncı - Rakım / İrtifa Sensörü Kontrol Kartı	--	2	48,17	96,34
Motor Vidalı Ring Çifti	Al6065		100	NEO-M8N GPS Modülü	--	3	49,16	147,48
M4X12 Cıvata	--	36	30	Neo-7M Çift Anten Arayüz GPS Modül	--	3	95	285
							Fiyat	
M3X6Cıvata	--	12	30	900MHz Doğrusal Yagi Anten DRFA-900Y	--	1	Alınmadı	Fiyat Alınmadı
Mapa	Dökme Demir	2	5	DRF7020D27 Dorji Alıcı Verici RF Modül	--	3	250,35	751,05
Kanat	DKP	3	50	1550mAh 11.1V 75C 3S1P LiPo (XT60 Plug)	--	2	222	444
Köşebent	DKP	6	20	2200mAh 7.4V 30C 2S1P LiPo	--	4	164	656
Sürüklenme Paraşütü	Polyethylene	1	250	Mg90s Servo Motor Metal Dişli 180° Derece	--	3	15,41	46,23
Ana Paraşüt	Polyethylene	1	250	Solenoid Kilit	--	3	65	195
			1215	Karbondioksit (CO2) Tüpü 12gr 50'li Paket	--	1	146,3	146,3
								3483,52
			Toplam	4698,52				