



TEKNOFEST 2019 ROKET YARIŞMASI

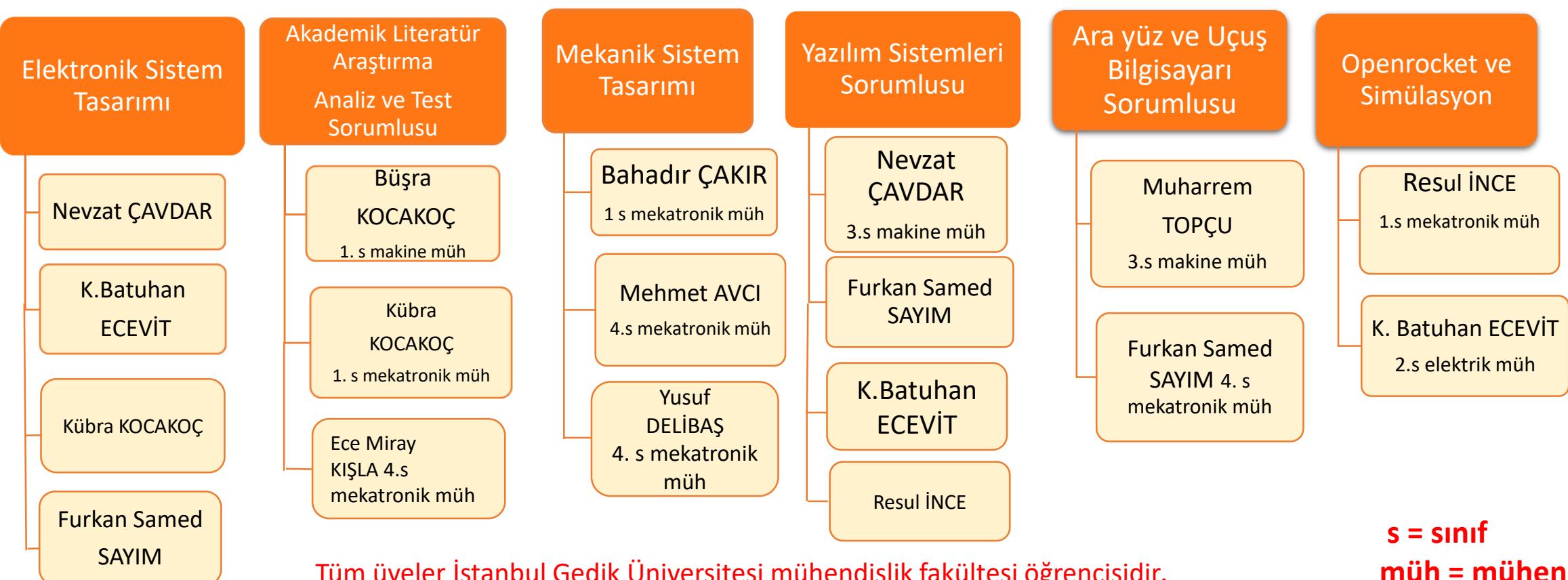
Kritik Tasarım Raporu (KTR) Sunusu



Takım Yapısı

Dr. Öğr. Üyesi İbrahim Gürsu TEKDEMİR

Takım Lideri Kübra KOCAKOÇ



s = sınıf
müh = mühendislik



Roket Genel Tasarımı



ATLANTIS 2
Roket Takımı

ÖZET



Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü	Yorum
Boy (metre):	2.73	
Çap (metre):	0.119	
Roketin Kuru Ağırlığı(kg.):	14.764	
Yakıt Kütlesi(kg.):	1.774	
Motorun Kuru Ağırlığı(kg.):	1.674	
Faydalı Yük Ağırlığı (kg.):	4	
Toplam Kalkış Ağırlığı (kg.):	18.211	
İtki Tipi:	blue streak	

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü	Yorum
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	0,3	
Rampa Hızı(m/s):	25.3	
Yanma Boyunca En az Statik Denge Değeri:	1.51	
En büyük ivme (g):	57.9	
En Yüksek Hız(m/s & M):	173	
Belirlenen irtifa(m):	1527	

Motor Seçimleri

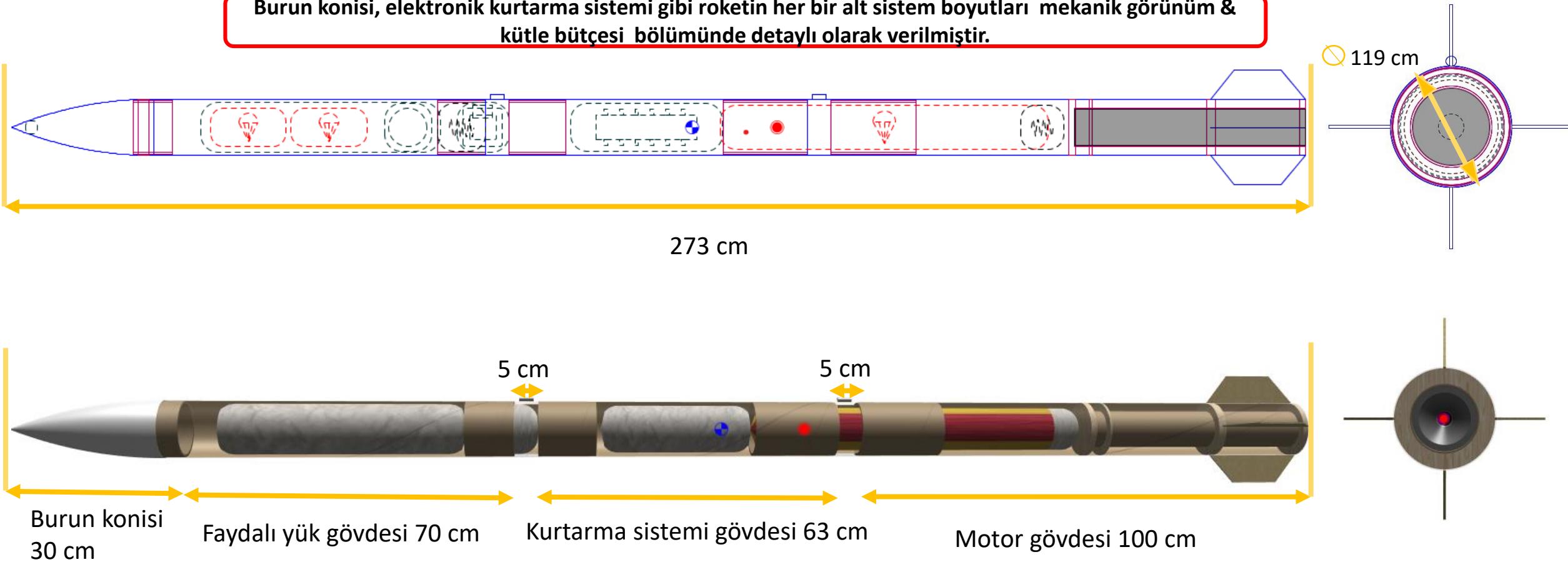
Marka :	cesaroni	İsim: L1050	Sınıf:	L
		Motorun Toplam İtki Değeri(Ns):	3727	
Marka :	cesaroni	İsim: L851	Sınıf:	L
		Motorun Toplam İtki Değeri(Ns):	3683	

Roketin boyu 2.73 m, çapı 11.9 cm, irtifası ise 1527 metredir. Openrocket programından elde edilen uçuş verilerine yandaki tabloda yer verilmiştir.

Open Rocket Genel Tasarım

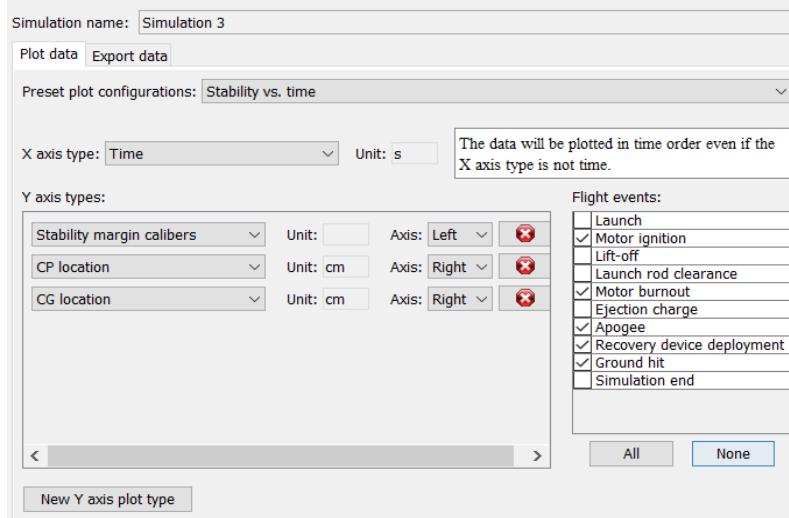
ROKETİN YANDAN VE ARKADAN GÖRÜNTÜSÜ

Burun konisi, elektronik kurtarma sistemi gibi roketin her bir alt sistem boyutları mekanik görünüm & kütle bütçesi bölümünde detaylı olarak verilmiştir.

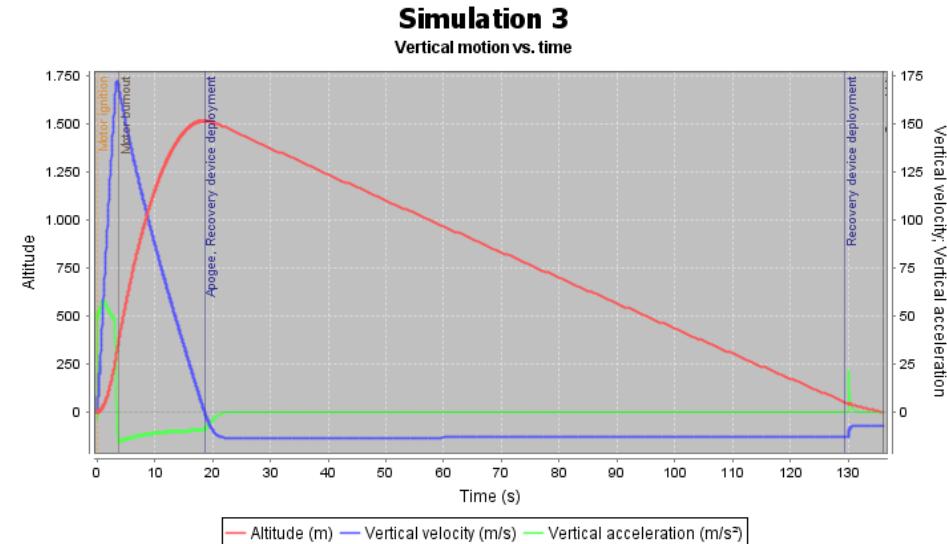




Open Rocket Genel Tasarım



OPENROCKET VERİLERİ



	Zaman(s)	İrtifa(m/s)	Hız(m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa tepesi	0	0	0
Burn out	3.75	363.9	169.1
Tepe noktası	18.6	1516.5	0.5
Birincil paraşüt açılması	18.6	1516.5	0.5
İkincil paraşüt açılması	95.6	500	50
Paraşüt sonrası	-	-	7.22

Yukarıdaki tablo sağ üstteki grafik baz alınarak hazırlanmıştır.



Sistem Uçuş Analizi Verileri



Uçuş verileri	Ölçü
Kalkış İtki /Ağırlık Oranı	205.1
Rampa Hızı (m/s)	25.4
Yanma Boyunca En Statik Denge Değeri	1.74
En Büyük İvme (m/s ²)	58
En Yüksek Hız (m/s&M)	173
Belirlenen İrtifa (m)	1510

Roketin yapısal tasarımlı belirlenen irtifaya ulaşması için gerekli aerodinamiği sağlayacak şekilde tasarlanmış olup bu noktada openrocket programından yardım alınmıştır. Tasarlanan roketin ölçülerini ele alınarak seçilen motor özellikleri ile yapılan simülasyon sayesinde uçuş verileri elde edilmiştir . Elde edilen veriler yukarıdaki tabloya eklenmiştir.

Yapısal veriler	ölçü
Boy (metre)	2.80
Çap (santimetre)	11.9
Roketin Kuru Ağırlığı (kg)	14.725
Yakıt Kütlesi(kg)	1.774
Motorun Kuru Ağırlığı (kg)	1.674
Faydalı Yük Ağırlığı (kg)	4
Toplam Kalkış Ağırlığı (kg)	18.173
Seri Kademe Sayısı (var ise)	yok
Paralel Kademe (var ise)	yok
İtki Tipi	blue streak

Roket tasarlarken şartnamede belirtilen roket stabilite değeri (3 - 1,5) göz önünde bulundurulmuştur.

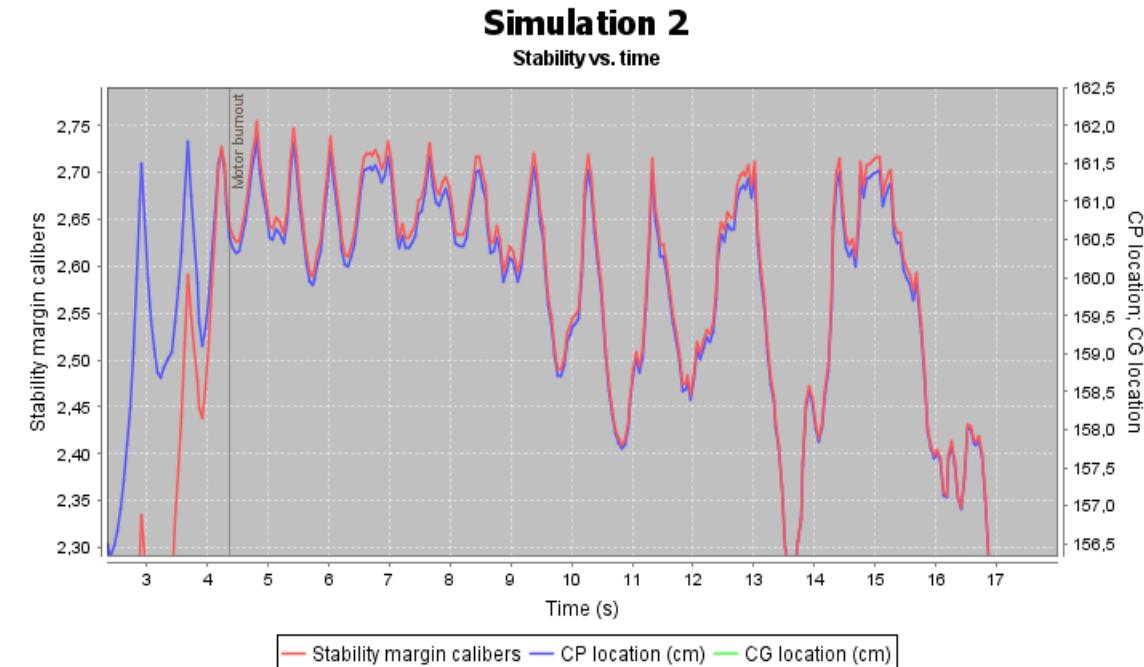
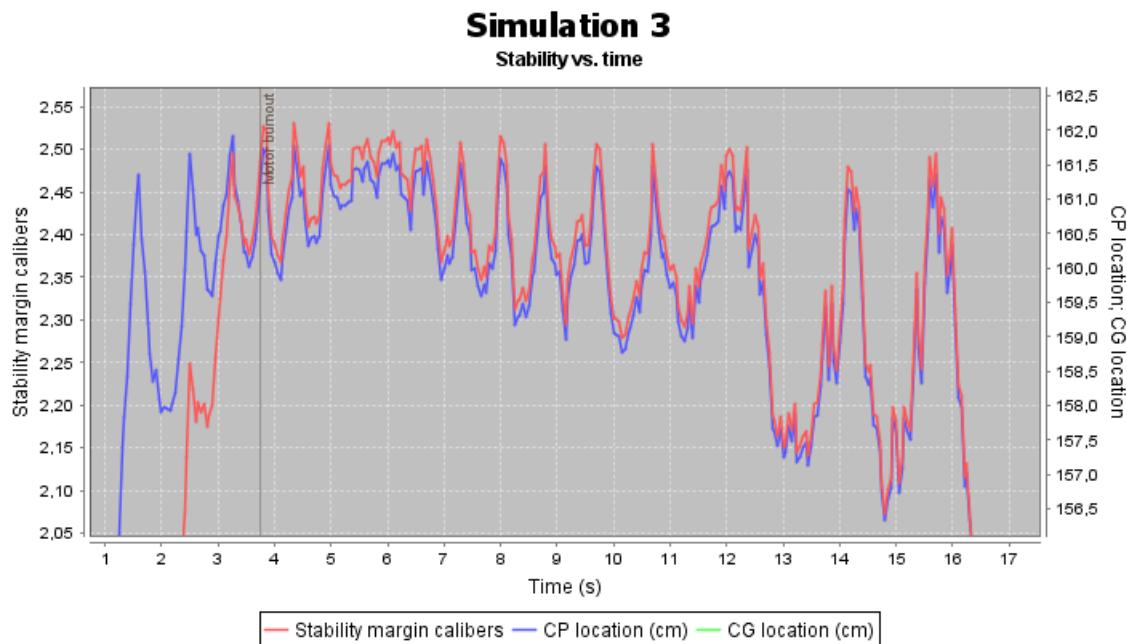


Sistem Uçuş Analizi Verileri



STABILITY VS. TIME

Roketin 1. ve 2. motor için uçuş süresince maksimum statik marjini grafiklerde gösterilmektedir.



Seçilen 1. motor L1050

Uçuş boyunca statik marjin maksimum 2,540
minimum 1,51 tir.

Seçilen 2. motor L851

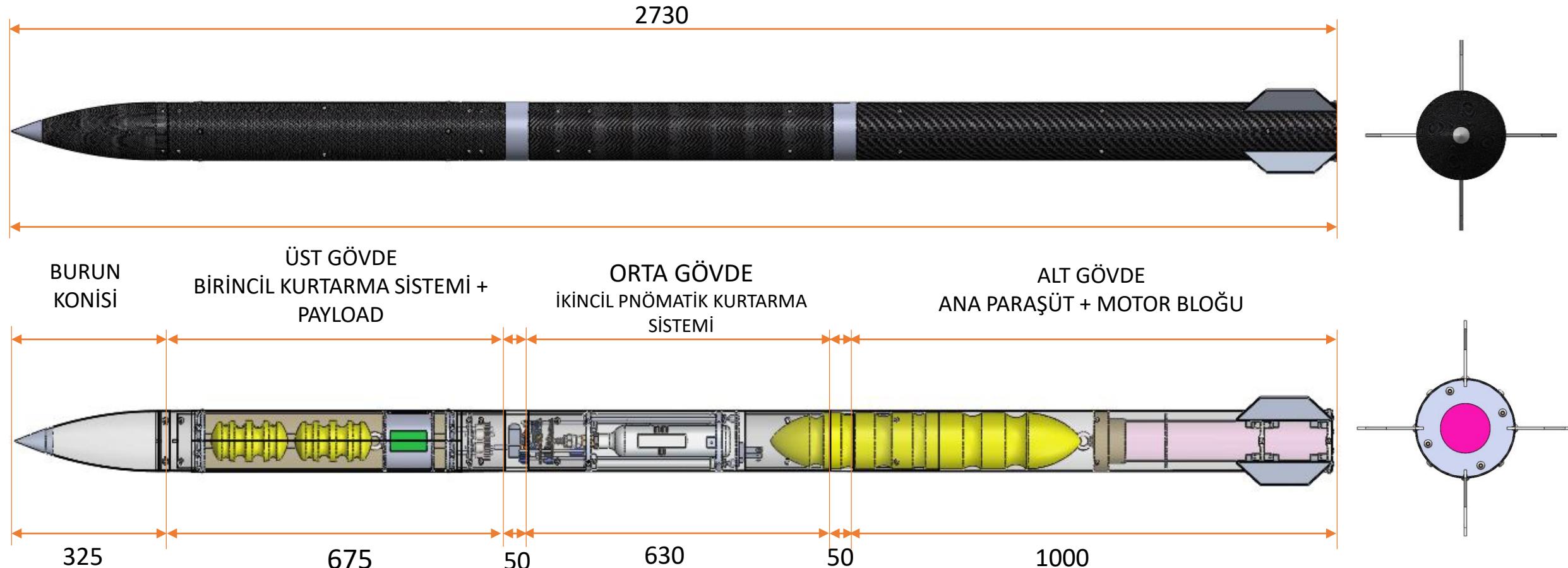
Uçuş boyunca statik marjin maksimum 2,745
minimum 1,52 tir.



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



MEKANİK GÖRÜNÜM & CAD TASARIMI

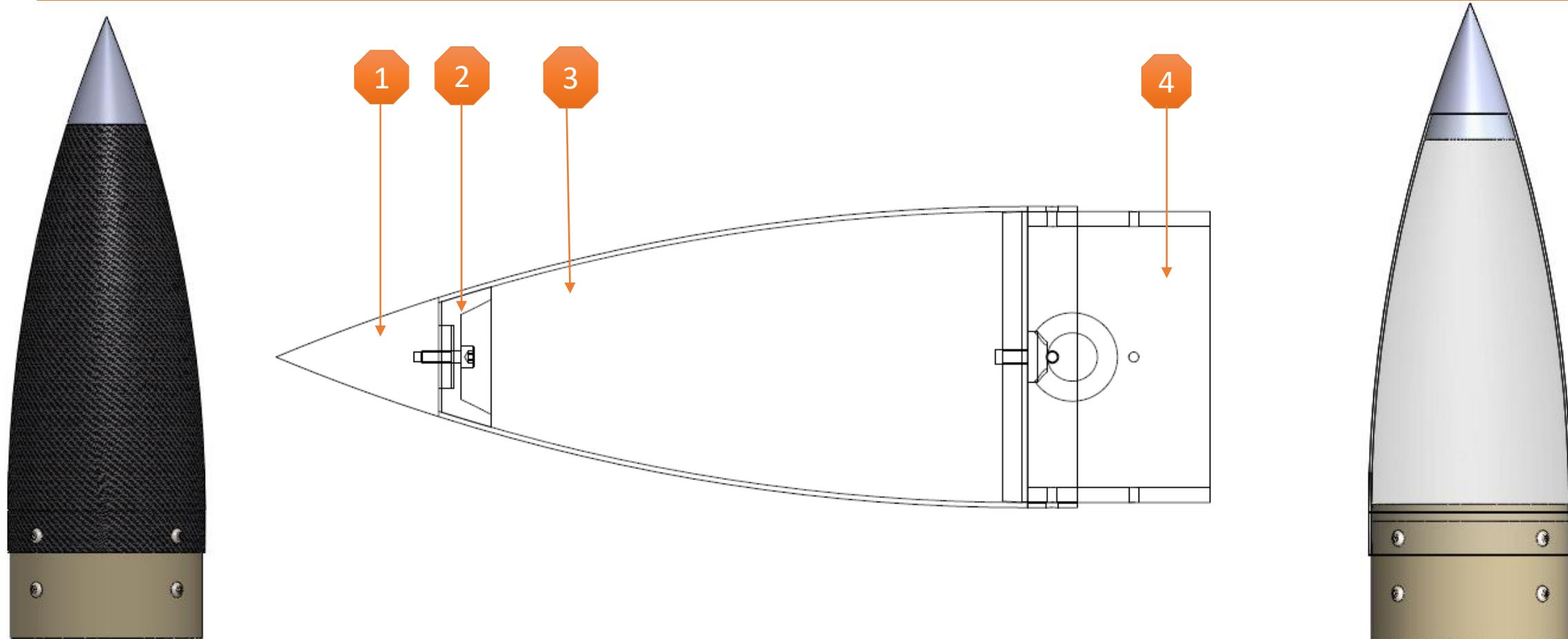




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



BURUN KONİSİ MEKANİK MONTAJ



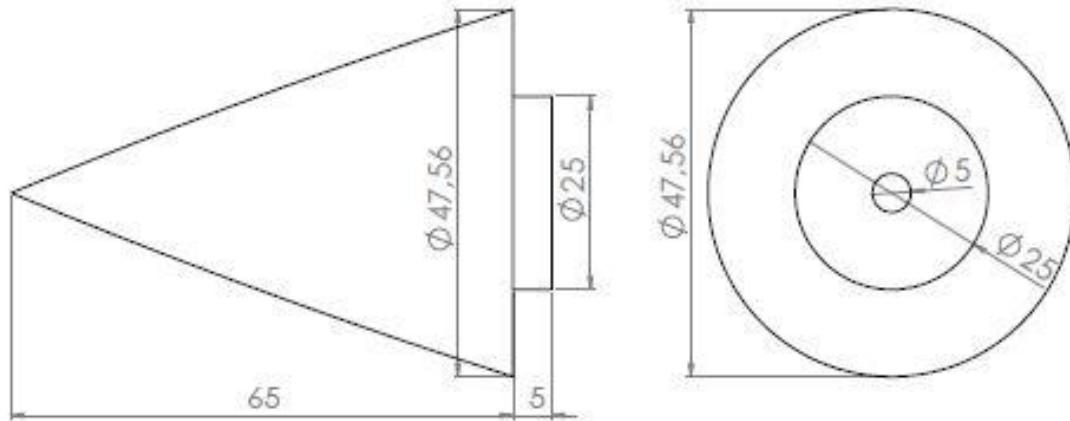


Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

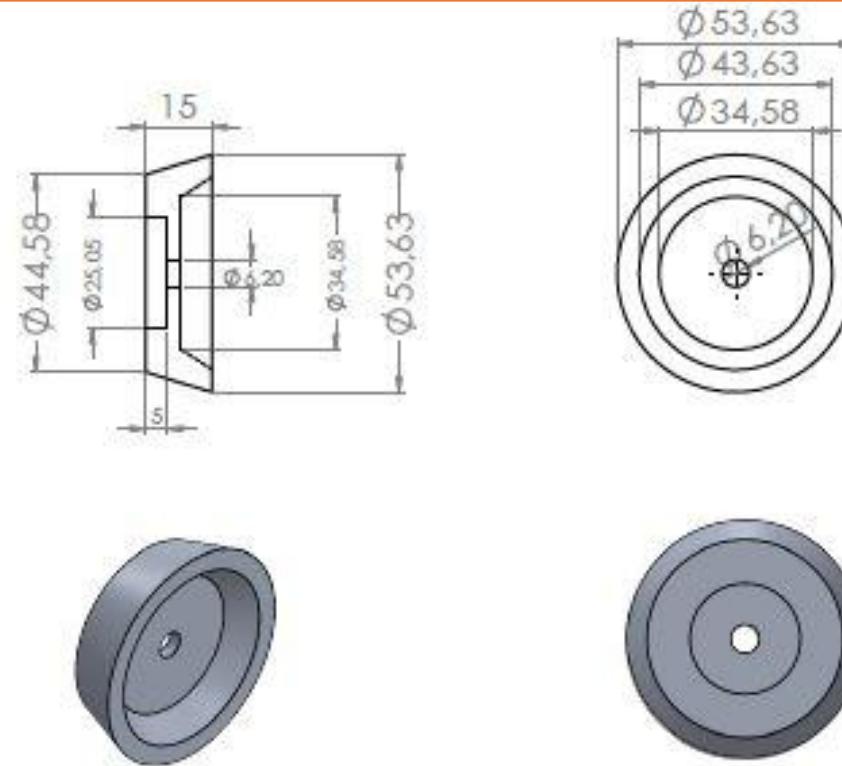


BURUN KONİSİ MEKANİK MONTAJ

1. PARÇA BOYUTLANDIRMASI

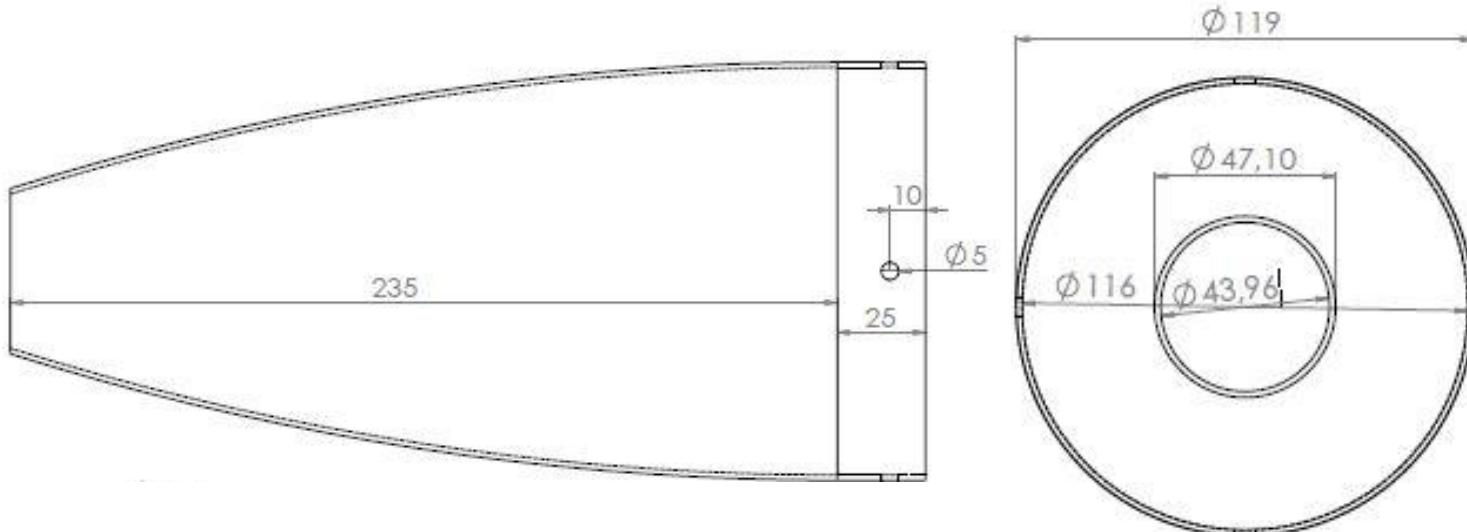


2. PARÇA BOYUTLANDIRMASI

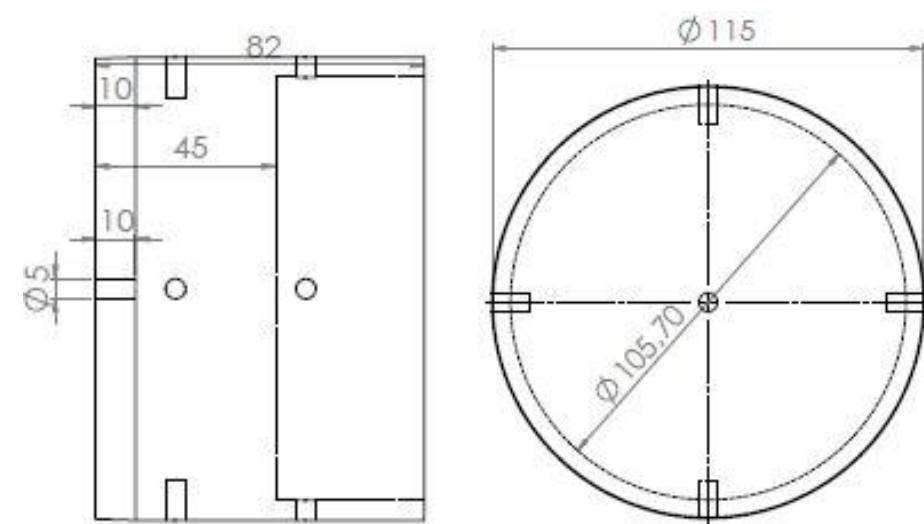


Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

3. PARÇA BOYUTLANDIRMASI



4. PARÇA BOYUTLANDIRMASI

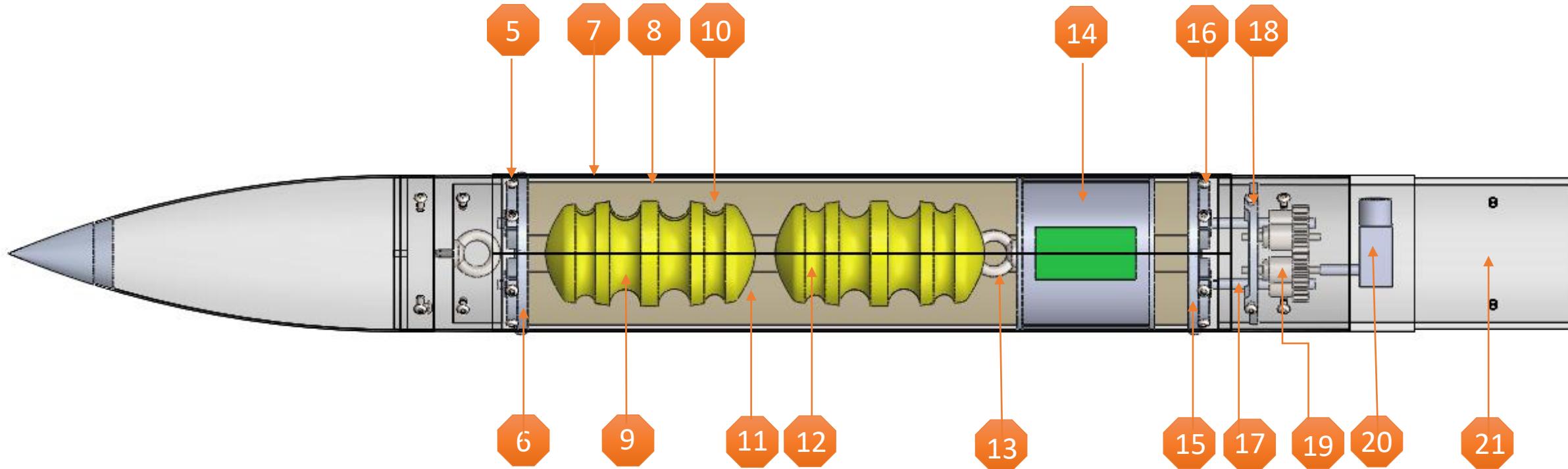




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



ÜST GÖVDE VE BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ MEKANİK GÖRÜNÜM

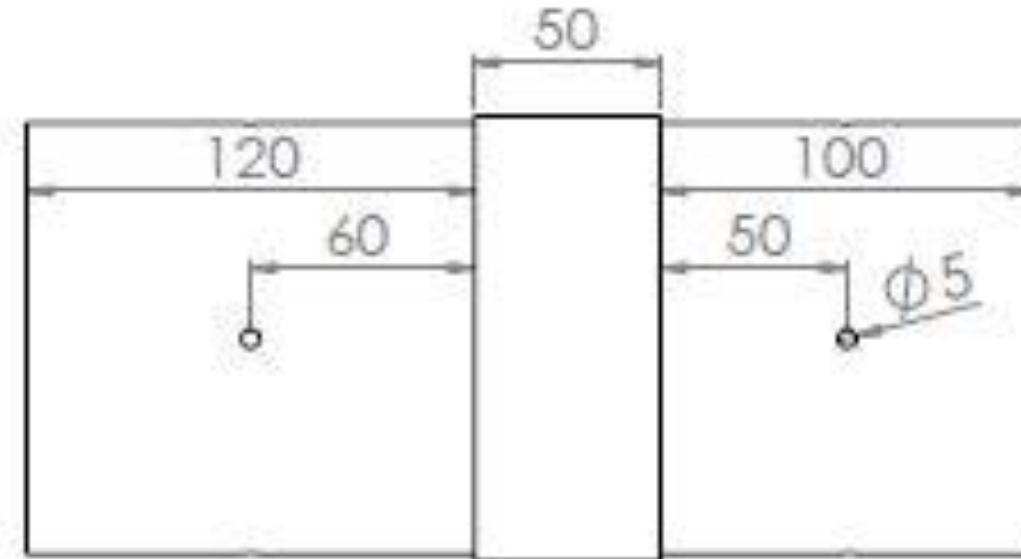
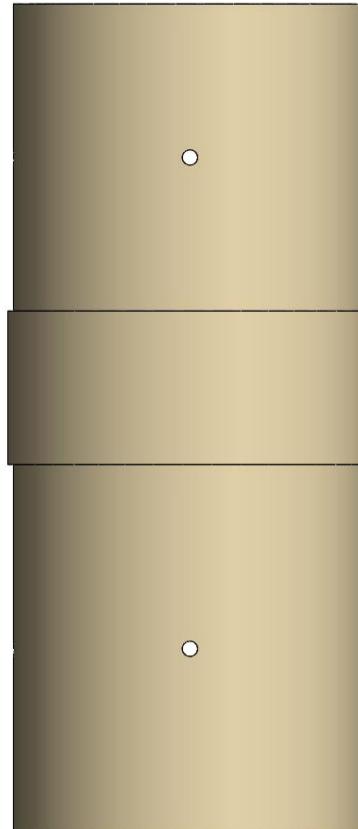




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



ENTEGRASYON GÖVDESİ BOYUTLANDIRMASI



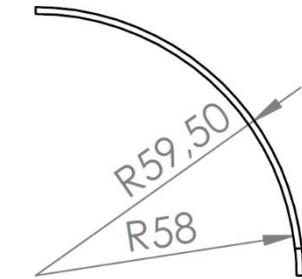
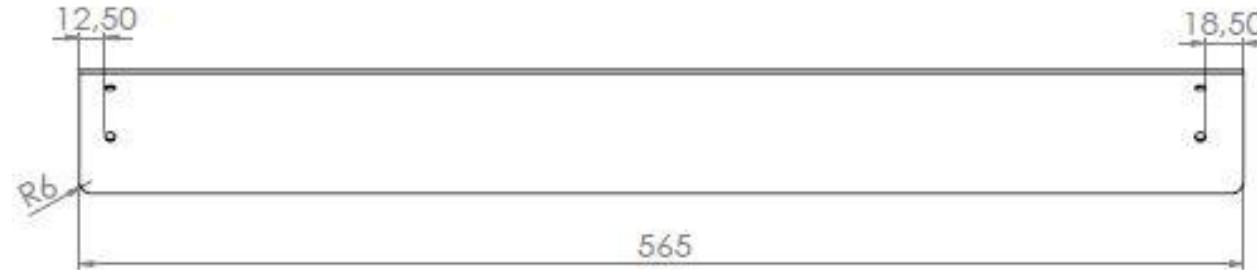


Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

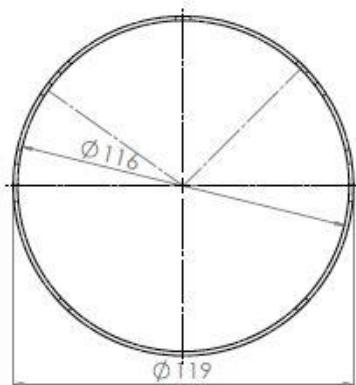
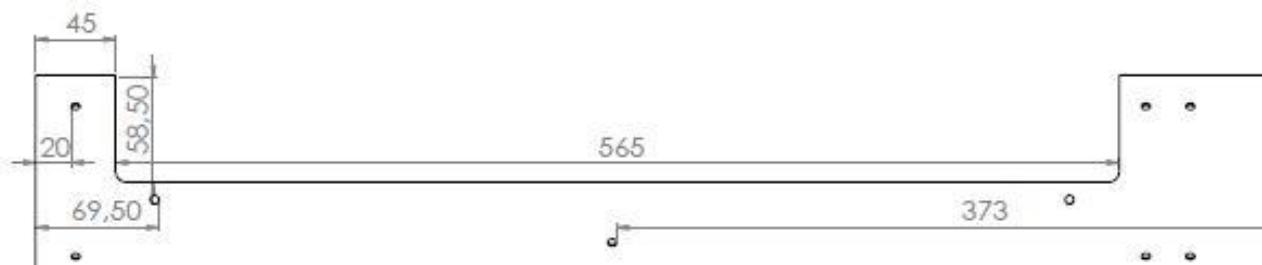


BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ ALT ELEMANLARI

KAPAKLARIN BOYUTLANDIRMASI



ÜST GÖVDE BOYUTLANDIRMASI

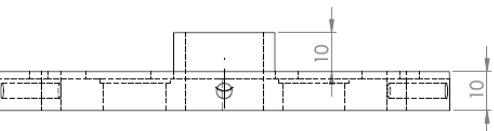
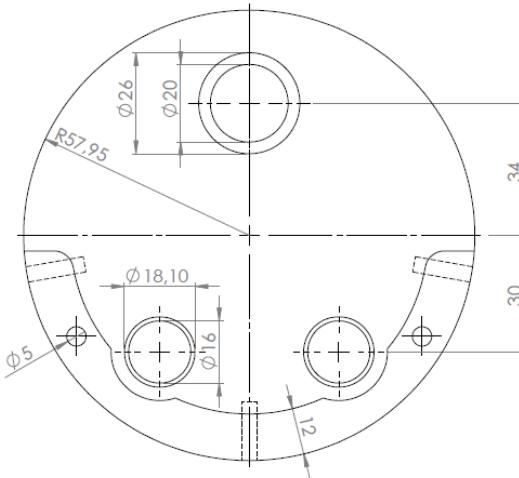




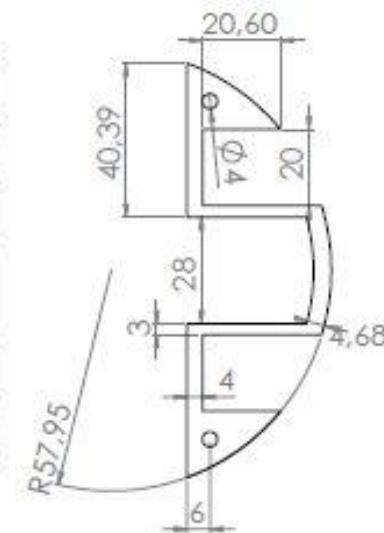
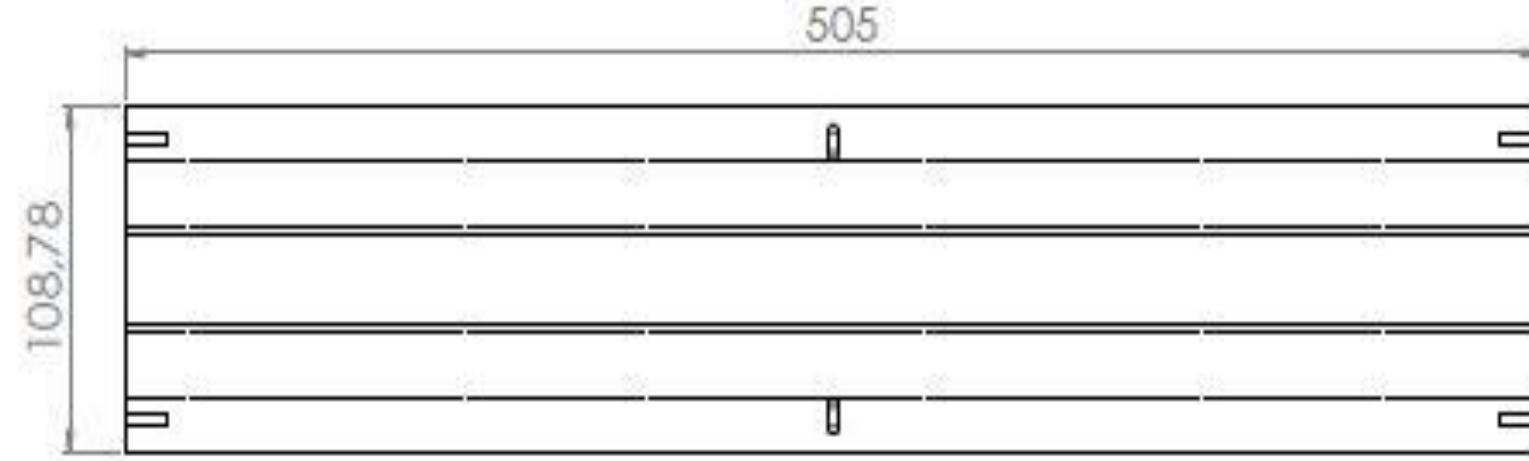
Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ ALT ELEMANLARI

6.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



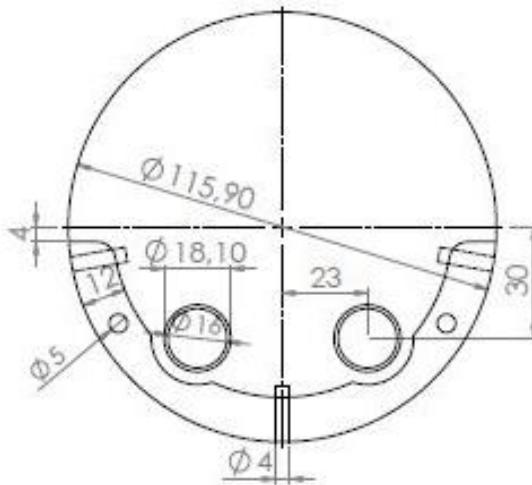
11.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



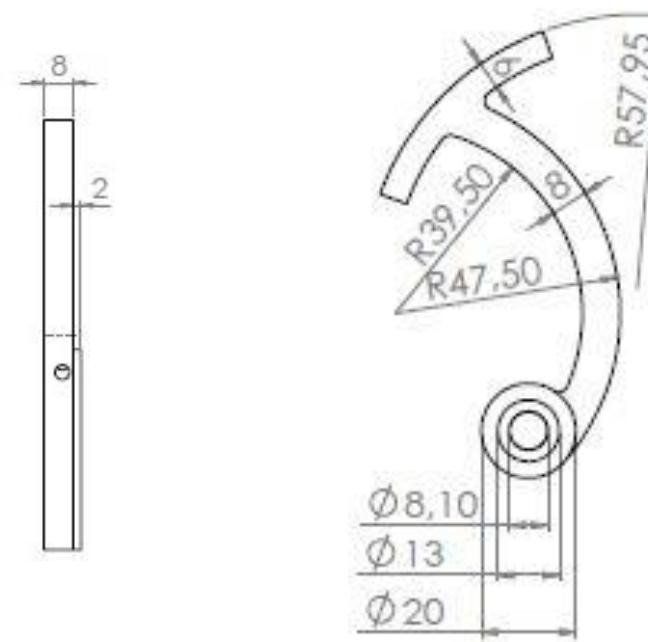
Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ ALT ELEMANLARI

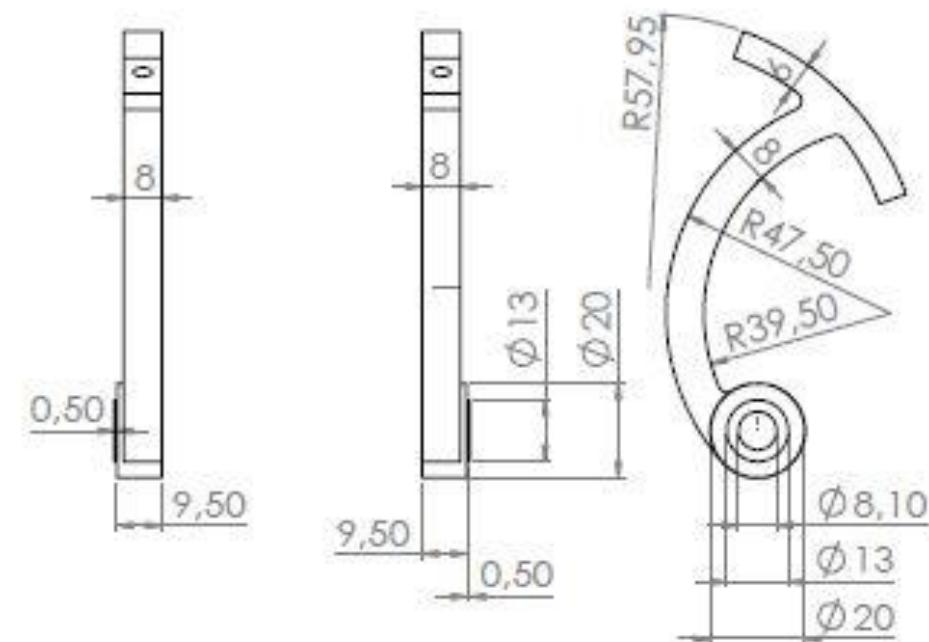
15.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



5.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



16.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



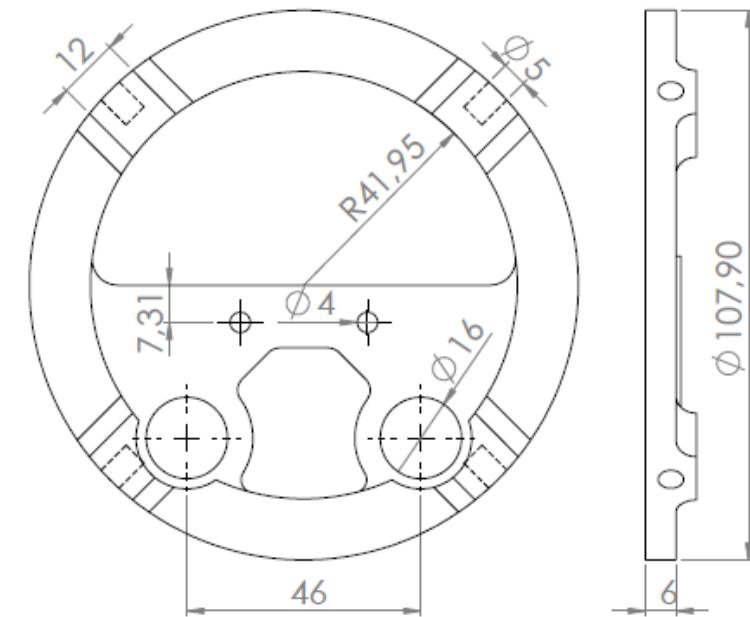


Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

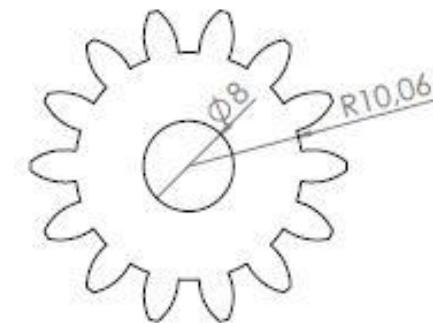


BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ ALT ELEMANLARI

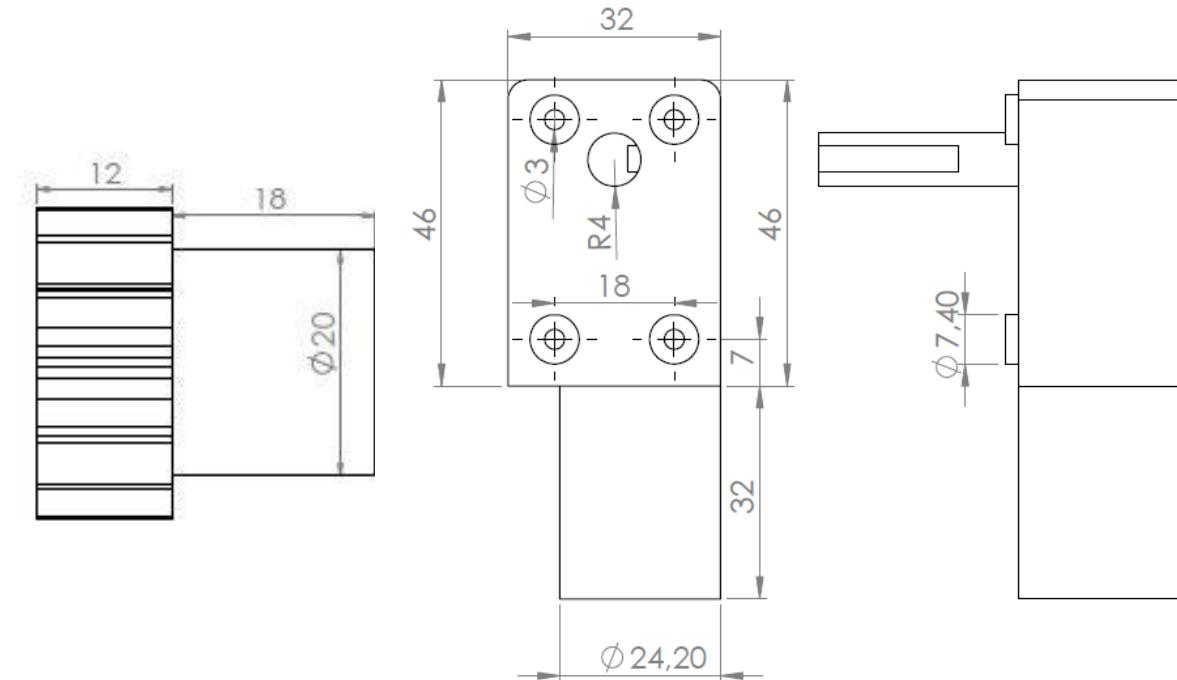
18.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



19.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



20.PARÇA BOYUTLANDIRMASI

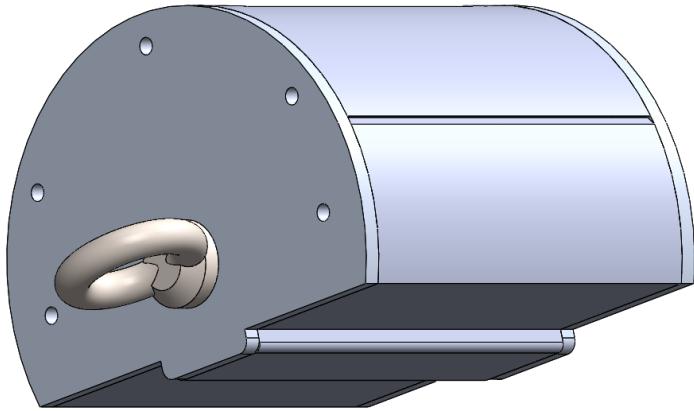
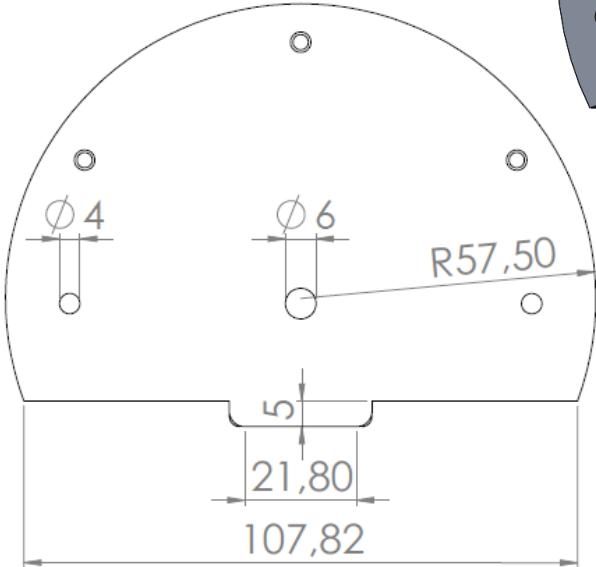
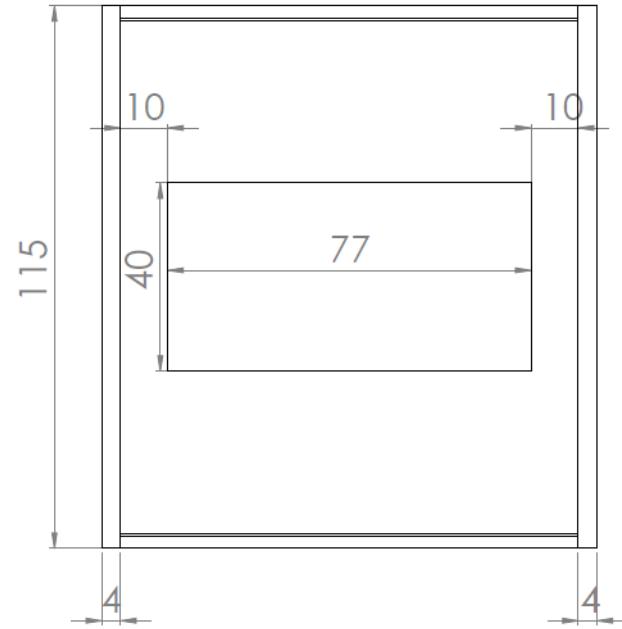
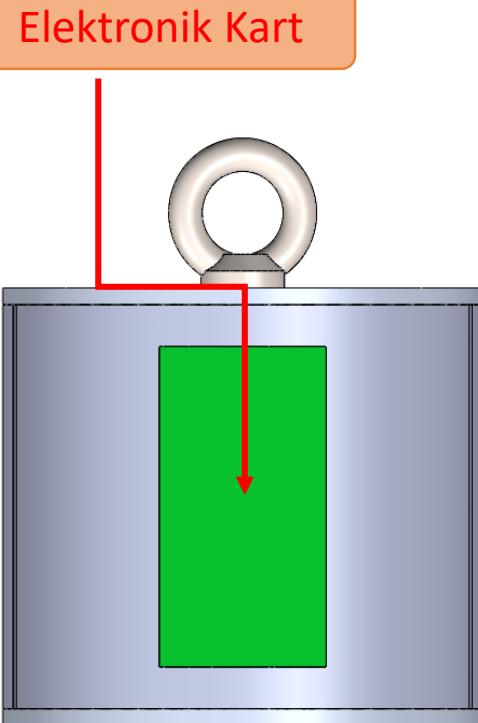




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



PAYOUT BOYUTLANDIRMASI



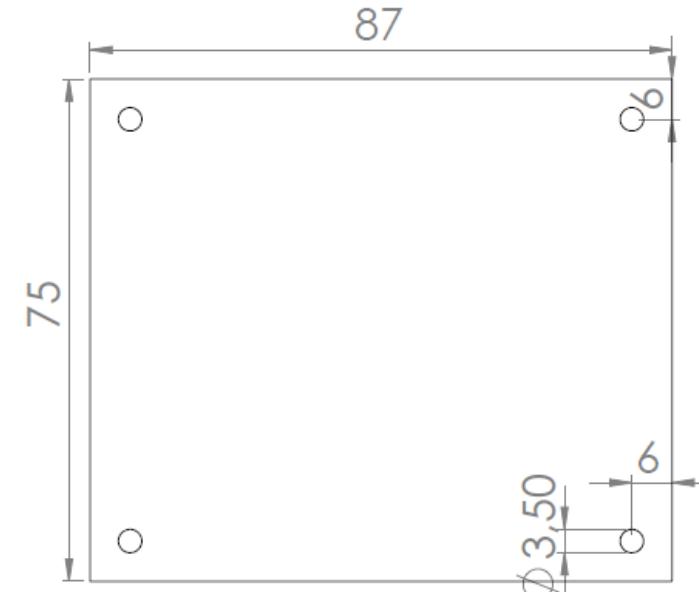
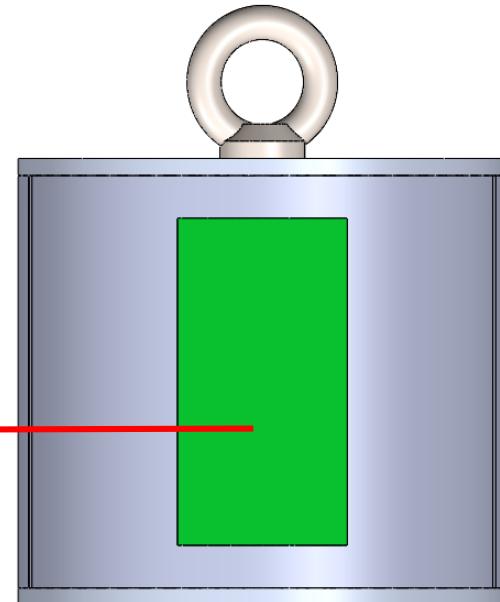


Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



FAYDALI YÜK(PAYLOAD) ELEKTRONİK KART BOYUTLANDIRMASI

Faydalı yük model uydudan şekilde tasarlanmıştır, içerisinde bulundurduğu elektronik kart sayesinde uçuş sırasında ölçtügü hız, yükseklik , ivme gibi değerleri yer istasyonuna göndererek haberleşmeyi sağlayacaktır. Faydalı yük şartnamede belirtildiği üzere 4 kg tasarlanmış olup üst gövde kapaklarının açılması ile roketten bağımsız bir şekilde kendi paraşütü ile yere inişi sağlanır.

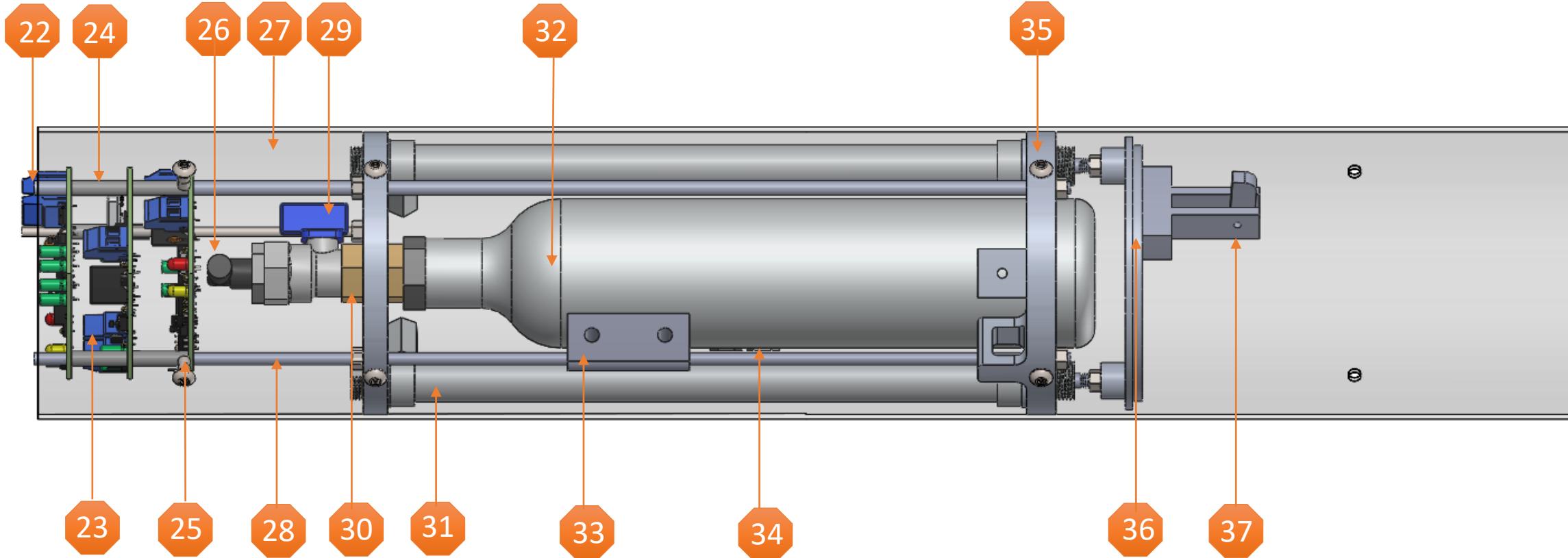




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



ORTA GÖVDE & İKİNCİL KURTARMA MEKANİZMASI GÖRÜNÜMÜ

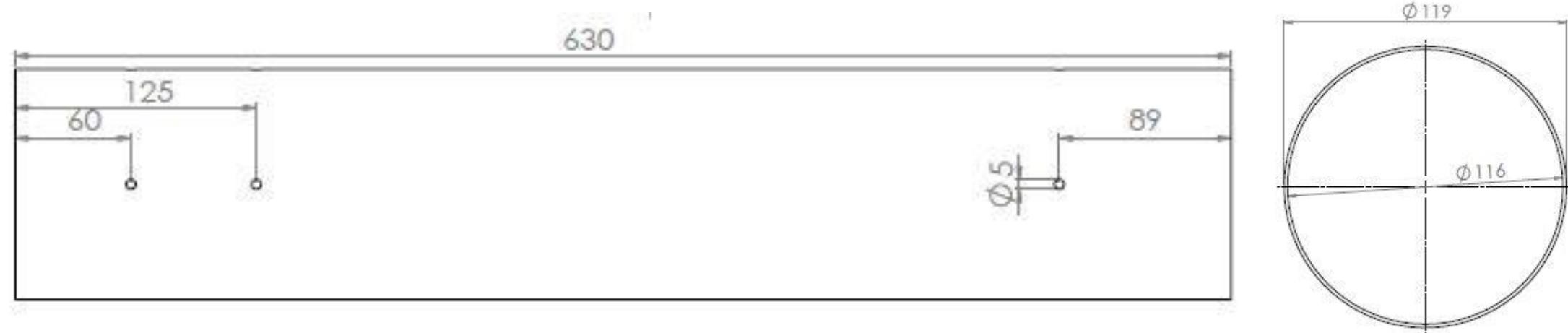




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

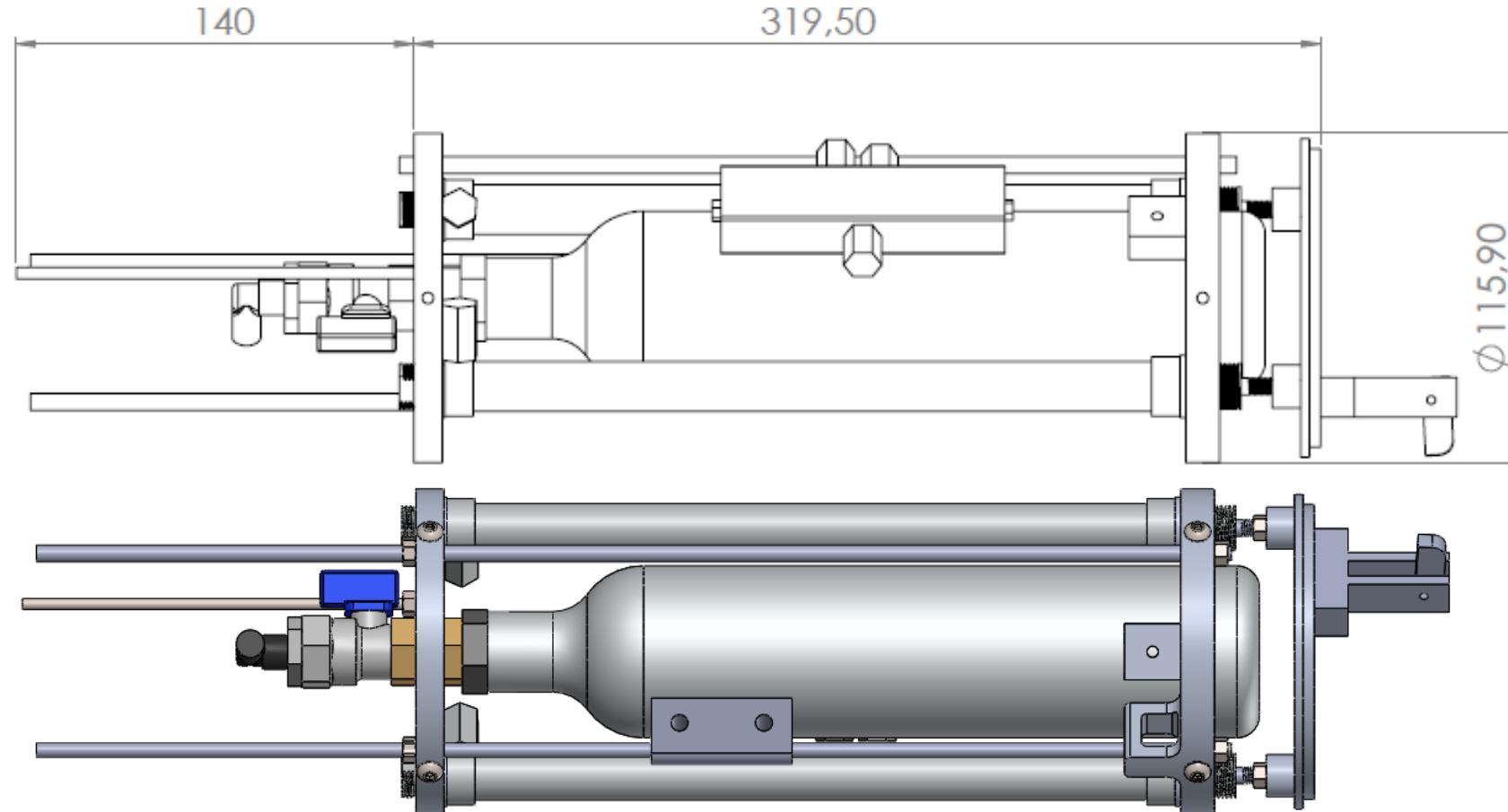


ORTA GÖVDE BOYUTLANDIRMASI



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

İKİNCİL PNÖMATİK KURTARMA MEKANİZMASI GÖRÜNÜMÜ



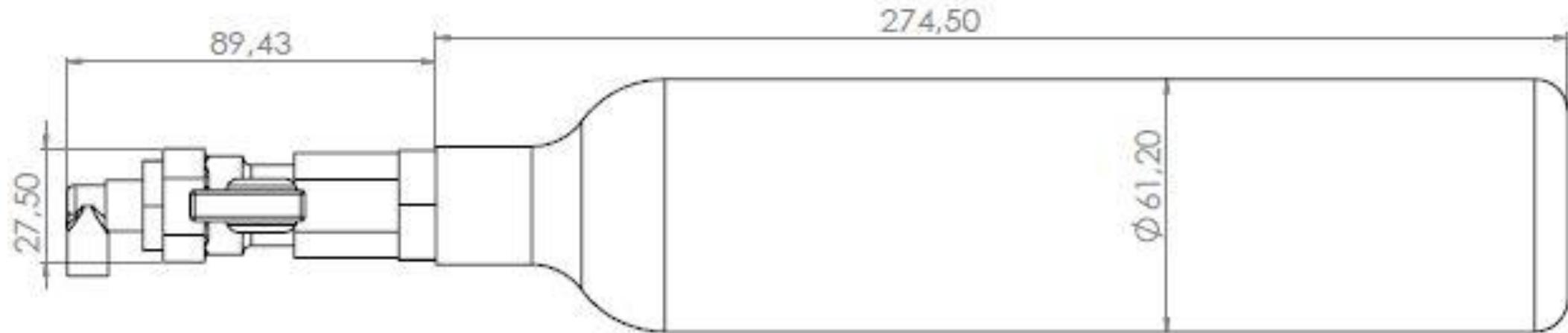


Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



İKİNCİL PNÖMATİK KURTARMA SİSTEMİ ALT BİLEŞENLERİ

TİCARİ BASINÇLI TÜP BOYUTLANDIRMASI

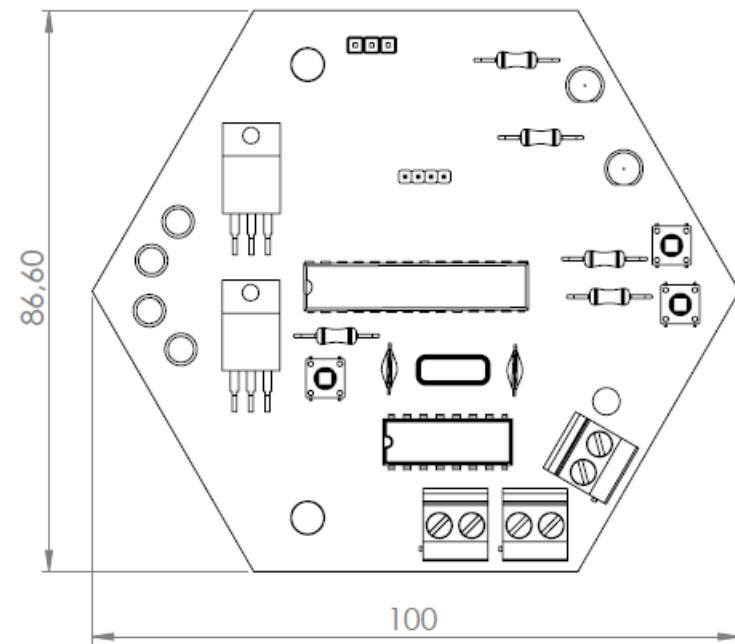
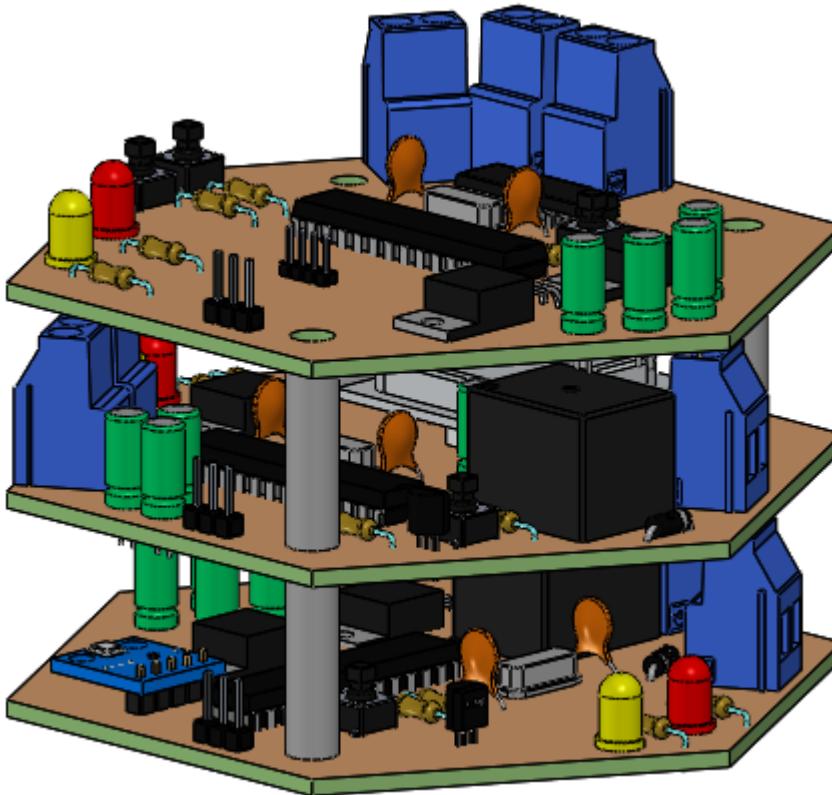




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



AVİYONİK SİSTEM BOYUTLANDIRMASI

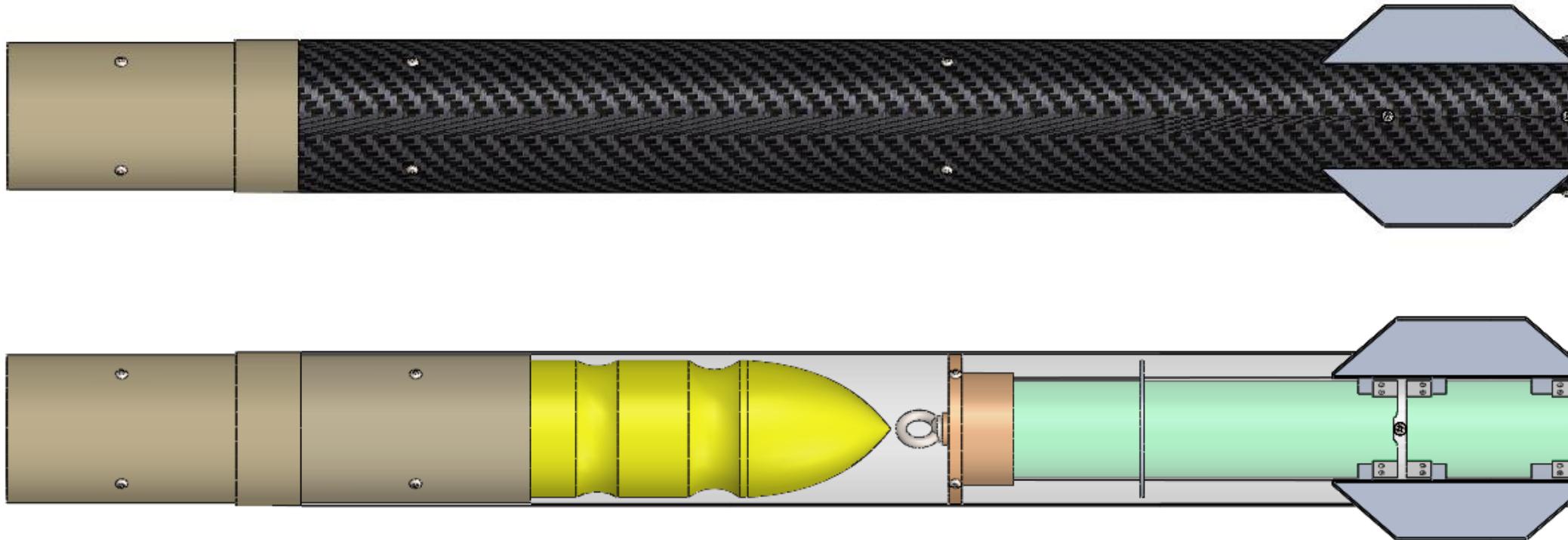




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



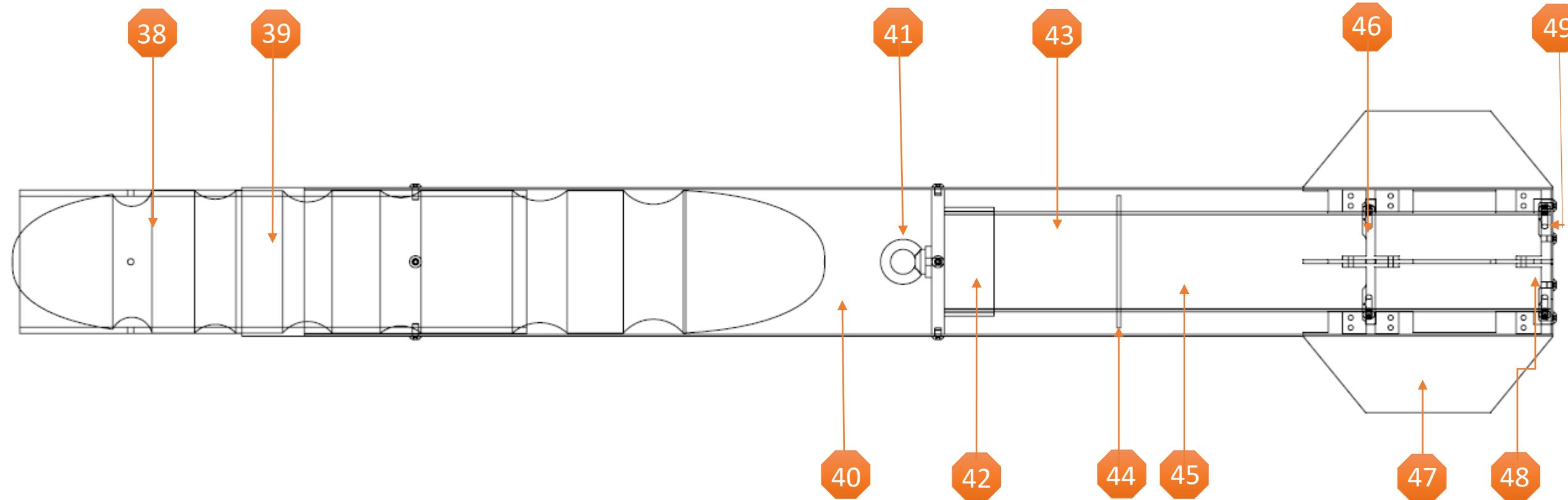
ALT GÖVDE MEKANİK GÖRÜNÜM





Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

ALT GÖVDE MEKANİK GÖRÜNÜM

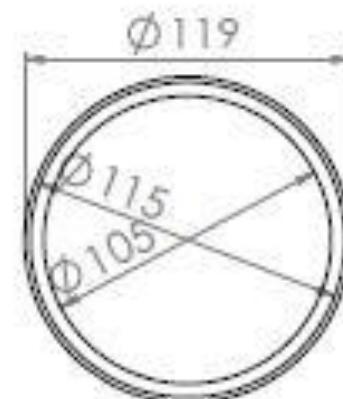
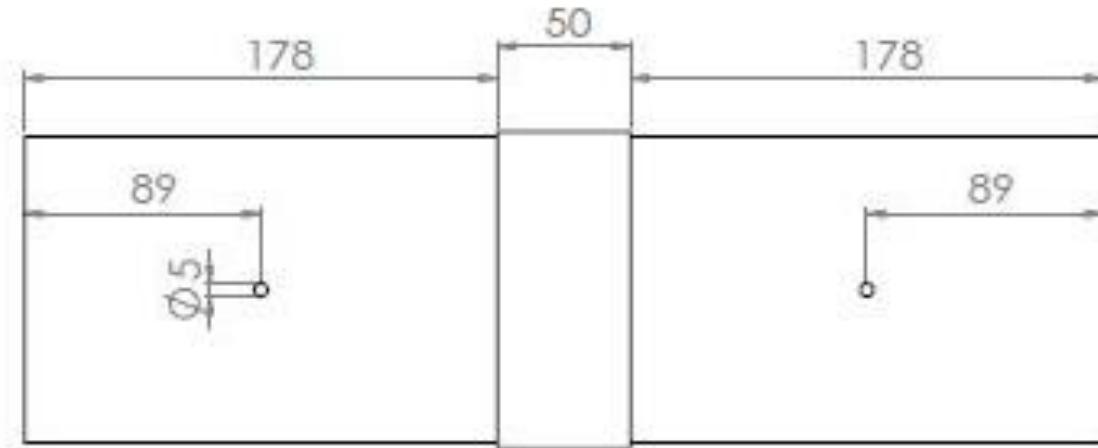
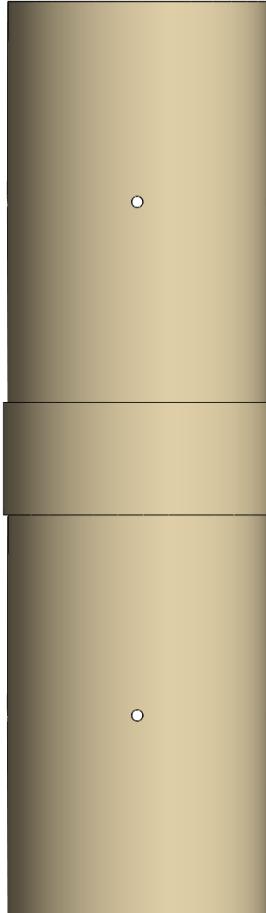




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



ENTEGRASYON GÖVDESİ

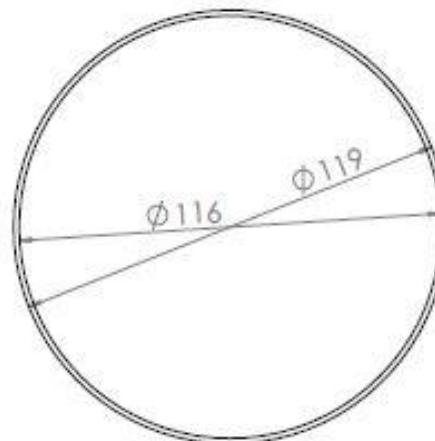
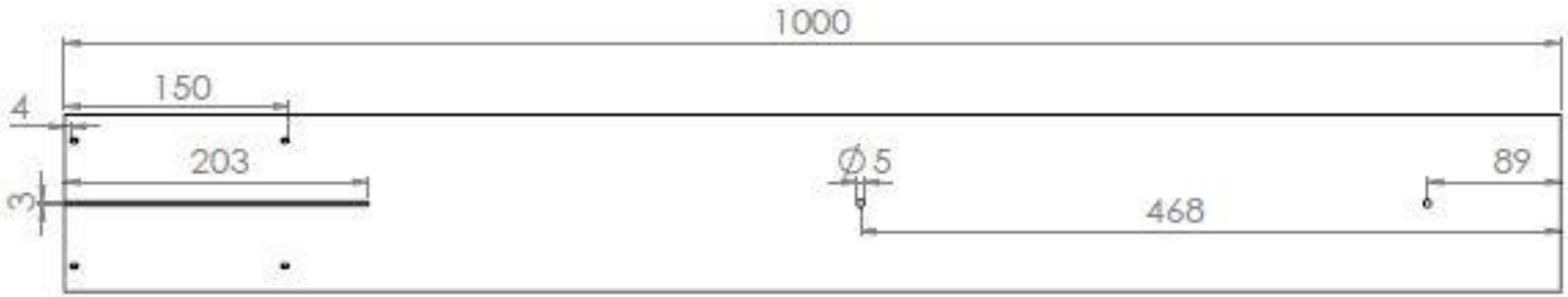




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



ALT GÖVDE MEKANİK GÖRÜNÜM

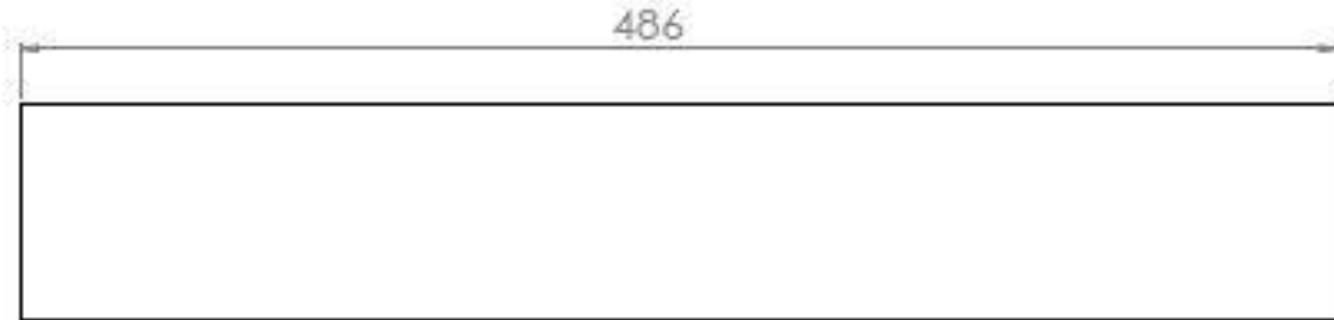
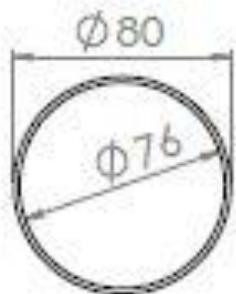




Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

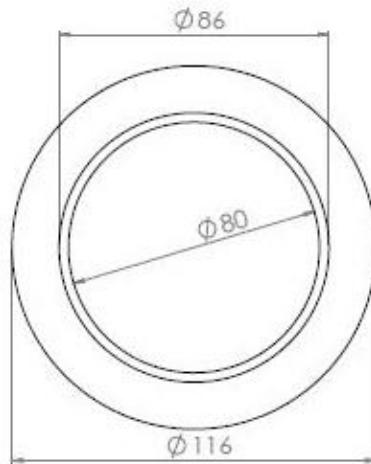
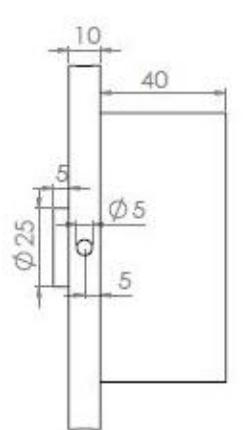


MOTOR KİLİFI BOYUTLANDIRMASI



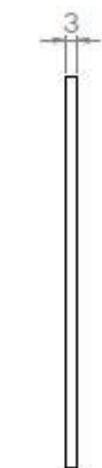
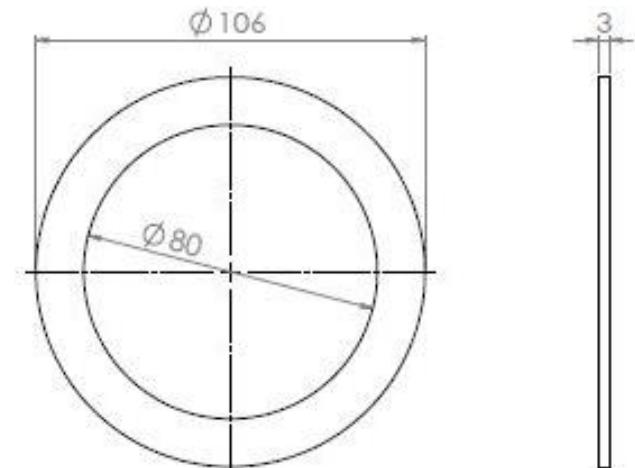
26.PARÇA

BULKHEAD BOYUTLANDIRMASI



27.PARÇA

BULKHEAD BOYUTLANDIRMASI



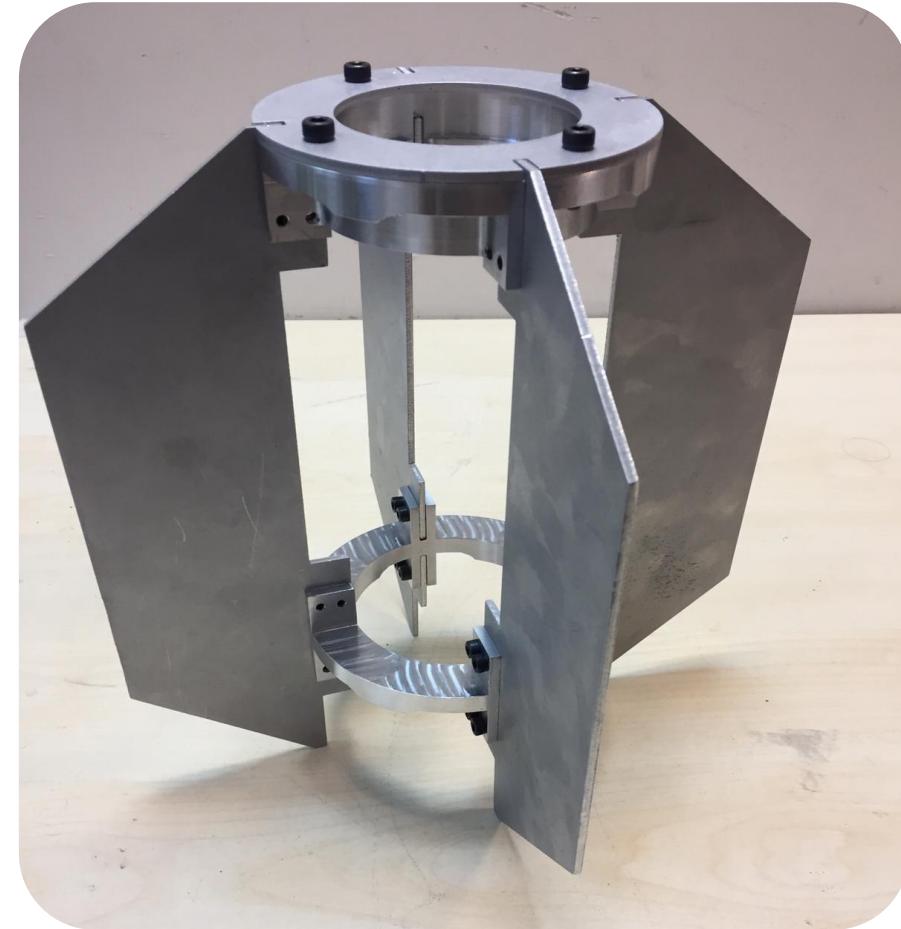
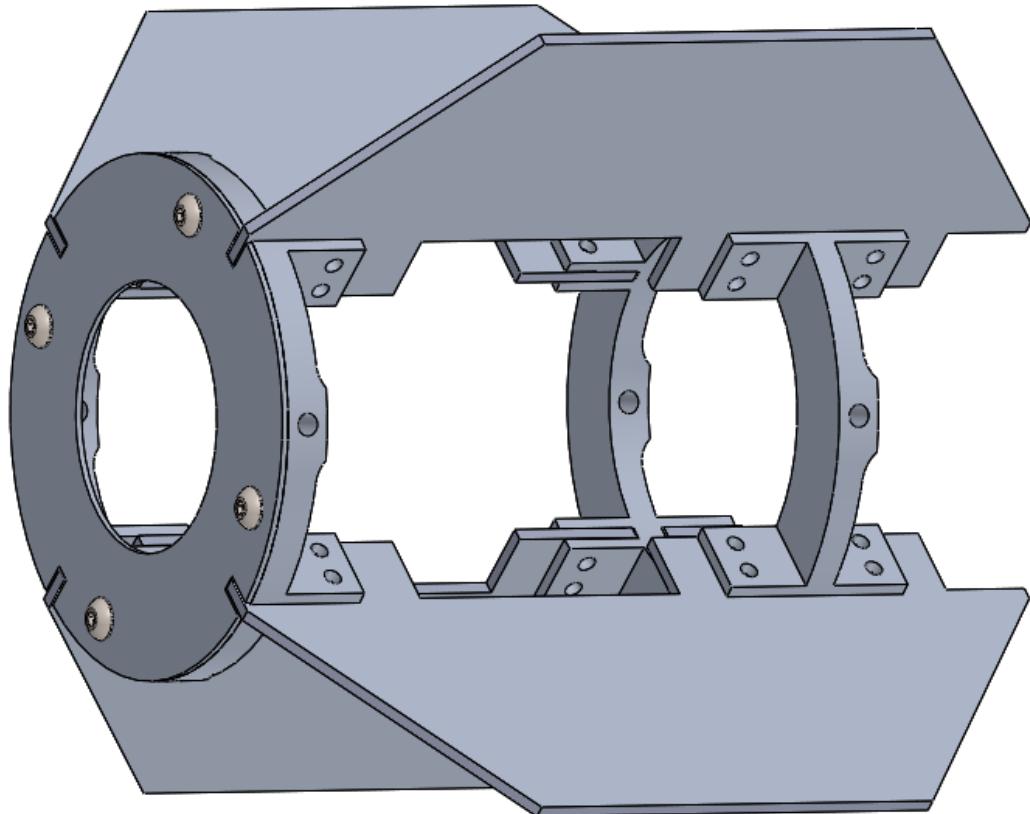
28.PARÇA



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



KANATÇIK MONTAJ GÖRÜNÜMÜ



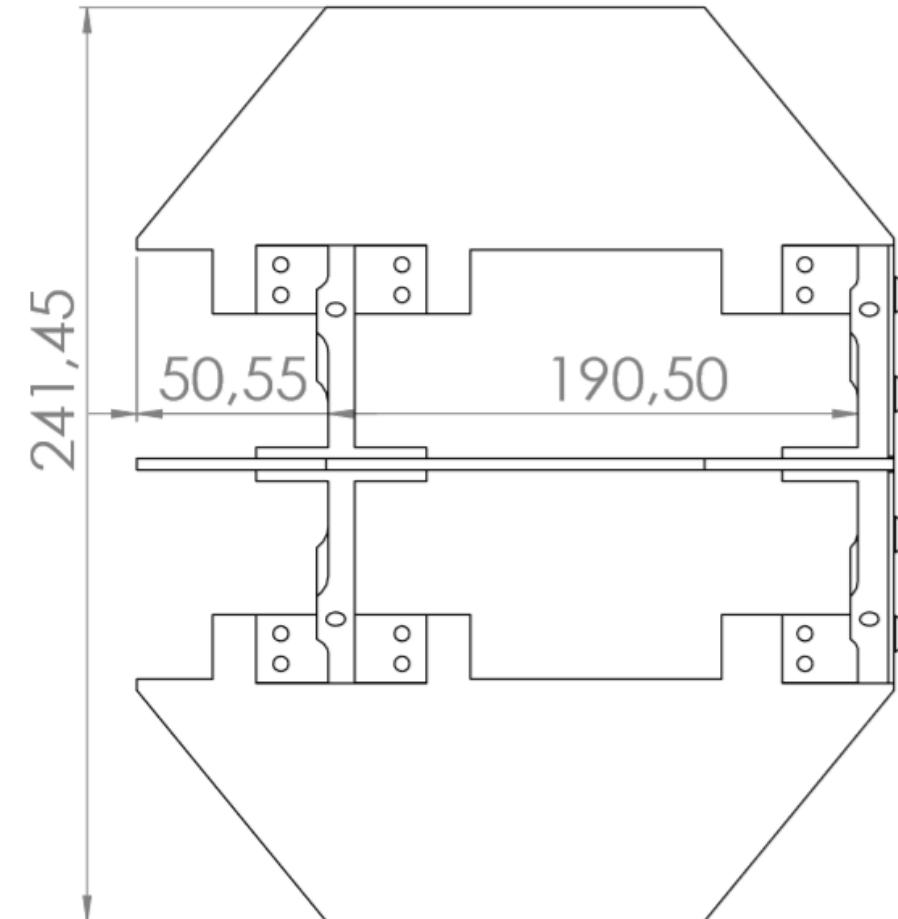
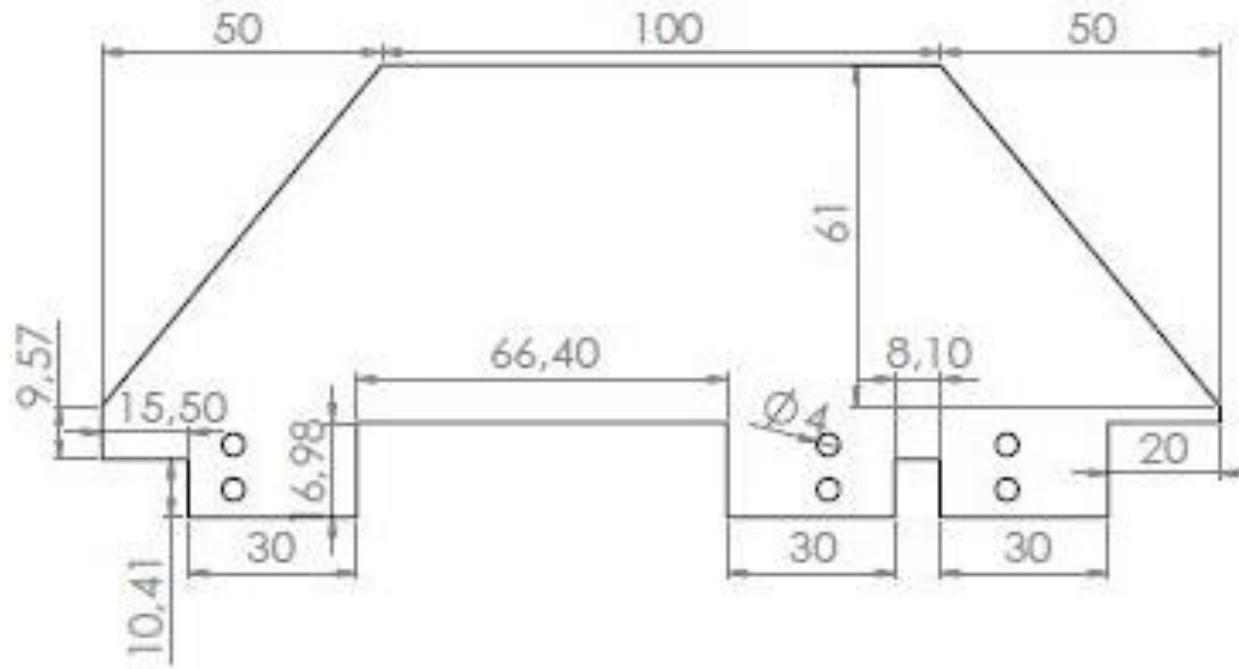


Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



KANATÇIK MONTAJ BOYUTLANDIRMASI

KANATÇIK BOYUTLANDIRMASI

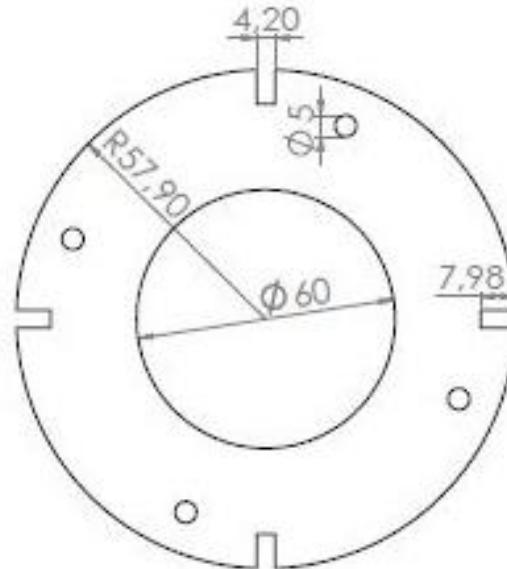
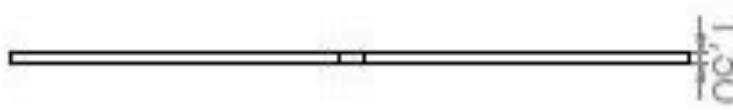




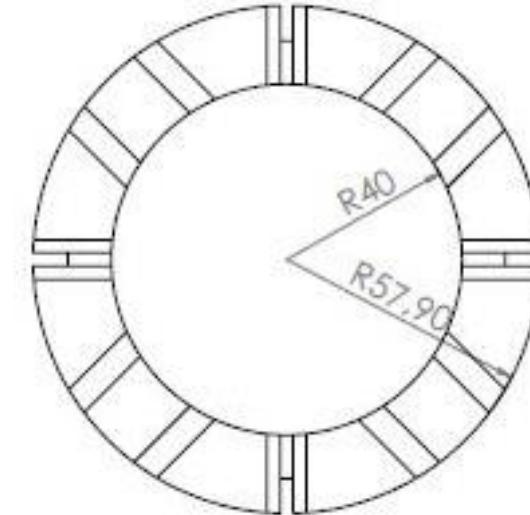
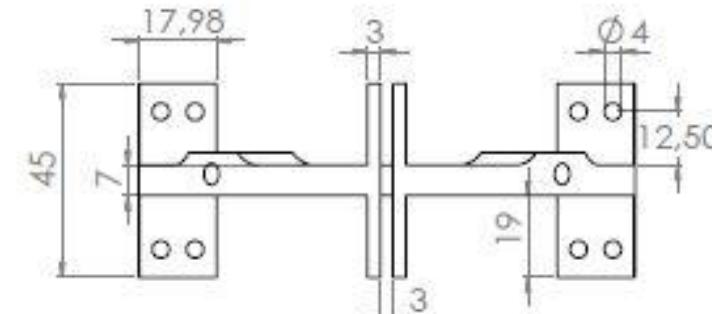
Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



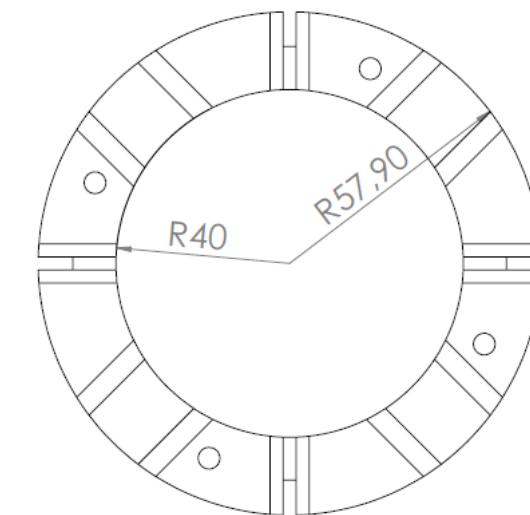
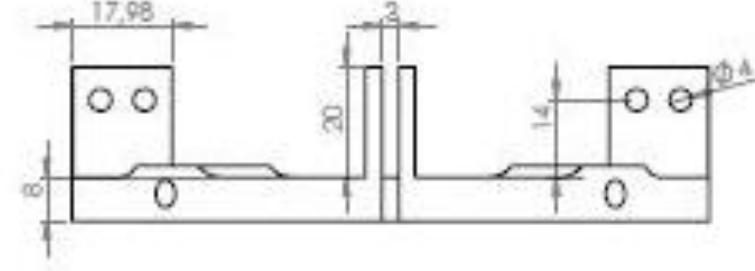
49.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



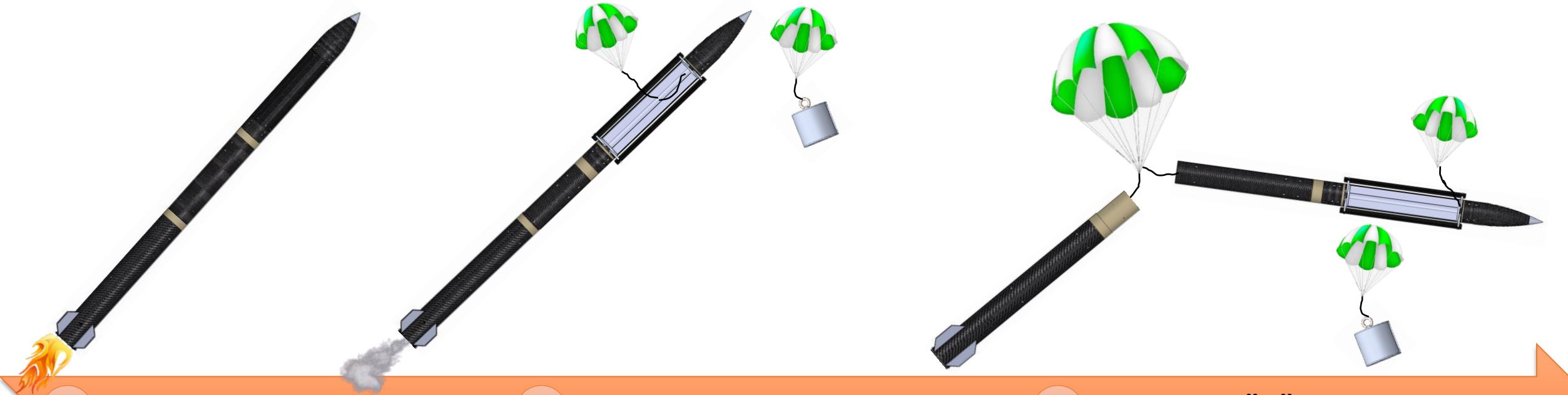
46.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



48.PARÇA BOYUTLANDIRMASI



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



1 ROKETİN ATEŞLENMESİ

Roket motorunun ateşlenmesiyle roketin 1500m hedef irtifaya çıkışması sağlanır bu esnada sıcaklık basıncı ivme, konum bilgileri yer istasyonuna aktarılır.

2 HEDEF İRTİFAYA ULAŞILMASI

Hedef irtifaya ulaşılmasıyla drag paraşütü açılır ve payload bırakılır. Drag paraşütü ana paraşüt açılana kadar dengeyi sağlar ve sürüklenme engellenir. Faydalı yük ayrı olarak kurtarılır.

3 ANA PARAŞÜTÜN AÇILMASI

Yere 500 m kala ana paraşüt açılır ve hız 7,22m/s'ye düşürülerek güvenli bir iniş sağlanır. Yere inen faydalı yükten alınan bilgilerle kurtarma işlemi tamamlanmış olur.



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



KULLANILAN MALZEMELER VE MEKANİK ÖZELLİKLERİ

7775 ALÜMİNYUM ALAŞIM MEKANİK ÖZELLİKLERİ

MALZEME	TEMPER	AKMA MUKAVEMETİ (MPA)MİN-MAX	ÇEKME MUKAVEMETİ (MPA)MİN-MAX	UZAMA (%50) MİN-MAX	SERTİK (BRİNEL) MİN-MAX
7075 ALÜMİNYUM	T8	90	150	26	45

KARBON KUMAŞ MEKANİK ÖZELLİKLERİ

YOĞUNLUK(p)	İSİ İLETKENLİK	ÇEKME MODÜLÜ	ÇEKME DAYANIMI	DÜŞÜK LİF ÇAPı	E.ÖZDİRENÇ
1,8 g/cm ³	20 W/M ² K	240 GPa	3450 – 4850 MPa	5 – 8	1650

KESTAMİT MEKANİK ÖZELLİKLERİ

TEMPER	AKMA MUKAVEMETİ (MPA)MİN-MAX	ÇEKME MUKAVEMETİ (MPA)MİN-MAX	ELESTİSITE	SERTİK (BRİNEL) MİN-MAX
1,15 g/cm ³	90	55-88	3800-4200	M88

FİBERGLASS MEKANİK ÖZELLİKLERİ

YOĞUNLUK(p)	ÖZGÜL MUKAVEMET	KOPMA UZAMASI	ÇEKME DAYANIMI	FİLAMENT ÇAPı	ISİL GEN. KATSAYISI
2,3 g/cm ³	1,3 – 1,4	3,3 – 4,8	3,4 – 3,5	5 - 14	5 - 6



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



PARÇA NO	PARÇA ADI	BİRİM KÜTLE (gr)	MALZEME	ADET
1	Burun konisi uç parçası	88	Alüminyum	1
2	Burun konisi ucu sabitleme parçası	52	Alüminyum	1
3	Burun konisi	210	Karbon fiber	1
4	Burun entegrasyon gövdesi	823	Kestamid	1
5	Birincil kurtarma sistemi sol kapak kolu	61	Alüminyum	2
6	Birincil kurtarma sistemi üst merkezleme halkası	223	Alüminyum	1
7	Kapaklı üst gövde	710	Karbon fiber	1
8	Birincil kurtarma sistemi sol kapak	206	Karbon fiber	1
9	Birincil(Drag) paraşüt	128	Ripstop naylon	1
10	Birincil kurtarma sistemi sağ kapak	138	Karbon fiber	1

Parça numaraları yukarıdaki yansılarda gösterilmiştir.



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



PARÇA NO	PARÇA ADI	BİRİM KÜTLE (gr)	MALZEME	ADET
11	Birincil kurtarma sistem gövdesi	419	Kestamid	1
12	Payload paraşütü	128	Ripstop naylon	1
13	M6 mapa	128	Dövülmüş Çelik	1
14	Payload	4000	Kurşun	1
15	Birincil kurtarma sistemi alt merkezleme halkası	235	Alüminyum	1
16	Birincil kurtarma sistemi sağ kapak kolu	50	Alüminyum	2
17	Birincil kurtarma M6 mili	310	Çelik	1
18	Dişli Merkezleme halkası	106	Alüminyum	1
19	Dişli çark	44	Kestamid	4
20	Worm Gear DC Motor	180	-	1
21	Sabit Entegrasyon Gövdesi	613	Kestamid	1

Parça numaraları yukarıdaki yansılarda gösterilmiştir.



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

PARÇA NO	PARÇA ADI	BİRİM KÜTLE (gr)	MALZEME	ADET
22	Birinci Aviyonik (BMP)	36	-	1
23	İkinci aviyonik (GPS)	30	-	1
24	M5 Gijon	100	Çelik	1
25	Üçüncü aviyonik (kontrolör)	21	-	1
26	Pnömatik hortum dirseği	10	-	1
27	Orta Gövde	620	Karbon Fiber	1
28	M5 Gijon	200	Çelik	2
29	Kelebek vana	70	-	1
30	Maşon	20	Pirinç	1
31	Kalem piston	394	-	2
32	Ticari basınçlı tüp	700	Alüminyum	1

Parça numaraları yukarıdaki yansılarda gösterilmiştir.



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



PARÇA NO	PARÇA ADI	BİRİM KÜTLE (gr)	MALZEME	ADET
33	Ticari tüp sabitleme parçası	16	Alüminyum	1
34	2/1 pnömatik valf	70	-	1
35	Pnömatik kurtarma sistemi alt merkezleme halkası	260	Alüminyum	1
36	Strok darbe diskı	175	Alüminyum	1
37	Kilit mekanizması	50	Alüminyum	1
38	Entegrasyon Gövdesi	874	Kestamid	1
39	Ana paraşüt	338	Ripstop nylon	1
40	Motor Gövdesi	980	Karbon fiber	1
41	M6 mapa	48	Dövülmüş Çelik	1
42	Bulkhead	404	Kestamid	1

Parça numaraları yukarıdaki yansılarda gösterilmiştir.



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



PARÇA NO	PARÇA ADI	BİRİM KÜTLE (gr)	MALZEME	ADET
43	Motor Kılıfı	276	Kestamid	1
44	Motor sabitleme halkası	31	Alüminyum	1
45	Motor	3448	-	1
46	Kanatçık üst montajlama halkası	141	Alüminyum	1
47	Kanatçık	92	Alüminyum	1
48	Kanatçık alt montajlama halkası	151	Alüminyum	1
49	Motor kapağı	50	Alüminyum	1
	TOPLAM	17957		

Parça numaraları yukarıdaki yansılarda gösterilmiştir.

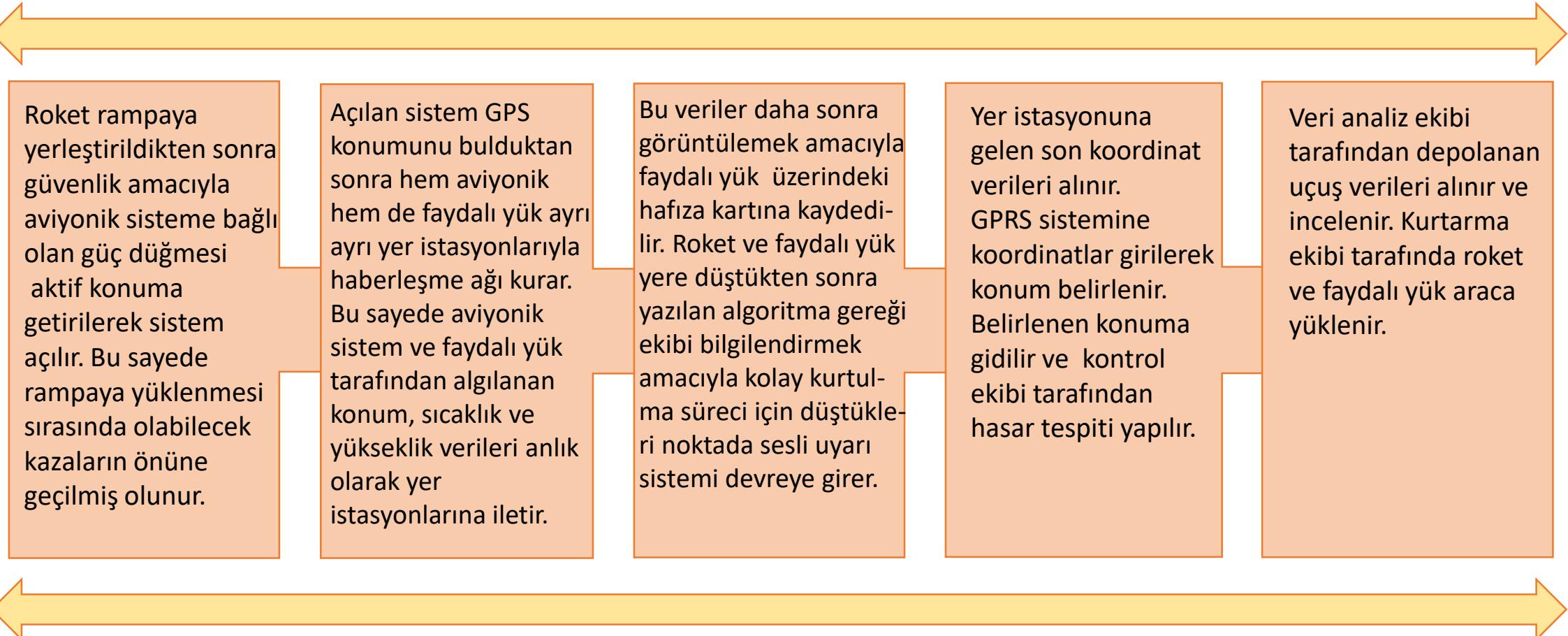


Operasyon Konsepti (CONOPS)



Operasyon Konsepti (CONOPS)

OPERASYON KONSEPTİ





Operasyon Konsepti (CONOPS)



	GÖREV DAĞILIMI	GÖREVİ YAPAN TAKIM ÜYELERİ
Roketin Rampaya Taşınması Motorun Yüklenmesi	Mekanik kontrol	Bahadır ÇAKIR , Mehmet AVCI
	Yer istasyonunun kurulumu	Muharrem TOPCU , Furkan Samed SAYIM
	Elektronik kontrol	Nevzat ÇAVDAR , Batuhan ECEVİT, Kübra kocakoç
	Yer istasyonu ve haberleşme kontrolleri	Muharrem TOPCU , Resul İNCE ,Batuhan ECEVİT
	Roketin son kontrolü	Bahadır ÇAKIR , Mehmet AVCI , Yusuf DELİBAŞ
Ateşleme Ekibi	Ateşleme sisteminin hazırlanması	Bahadır ÇAKIR , Yusuf DELİBAŞ
	Ateşleme yapılması	Kübra KOCAKOÇ , Büşra KOCAKOÇ ,Ece Miray KİŞLA
Kurtarma Ekibi	Arama kurtarma	Büşra KOCAKOÇ ,Kübra KOCAKOÇ ,Resul İNCE , Bahadır ÇAKIR , Nevzat ÇAVDAR , Muharrem TOPCU , Ece Miray KİŞLA , Mehmet AVCI , Batuhan ECEVİT , Furkan Samed SAYIM, Yusuf DELİBAŞ ,
	Roketin hasar kontrolü	Resul İNCE ,Bahadır ÇAKIR , Mehmet AVCI
	Toplanmış olan verilerin bir bellek yardımı ile hakemlere iletilmesi	Nevzat ÇAVDAR , Furkan Samed SAYIM



Roket Alt Sistemleri

Burun Konisi

BURUN KONİSİ

ALÜMİNYUM

Alüminyum talaş kaldırma yöntemi ile CNC, Eksantrik Pres, Freze işleme merkezinde imal edilebilir. Farklı serileri olmakla beraber burun konisi malzemesi olarak Al 7050 malzemesi kıyaslanmıştır. Al 7050 yüksek gerilim altında mukavemetinin çok yüksek olmasıyla bilinmektedir. Ve çeşitli ısıl işlemlerle sertliği yükseltilebilir.

Alüminyumun şekil alma kabiliyeti yüksek ve ömrü uzundur. Ayrıca yüksek sıcaklıklara dayanıklıdır. Fakat, karbonfibere göre yoğunluğu yüksektir. Bu da roket ağırlığının yükselmesine dolayısıyla istenen irtifaya ulaşamamasına sebep olmaktadır. Tüm bu sebeplerden ötürü burun konisinin alüminyum malzemeden yapılmaması kararı alınmıştır.

Burun konisi üretimi tamamlanmış olup, burun konisinin yapıldığı malzeme olan karbonfiber ile ilgili gerekli testler yapılmış olup 56. yansında açıklanmıştır.

KARBONFİBER

Karbonfiberin üretiminde orlon, naylon , katran , ve diğer kimyasallar kullanılmaktadır.

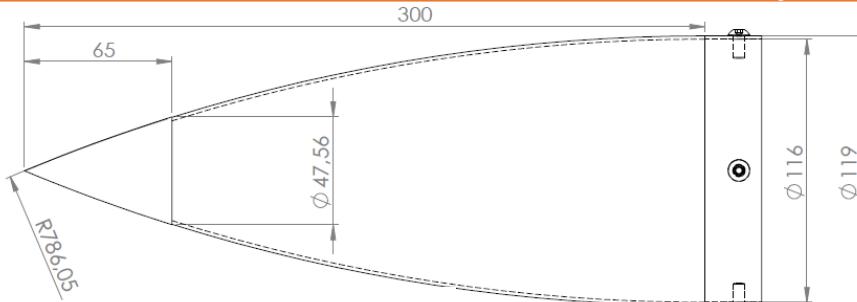
Düşük yoğunlukta olduğu için hafiftir, korozyon direnci yüksektir ve üretim yöntemi kolaydır ayrıca düşük sürtünme katsayısına ve yüksek mukavemete sahiptir. Karbonfiber hafif bir yapıya sahip olduğu için roket hızındaki ani değişimeler ve hız kontrolleri için uygun bir materyaldir. Üretilerek olan burun konisinin elle yatırma yöntemiyle üretilmesine karar verilmiştir. Bu yöntem roketin yüksek mukavemete sahip olması için önemli bir faktördür. Karbonfiberi elle sarma burun konisini tek parça halinde üretmek için ideal bir yöntemdir. Ek olarak karbonfiber alüminyumdan 2 ila 5 kat daha serttir.

Tüm bu olumlu özelliklerinden dolayı burun konisi malzemesi karbonfiber olarak seçilmiş ,testleri yapılmış ve üretimi gerçekleştirılmıştır. Zaman çizelgesi takvimde gösterildiği üzere gerçekleştirılmıştır.

Burun Konisi

BURUN KONİSİ TASARIMI

TANJANT OJİV HESAPLAMASI VE ÇİZİMİ



$$\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R}$$

$$\rho = \frac{119^2 + 300^2}{2 * 119}$$

Tanjant ojiv daireden kesit alınarak elde edilen bir şekildir. Tanjant ojiv formu kolay oluşturabildiği için tasarım aşaması hızlanır. Ayrıca 0,5 ve daha yüksek mach hızlarının da direnç katsayısını ve direnç kuvvetlerini azaltmaktadır.

Üretim ve test planları detaylı olarak takvim yansısında verilmiştir.

ÜRETİM SÜRECİ



İlk olarak pigment katkılı jelkotlar (CE) kalıp yüzeyine fırça ile uygulanır. Jelkot sertleştiğinde takviye malzemesi tabakaları jelkotun üzerine yerleştirilir ve reçine elle kalıba uygulanır. Reçine sertleşene kadar rulolama işlemine tabi tutulur ve laminant tabaka arasındaki kabarcıklarını giderir. Karbonfiber kumaşı 2mm kalınlığa sahip olacak şekilde sarılmıştır. Daha sonra oda sıcaklığında sertleştirilir. Son olarak yüzeyi pürüzsüzleştirmek için zımparalanarak cilalanmıştır.



Kurtarma Sistemi



BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ İLE YAYLI KURTARMA SİTEMİ KARŞILAŞTIRILMASI

KARAR VERİLEN BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ

Sistemde kuvvet dişlilerle iletildiğinden dolayı yüksek tork elde edilir.

Ayrıma işlemini ger - çekleştirecek motorun temini kolaydır.

Sistem mekanik ola - rak motor ile tahrik edileceğinden daha istikrarlı davranışır.

Sistem uzun ömürlüdür ve mek - anik elemanlar hiçbir ek kuvvete maruz kalmadan güvenli çalışır.

Açılma sırasında oluşan rüzgar kuvveti sayesinde paraşüt ve faydalı yük dışarı çıkar. Bu sayede ek mekanizma kullanılı - maz.

YAYLI KURTARMA SİSTEMİ

Kuvvet yayın depoladığı potansiyel enerji kadardır.

Sistem için gerekli ol - an kuvveti sağlayacak yayın bulunabilirliği ve üretimi zordur.

Sistem de kullanılan yaylar fazla kuvvette deformasyona uğra - yacağından sistem uzun ömürlü olmaz.

Yayların deforma - yona uğramasından dolayı sistem güvenir - liği düşüktür.

Sistemin istenilen irtifaya çıkması süre - since oluşabilecek titreşim, kuvvet gibi bozucu etkilerden daha fazla etkilenir.



Kurtarma Sistemi

İKİNCİL KURTARMA SİSTEMİ İLE YAYLI KURTARMA SİTEMİ KARŞILAŞTIRILMASI

KARAR VERİLEN İKİNCİL KURTARMA SİSTEMİ

Ticari basınçlı tüp güvenli basınç değeri göz önünde bulundurularak farklı seviyelerde kuvvet elde edilebilir.

Kullanılan net kuvvet silindirlerin konumu sayesinde merkezdedir.

Sistemin kullanımı yaylı sisteme göre çok daha kolaydır.

Pnömatik sistemde ortam havası kullanıldığından sistem temiz ve güvenilirdir.

YAYLI KURTARMA SİSTEMİ

Kuvvet yayın depoladığı potansiyel enerjiden kazanıldığından dolayı kullanımı sınırlıdır.

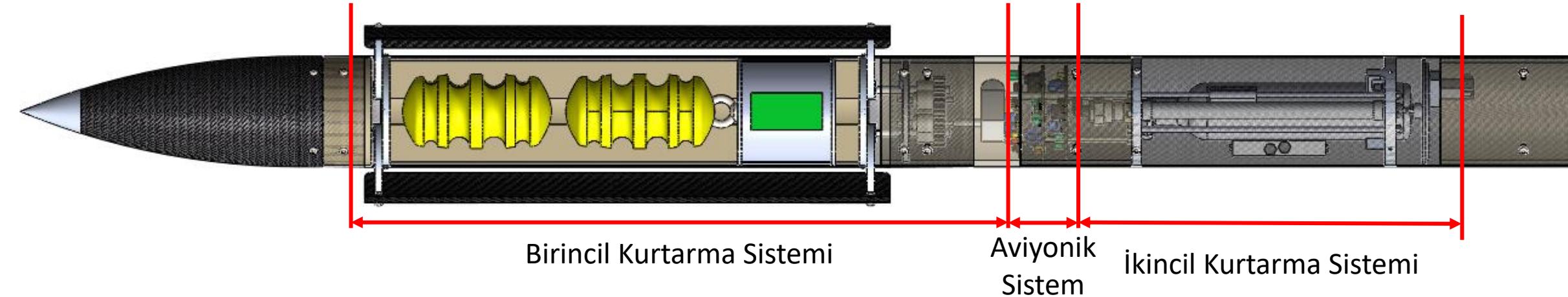
Darbe diskinde tek bir noktadan uygulanan kuvetten dolayı net kuvvet merkezde değildir bu nedenle kurtarma sisteminde aksaklığa neden olur.

Deformasyona uğrayan yayın yerine yeni yay bulmak zordur. Ayrıca yay deform olabileceği için güvenilir bir sistem değildir.

Mekanik sistem içerisindeki millerin yağlanması gereğinden bakımı zor ve güvenirligi birincil sisteme göre düşüktür.

Kurtarma Sistemi

KULLANILMASI KARAR VERİLEN KURTARMA SİSTEMLERİ



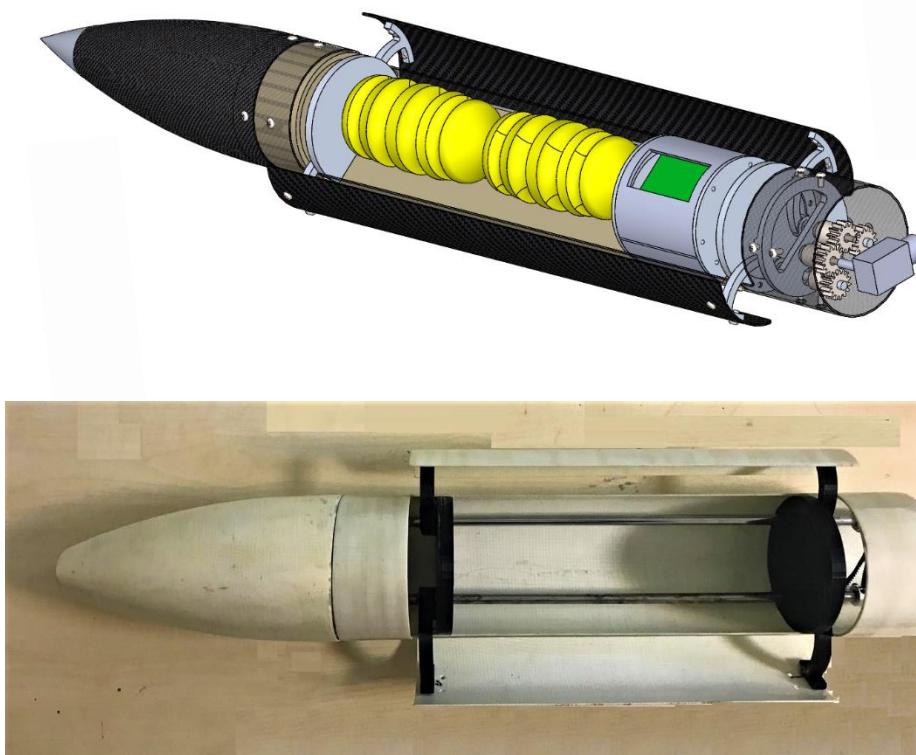
İkinci entegrasyon gövdesi içinde ikincil kurtarma sisteme millerle sabitlenen iki adet aviyonik mevcuttur. Hedef irtifa 1500m ye ulaşıldığında birinci aviyonik sistem kurtarma sistemine gerekli komutu vererek aktifleştirir. Bu işlemde drag paraşütünün açılmasını ve faydalı yükün gövdeden ayrılarak paraşütün açılmasını sağlar. 500m mesafeye inildiğinde Aviyonik kart ikincil kurtarma sistemine gerekli komutu vererek ana paraşütün açılmasını ve iniş hızının güvenli iniş hızı olan 9 m/s'nin altına düşürülmesi sağlanır. Birinci aviyonik sistem devreye girmediği taktirde emniyet amaçlı yerleştirilen ikinci aviyonik sistem devreye girerek yukarıda anlatılan işlemi gerçekleştirir. Aviyonik sistemler gövde rampaya yerleştirildikten sonra gövde üzerindeki buton ile aktifleştirilir.

Alçak irtifa roket projesinde iki adet kurtarma sistemi kullanılmasına karar verilmiştir.

Kurtarma Sistemi

KULLANILMASI KARAR VERİLEN KURTARMA SİSTEMLERİ

BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ



- Roket 1500m hedef irtifaya ulaştığında aviyonik sistem tarafından motora gerekli komut verilir , motor aktifleştirilir ve kapakları açılır. Kapakların açılmasıyla drag paraşütü, faydalı yük paraşütü ve faydalı yük gövdeden ayrılır.
- Yüksek basınç nedeniyle kapakların kontrol dışı açılmasını engellemek için worm gear redüktörlü DC motor seçildi. Bu sayede kapakların dışarıdan maruz kalacakları herhangi dış etkenler sonucunda istemsiz bir hareket yapması engellenmiştir.
- Paraşütler ve payload gövdenin dışına çıktığından iplerin gövde içinde takılması dolanması veya karışmasının önüne geçilmiştir.

Prototip test videosu testler kısmasına eklenmiştir.



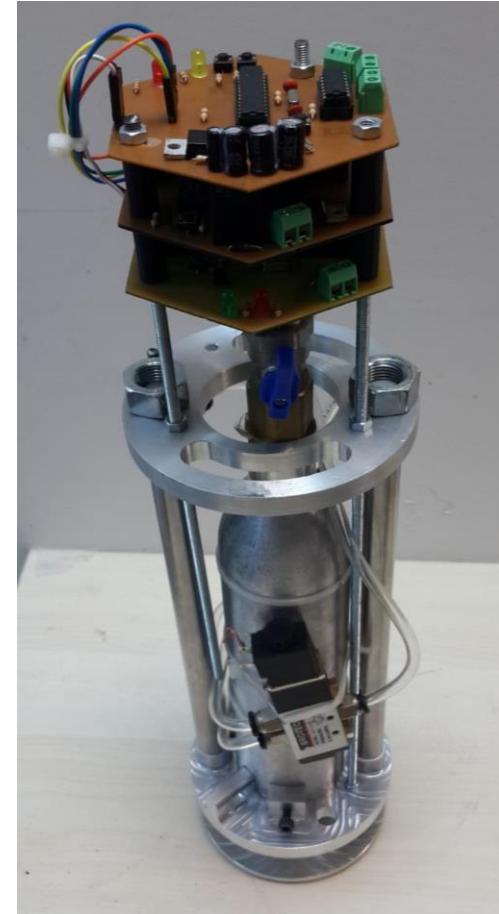
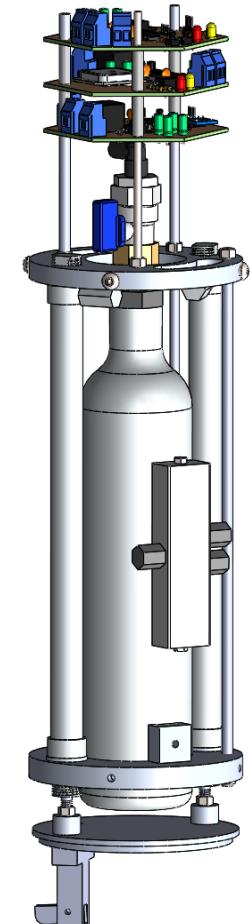
Kurtarma Sistemi



KULLANILMASI KARAR VERİLEN KURTARMA SİSTEMLERİ

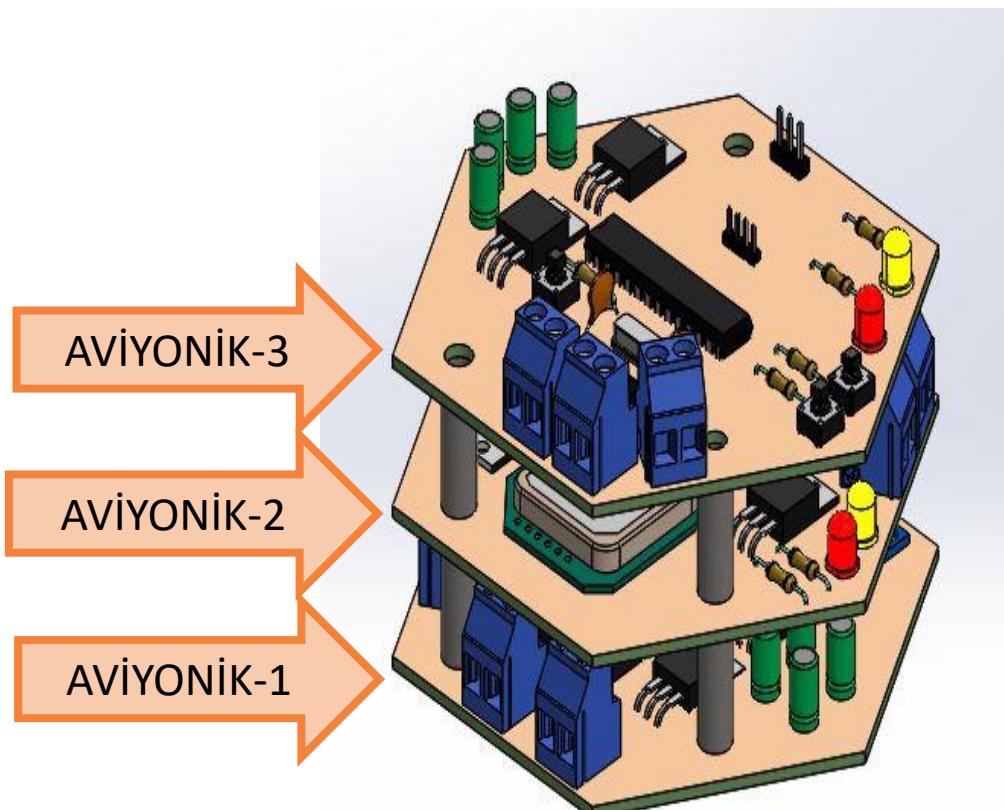
İKİNCİL KURTARMA SİSTEMİ

- İkinci kurtarma sistemi ana paraşütü açmak için kullanılan sistemdir. 2 adet çift etkili silindir piston 1 adet 2/1 yay geri getirmeli selenoid valf ve 250 bar basınçda dayanıklı ticari basınçlı tüp kullanılarak oluşturulmuştur.
- Roketin yere inişi sırasında yere 500 metre kala aviyonik sistem etkinleşerek selenoid valfi tetikler. Valfin tetiklenmesi ile kalem pistonlara 10 bar basınçlı hava aktarılır ve pistonların açılması sağlanır. Pistonlar bağlı olduğu strok darbe diskini büyük bir kuvvetle iterek entegrasyon gövdesini orta gövdeden ayırır alt gövdede bulunan ana paraşütün açılmasını sağlar. Gövdelerin ayrılmasıyla alt gövdenin içinden çıkararak açılan ana paraşüt, roketin hızını 7,22 m/s'ye düşürerek güvenli bir iniş yapılmasını sağlar. Sistemde kullanılan silindirlerin darbe diskinde veya gövde içerisinde herhangi bir kastırma veya dengesizlige yol açmaması için aynı strok boyunda olmalarına dikkat edilmiştir.
- Uçuş esnasında gerçekleşecek sarsıntılarından dolayı istemsiz açılma vb. gibi sorunları engellemek için strok darbe diskine bir kilit mekanizması entegre edilmiştir.



Aviyonik

GENEL AVİYONİK GÖRÜNÜMÜ



AVİYONİK SİSTEMİN GENEL ÇALIŞMA PRENSİBİ

Uçuş bilgisayarı için 3 farklı elektronik kart tasarlanmıştır , her bir kart için birer mikrodenetleyici kullanılmıştır. Böylece mikrodenetleyicilerin asıl işlemlerini yapması sağlanmıştır. Mikrodenetleyiciler birbirleri arasında I2C protokolü kullanarak haberleşme sağlamaktadır. Bu sayede yer istasyonuna roketin yükseklik ve konum verileri iletilecektir. 1. elektronik karta bulunan BMP180 basınç sensörü ile yükseklik değeri ölçülmektedir. Roketin kurtarma operasyonunu kesinleştirmek için 2. elektronik kartta bir GPS modülü kullanılmıştır. GPS Modülü ile uydudan yükseklik verisi alınarak roketin anlık yüksek ölçümü yapılmaktadır 1. ve 2. kart tepe noktasını algıladığında 3. kart'a sinyal gönderir. Böylece 3. kart payloadın ayrılmasını ve birincil paraşütün açılmasını gerçekleştirir. Roket aşağı düşerken 500 metrenin altında bir yükseklik algılandığında 1. veya 2. kart ikincil paraşütün açılması için selenoid valfe sinyal gönderir.

Aviyonik sistemi testleri testler yansısında detaylı olarak anlatılmıştır.

Aviyonik

Renkli kutulardaki komponentler kullanılmıştır.

Mikrodenetleyici

Atmega328P
Kolay Programlama
Yeterli Hız

Teensy 2.0
Yetersiz I/O Sayısı

Kullanılan motorlar selonoid ve sensörler çok sayıda giriş çıkış pini gerektirmektedir.

GPS Modülü

Adafruit GPS Breakout
Dahili Batarya
Hızlı Uydu Bağlantısı

GYN06MV2
Büyük Anten Boyu

Ana bataryanın az kullanılması için dahili bataryalı modül kullanılmıştır.

Basınç Sensörü

BMP180
Alan Tasarrufu
Sıcaklık Ölçümü

MPL115A2
Yetersiz kaynak problemi

Sıcaklık ölçümü için ayrı bir sensör kullanılması yerine BMP 180 kullanılarak sıcaklık ölçülmesi de sağlanır.

Haberleşme Modülü

HM TRLR S
Hızlı Bağlantı Süresi
Kullanım kolaylığı

XBEE Pro
Yüksek Güç Tüketimi
Yüksek ivmelenme sonucu bağlantı sorunu

Bağlantı süresi kısa sürdüğünden ve güç tasarrufu sağladığından dolayı HM TRLR S kullanılmıştır.

Aviyonik

AVİYONİK-1

- BMP 180**
- Yüksekliği ölçer
 - İkinci paraşütü açar
 - Yükseklik verisini 3. karta gönderir.

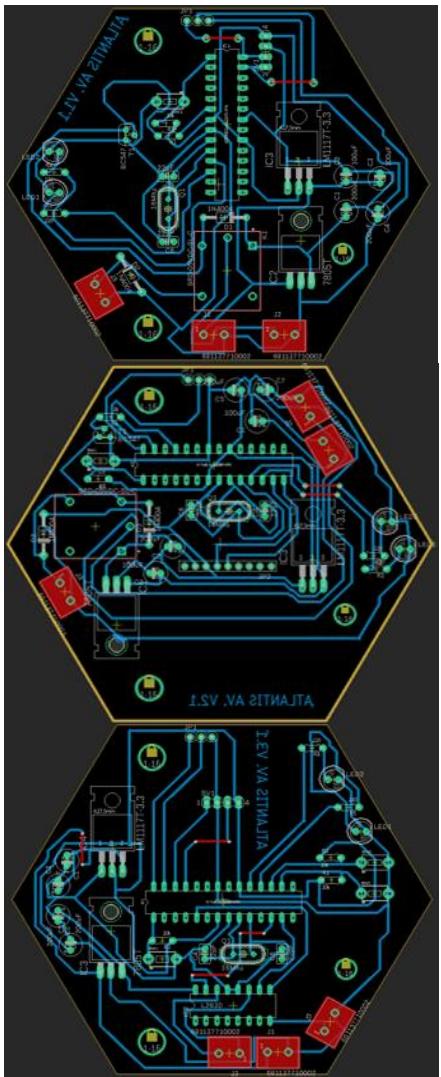
AVİYONİK-2

- GPS**
- Yüksekliği ölçer
 - İkinci paraşütü açar
 - Yükseklik verisini 3. karta gönderir.

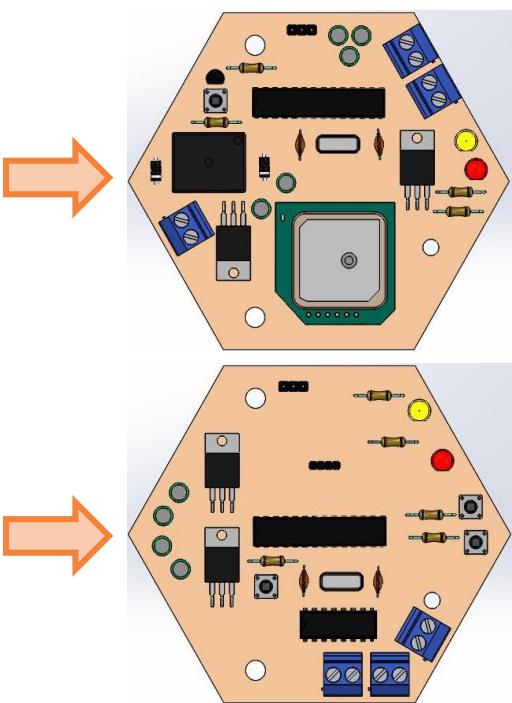
AVİYONİK 3

- KONTROLÖR**
- Birincil paraşütü açar
 - Faydalı yükü roketten ayırır
 - 1. Ve 2. karttan aldığı verileri yer istasyonuna gönderir.

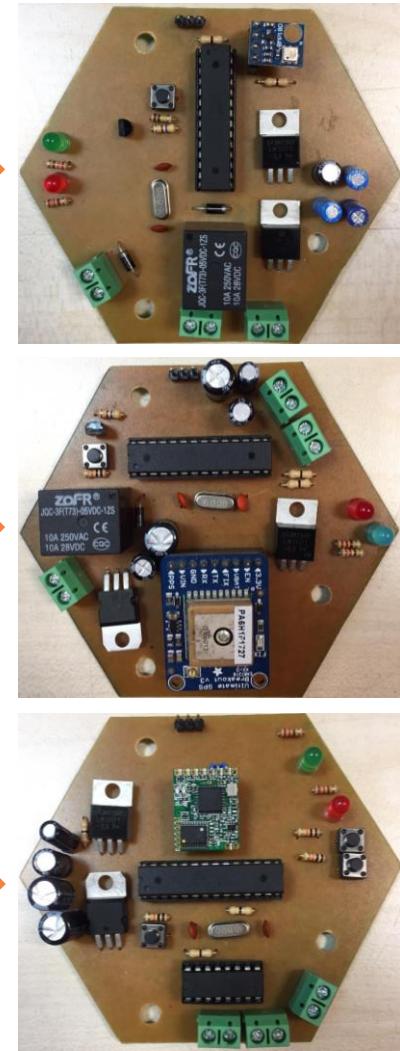
PCB



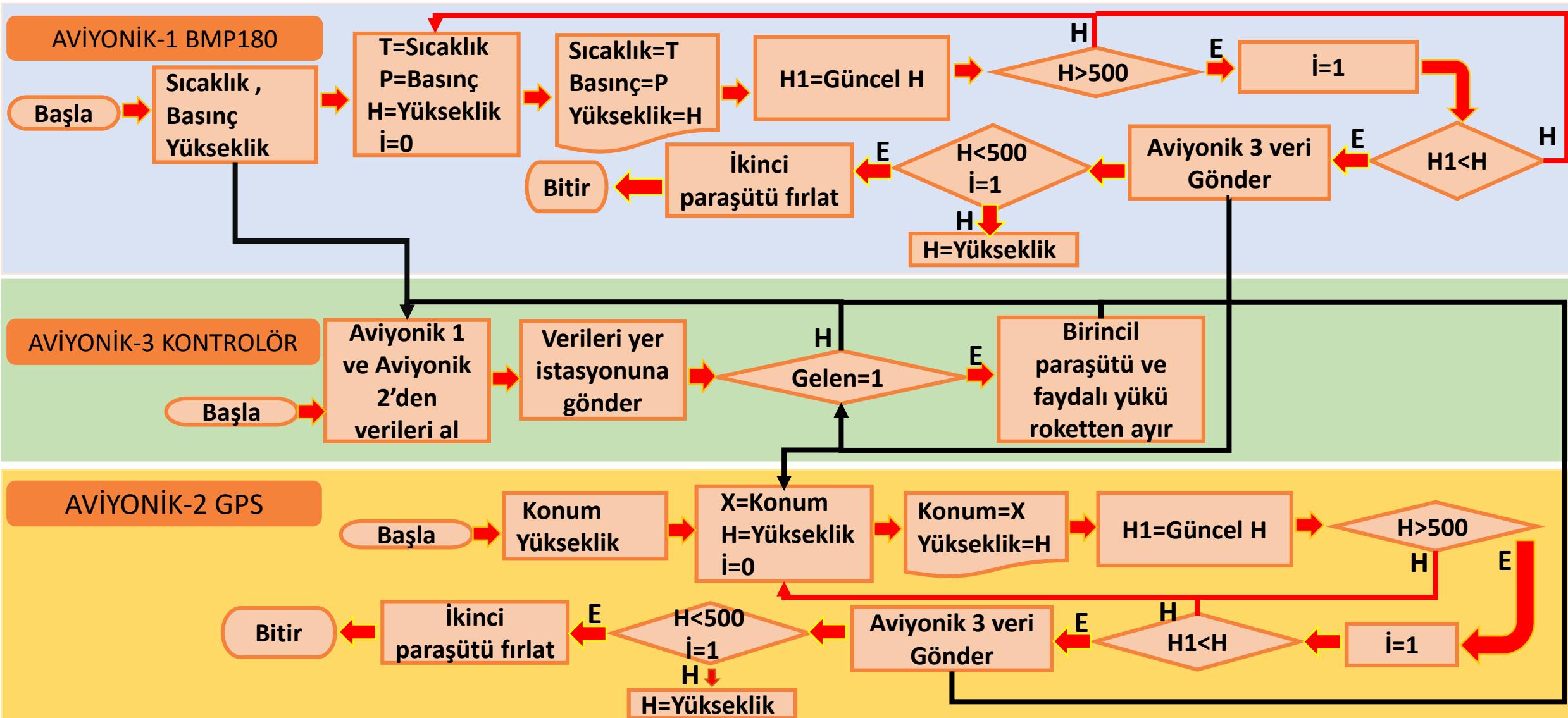
CAD



GERÇEK



Aviyonik

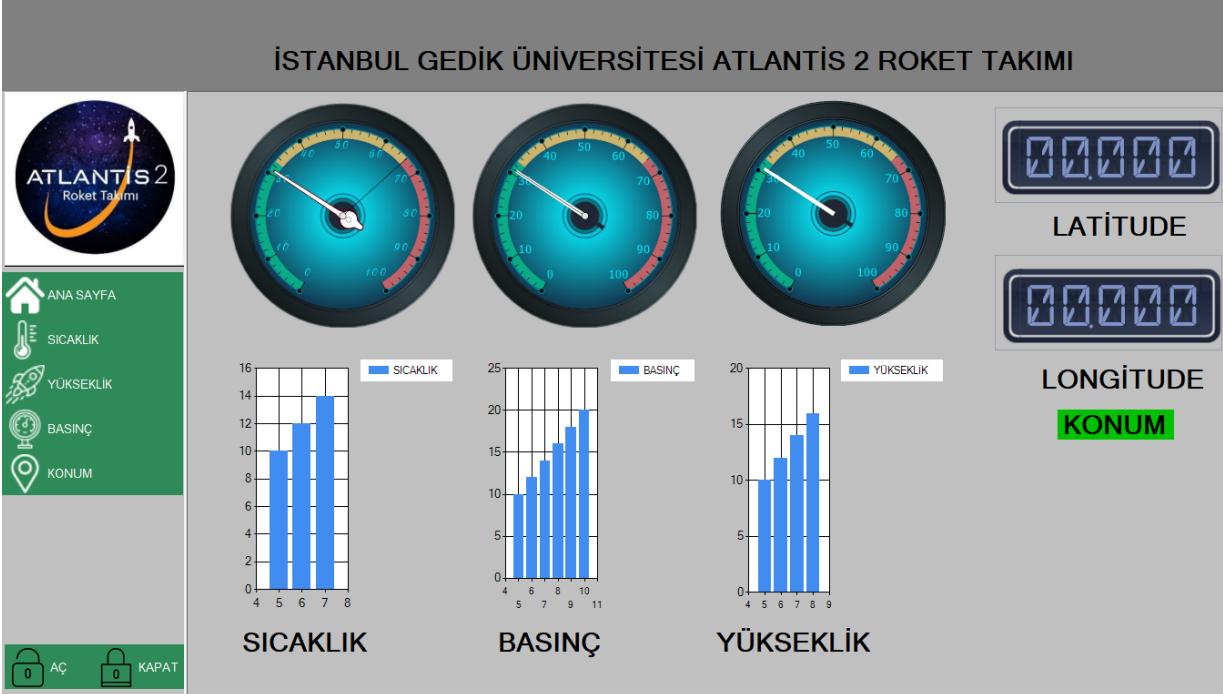




ATLANTIS 2
Roket Takımı



Aviyonik



Yer istasyonu anlık olarak haberleşme sağlayan konum, sıcaklık, basınç, yükseklik verilerini gösteren sistemdir. Bunlara ek olarak oluşan herhangi bir teknik arızada manuel olarak paraşüt açmak için rokete veri gönderilebilir.

YER İSTASYONU

Aviyonik sistem; haberleşme, GPS sistemi gibi her biri ayrı ayrı görevde sahip birçok sistemin birleşiminden oluşmaktadır. Aviyonik sistemin görevi, roketin uçuş verilerini gönderen ve bu verileri yer istasyonuna iletmek ve aynı zamanda paraşüt fırlatma mekanizmasını tetiklemektir. Aviyonik sistem, roket fırlatma rampasında veri almaya başlayacak, roketin yere düşen parçalarının yeri tespit edilene kadar veri almaya ve göndermeye devam edecektir. Roketin istenilen hızla güvenli bir şekilde aşağı inmesi için gerekli olan çift kademeli paraşütün ayrılması aviyonik sistem tarafından sağlanır. Roket hedef irtifaya çıktıktan sonra düşüse geçerken birincil paraşütün fırlatmasını gerçekleştirir. İkincil paraşüt ise yere 500 metre kala açılacaktır. Aviyonik sistem bileşenleri tablo şeklinde gösterilmiştir.

Faydalı yükü uçuş rampasına koymadan önce kontrol etmemizi sağlar.

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

KARBONFİBER

ÜÇ NOKTA EĞME TESTİ

Basma testi yapılabilmesi için standart ölçülerde levha ve silindir çubuk numunesi hazırlanmıştır.

Hazırlanan bu numuneler test edilmiş aşağıdaki bilgilere ulaşılmıştır:

- Eğme momenti
- Eğilme dayanımı
- Elastisite modülü
- Eğme miktarı

Elde edilen bilgiler ışığında sonlu elemanlar yöntemi uygulanmıştır.

Gövde malzemeleri ve yapısal desteklerin mekanik özellikleri 34 numaralı yansında verilmiştir.



Karbonfiberin üretiminde orlon, naylon, katran ve diğer kimyasallar kullanılmaktadır. İmalat yöntemi olarak açık kalıplama kullanılır. Bu yöntem sayesinde oluşturulan parça yüzeyini pürüzsüz bir şekilde elde ederiz. Böylece oluşturulan parçanın yüksek mukavemetle sahip olması sağlanmış olur. Elle yatırma yöntemi çok fazla işçilik ve zaman istemesine karşın tek parça şeklinde üretimde ideal bir karbonfiber sarma şeklidir. Ayrıca korozyona, kimyasallara, neme ve yüksek çekme-basma gerilmelerine karşı dayanımı yüksektir. Bu sebeplerden dolayı gövde malzemesi Karbonfiber olarak seçilmiştir.

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

KESTAMİD

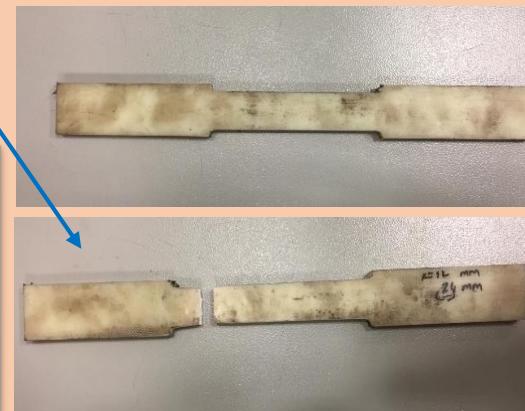
KESTAMİD ÇEKME TESTİ

Kestamid numune örneklerine çekme testi uygulanmıştır. Numunelere kademeli çekme kuvvetleri uygulanmıştır. Numunenin kırılmaya uğradığı kuvvet, numune alanına bölünerek numune için kritik basınç değeri bulunmuştur. Maksimum çekme dayanımı 87,9 MPa olarak bulunmuştur. Çekme testi sonuçları ile ilgili detaylar testler bölümünde verilmiştir.

Çekme testi sonucunda kırılmaya uğrayan kestamid numune örneği

Statistics:

Longitudinal	σ_x	σ_y	ε_y	σ_m	ε_m	σ_b	ε_b	ε_{tb}	b	h
n = 1	MPa	MPa	%	MPa	%	MPa	%	%	mm	mm
x	85,0	-	-	87,9	20	81,3	31	38	25,16	12,18
s	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
V [%]	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-



Kestamid, döküm yolu ile üretilen bir polyamid çeşididir. Sıkı bir dokuya ve sertliğe sahiptir. Döküm polyamid olarak da anılır. Yüksek oranda kristal yapıya sahip olduğu ve molekül ağırlığının yüksek olmasından dolayı aşınma ve bükülmeye karşı oldukça dayanıklı bir plastik türüdür. Sert, kaygan ve rijit bir yüzeye sahiptir. Darbe, aşınma, bükülmeye karşı dayanımı fazladır. Ayrıca metallere göre daha düşük yoğunluktadır. Makinelerde kullanılan dişliler, aşınma plakaları, yataklama burçları kullanım alanlarındanandır. Roketin entegrasyon gövdesi, kurtarma sistemi dişlileri ve sabitleme halkaları kestamitten üretilmektedir.

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

ALÜMİNYUM

ALÜMİNYUM ÇEKME TESTİ

Yapılan testlerde kullanılan numune 5.06mm kalınlığa, 24.82mm genişliğe sahiptir. Uygulanan kuvvet rapordan alınan görsellerde görüldüğü üzere 36843 N dur.

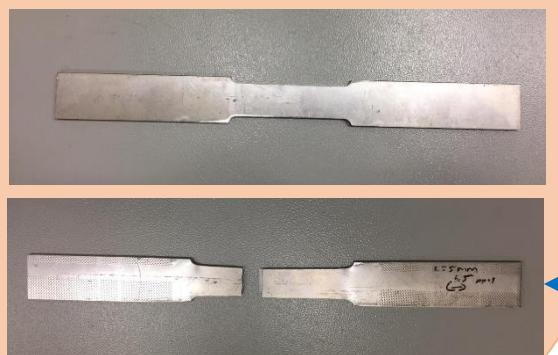
Numuneden alınan veriler aracılığıyla uygulanabilecek maksimum basınç değeri, kırılmaya neden olan kuvvet değerinin numune kesit alanına bölünerek bulunmuştur.

$$F = 36843N$$

$$A = 5.06 \times 24.82 = 125.59 \text{ mm}^2$$

$$P = \frac{F}{A} = \frac{36843}{125.59} = 293,37 \text{ N/mm}^2 \text{ bulunmuştur.}$$

Çekme testi sonucunda kırılmaya uğrayan alüminyum numune örneği



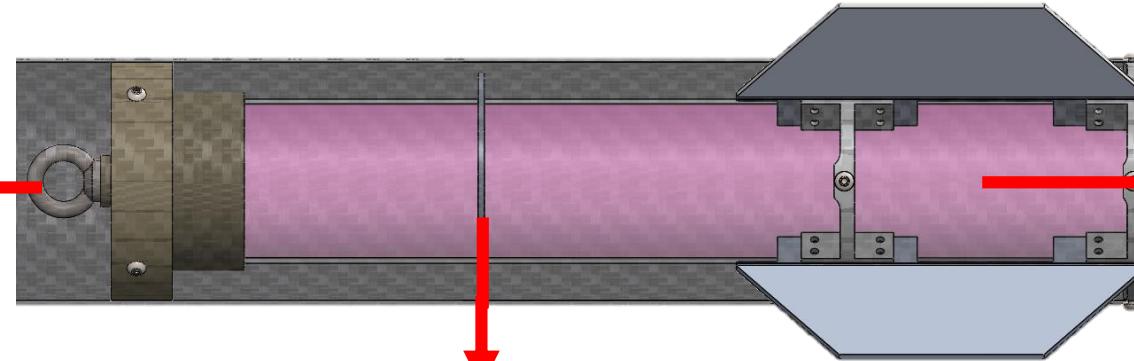
Statistics:

Series	a ₀	b ₀	S ₀	L ₀	F _m	R _{p0.2}	R _m	A _{70mm}
n = 1	mm	mm	mm ²	mm	N	N/mm ²	N/mm ²	%
x	5,06	24,82	125,59	70,09	36843,86	150,89	293,37	22,71
s	-	-	-	-	-	-	-	-
V [%]	-	-	-	-	-	-	-	-

Alüminyum talaş kaldırma yöntemi ile CNC, Eksantrik Pres, Freze işleme merkezinde imal edilebilir. Kolay işlenebilir ve şekil alma kabiliyeti yüksektir. Plastik şekil alma kabiliyeti yüksek ve ömrü uzundur. Ayrıca alüminyum yüksek sıcaklıklara dayanıklıdır. Yoğunluğu ve tokluğu karbonfibere göre daha yüksektir.

Alüminyum çekme testi sonucu testler bölümünde detaylı olarak anlatılmaktadır.

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler



Alt mapa Bağlantısı

Alt mapa bağlantısı en kritik parçalardan biridir çünkü motorun itki kuvveti bu parça tarafından karşılanır ayrıca motor bloğunu sabitlemeye de alt mapa bağlantısı kullanılır. Alüminyum kestamid gibi bir çok malzemelerden üretilebilir fakat alüminyuma göre daha hafif olması ve maliyet açısından daha uygun olmasından dolayı kestamid tercih edilmiştir.

Merkezleme Halkası

Merkezleme halkası motor bloğu ve gövdeyi eş merkezli yaparak yatay da hareket etmesini engeller böylece motor bloğu gövde içerisinde sabit kalmasını sağlar. Kestamid, diğer materyallere göre daha ucuz, hafif ve kolay işlenilebilirliğinden dolayı merkezleme halkası kestamitten yapılmıştır.

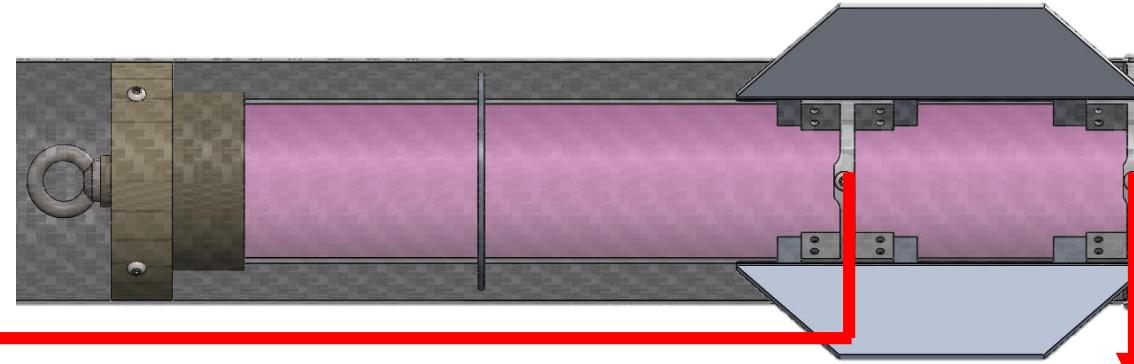
Motor Bloğu

Motor bloğu motoru merkezlemek ve muhafaza etmek için kullanılır. Polyamid, alüminyum, masura ve kestamid gibi birçok malzemeden üretilebilmektedir. Dayanıklılık, işlenilebilirlik ve maliyet açısından daha avantajlı olduğu için kestamitten yapılmıştır.

Malzeme mekanik özellikleri 35 numaralı yansında verilmiştir.

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

Malzeme mekanik
özellikleri 34 numaralı
yansıda verilmiştir.



Kanatçık Montajlama Halkası

Motor Kapağı

Kanatlıkların gövde eksenin etrafında ve simetrik olarak sabitlenmesi kanatçık montajlama halkaları ile sağlanır. Roket yüksek hızlara ulaşacağından seyir sırasında kanatlıklara gelen rüzgarın uyguladığı yanal kuvvet, kanatçık dibinde ve hücum kenarında yüksek burulma momentine sebep olabilmektedir. Bundan dolayı kanatlıkların gövdeye sabitlenmesi sırasında yapıştırma gibi geçici yöntemler yerine kanatçık montajlama halkası tasarılanmıştır. Talaşlı imalat ile üretilmesi planlanan montajlama halkaları için hafiflik ve mukavemet açısından alüminyum 7075 malzemesi tercih edilmiştir.

Motor kapağı, motorun motor bloğuna yerleştirildikten sonra sabitlenmesi için takılan en son kapaktır. Malzeme olarak alüminyum tercih edilmiştir. Alüminyum tercih edilmesinin sebebi hafif, maliyeti düşük ve ısiya dayanıklı olmasıdır. Kestamid motordan kaynaklanan ısi sebebiyle deform olacağından, çelik ise ağır ve maliyetli olacağından tercih edilmemiştir.

Yapısal - Kanatçık

KANATÇIK YAPISI

FIBERGLASS KANATÇIK

Cam elyafı silikon, kolemanit, alüminyum oksit gibi cam üretim maddelerinden üretilmektedir. Cam elyafı özel olarak tasarlanmış ve dibinde küçük deliklerin bulunduğu özel bir ocaktan eritilmiş camın itilmesiyle üretilir. Üretilen fiberglass kumaş plaka şeklinde sarılır daha sonra kanatçık formu, plakaya talaşlı imalat ile verilir. Üretilen kanatçıklar gövdeye epoksi ile yapıştırılır. Yapıştırılan kanatçıklar roketin yere düşme esnasında oluşacak darbelere dayanıksızdır ve yapıştırma işlemi yapılrken kanatçıklarda eksen kayması ve merkezleme sorunu yaşanması muhtemeldir. Roketin ulaştığı yüksek mach hızlarında kanatçıklar üzerine etkiyen bükülme momentinden dolayı kanatçıkla esneme yapar.

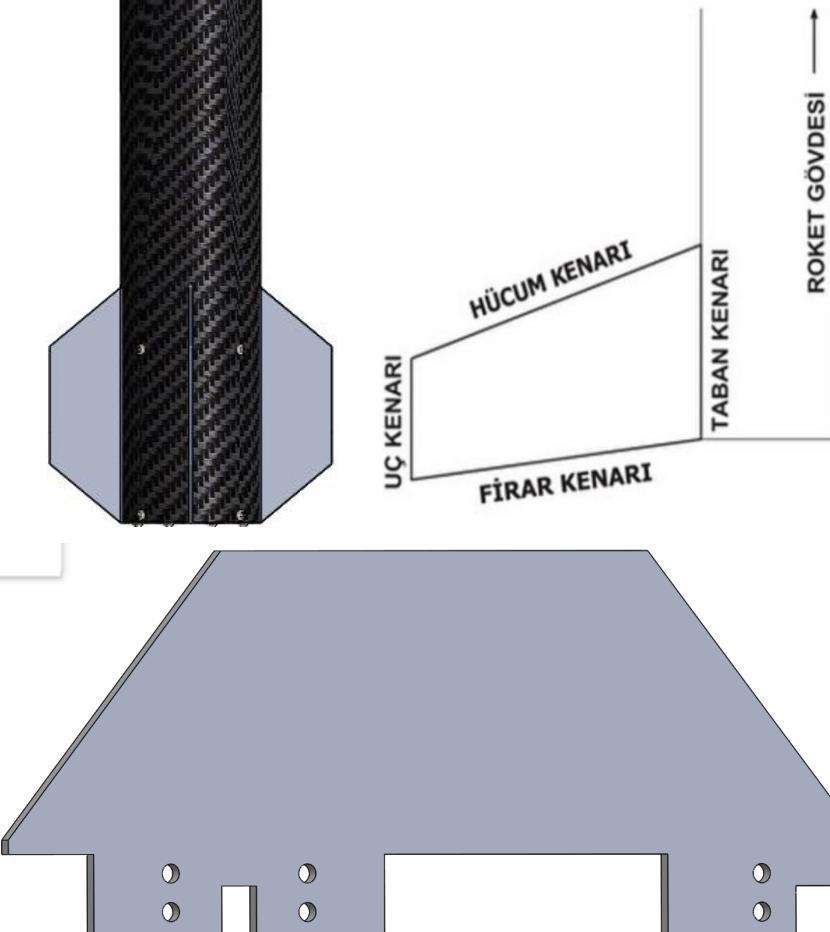
KARAR VERİLEN ALÜMİNYUM KANATÇIK MODELİ

3mm alüminyum 7075 plakadan talaşlı imalat yöntemiyle CNC frezede işlenerek üretilcek olan kanatçıklar aynı şekilde üretilen alüminyum montajlama halkaları ile merkezlenerek roketin gövdesine birleştirilecektir. Birleştirilen kanatçıklar gövdeye açılmış dört kanala roketin motor bloğu kısmından içeri yerleştirilip, gövdeye vidalanarak montajı gerçekleştirilir. Böylece kanatçıklar montajlama halkası sayesinde kendi ekseninde hizalanmış olur. Diğer bir avantajı alüminyum tok bir malzeme olduğu için roketin yere düşüş esnasında oluşabilecek darbelere karşı dayanıklı olmasıdır. Yapıştırma kanatçık sistemine göre üstünlüğü ise gövdeye merkezleme halkasıyla vidalanmasıdır. Bu sayede kanatçıkların kırılarak gövdeden kopması önlenir.

Malzeme mekanik özellikleri 34 numaralı yansıda verilmiştir.

Yapısal - Kanatçık

KANATÇIK TASARIM KİSTASLARI



HÜCUM KENARI AÇISI

Hücum kenarı açısı, havayla temas eden ilk kısmı olduğu için çok önemlidir. Bu açı küçüldükçe üzerine etki eden hava direnci de azalır.

STABİLİTE VE AĞIRLIK

Stabilite roketin dengesini ve kararlılığını belirler. Roketin kararlı ve stabil bir uçuş gerçekleştirebilmesi için stabilitenin 1,5 ile 3 arasında olması gerekmektedir.

Kanatçığın şekli stabilite için çok önemlidir. Kanatçığın hücum kanadı açısının düşürülmesi veya boyunun uzatılması stabiliteyi düşürür ayrıca kanatçığın genişliğinin düşürülmesi de stabiliteyi düşürür fakat fazla ince ve uzun bir kanatçığın da mukavemeti ciddi oranda düşer.

Bu etkenler göz önünde bulundurularak ideal kanatçık tasarlanmıştır.

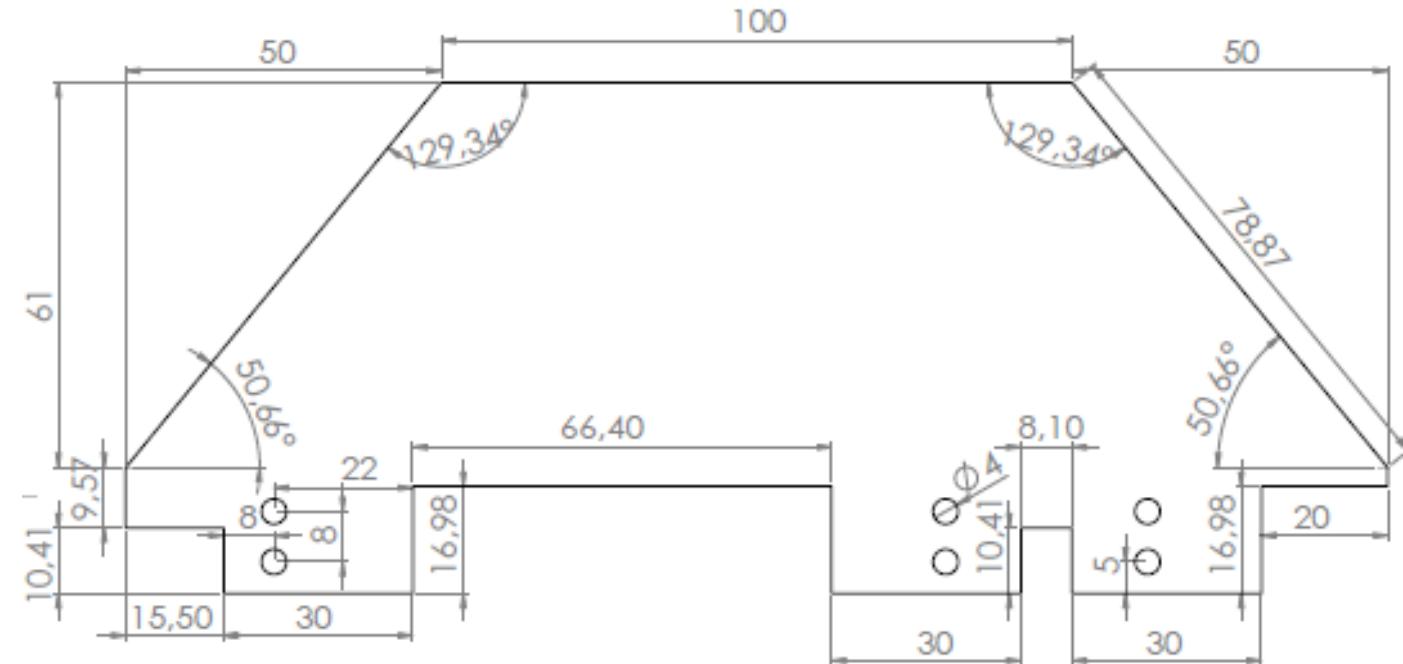
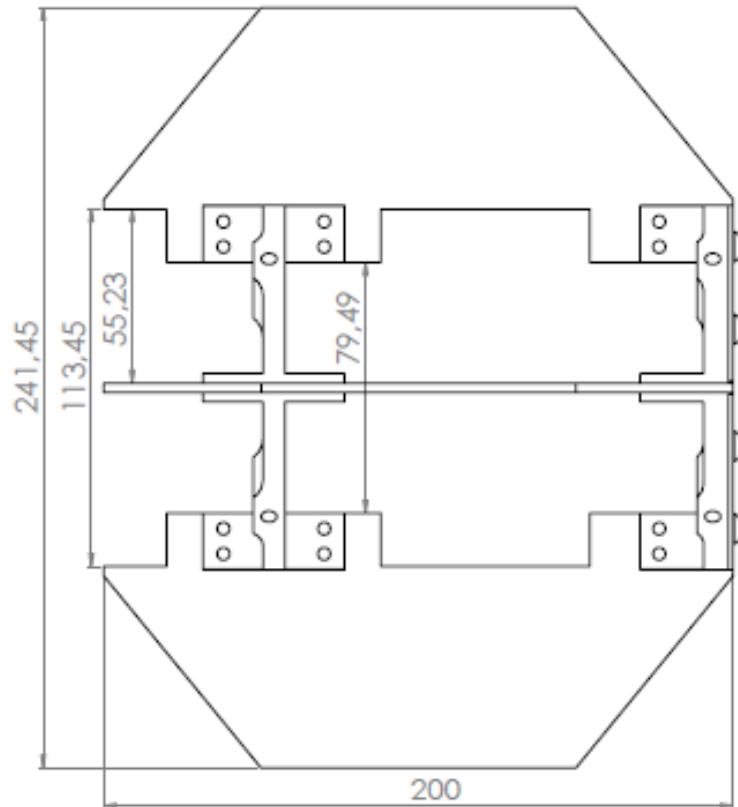
BÜTÜNLEŞTİRME STRATEJİSİ

Roketin uçuş esnasında maruz kaldığı hava direnci dolayısıyla kanatçıkların montajlama stratejisi çok önemli bir etkendir. Kanatçık rokete ne kadar uygun olursa olsun yanlış bir montajlama stratejisi kanatçığın tüm pozitif etkilerini kaldırabilir.

Yapısal - Kanatçık

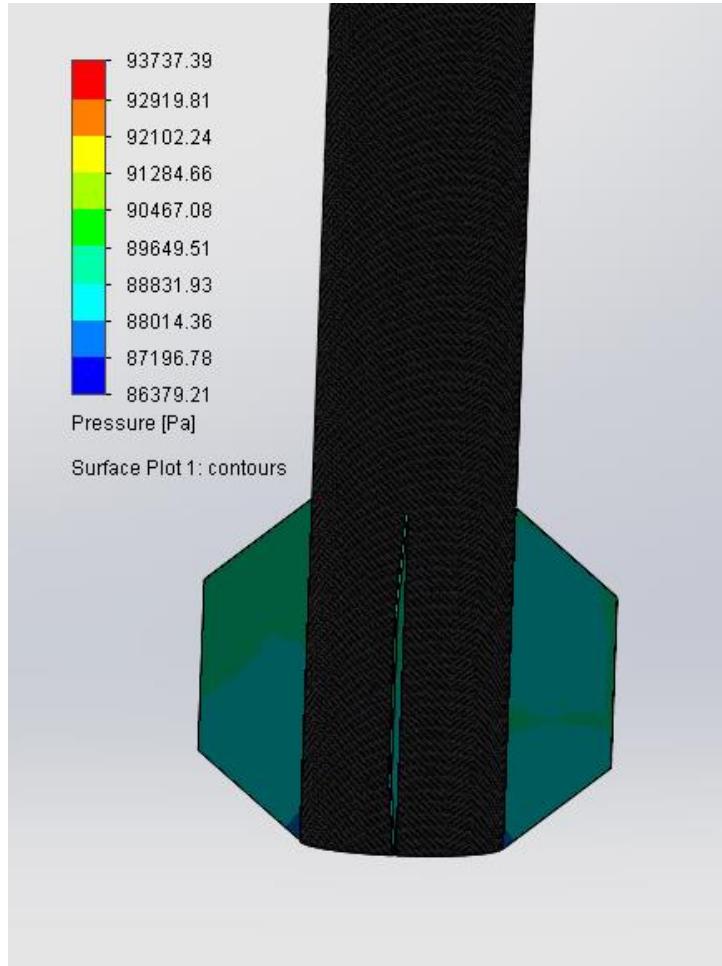
KANATÇIK TASARIM KİSTASLARI

DETAYLI KANATÇIK ÖLÇÜLERİ



Yapısal - Kanatçık

KANATÇIK BASINÇ TESTİ



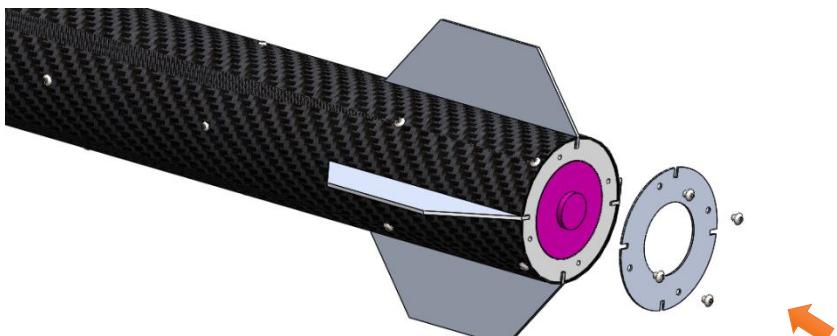
Yandaki resimde de görüldüğü üzere kanatçıklara etkiyen en büyük kuvvet hucum kenarına etkimiştir . Resimde yeşil renk ile gösterilen kısımda etkiyen kuvvet belirtilmiştir. Kanatlara etkiyen yanal rüzgar kuvvetleri çok küçük olduğu için ihmal edilmiştir.

Motor

MOTOR BİRLEŞTİRME STRATEJİSİ

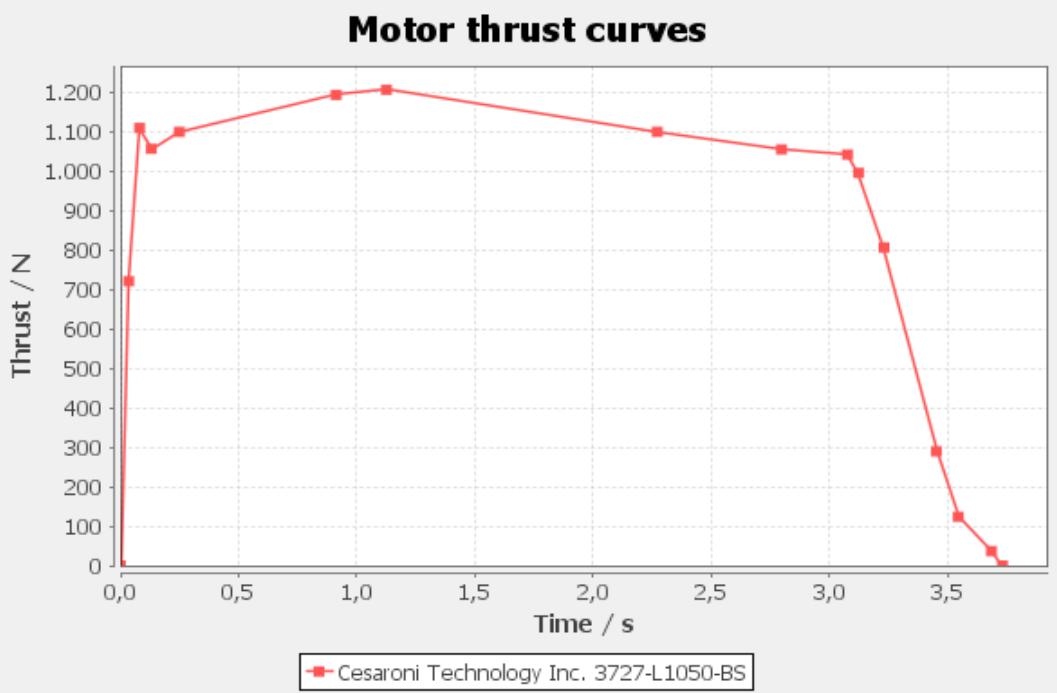


- 1 İlk olarak alt mapa bağlantısı 4 adet M5 bombe baş imbus civata ile gövdeye sabitlenir.
- 2 Motor bloğu alt gövdeye yerleştirilir.
- 3 Merkezleme halkaları yerleştirilerek motor bloğu merkezlenir.
- 4 Kanatçık sistemi gövdeye montajlama halkalarıyla gövdeye sabitlenir.
- 5 Roket motoru motor bloğuna yerleştirilir.
- 6 Motor sabitleme diskleri kanatçık montajlama halkasına 4 adet M5 bombe baş imbus civata ile sabitlenerek motor bütünlükleştirilmiş olunur.

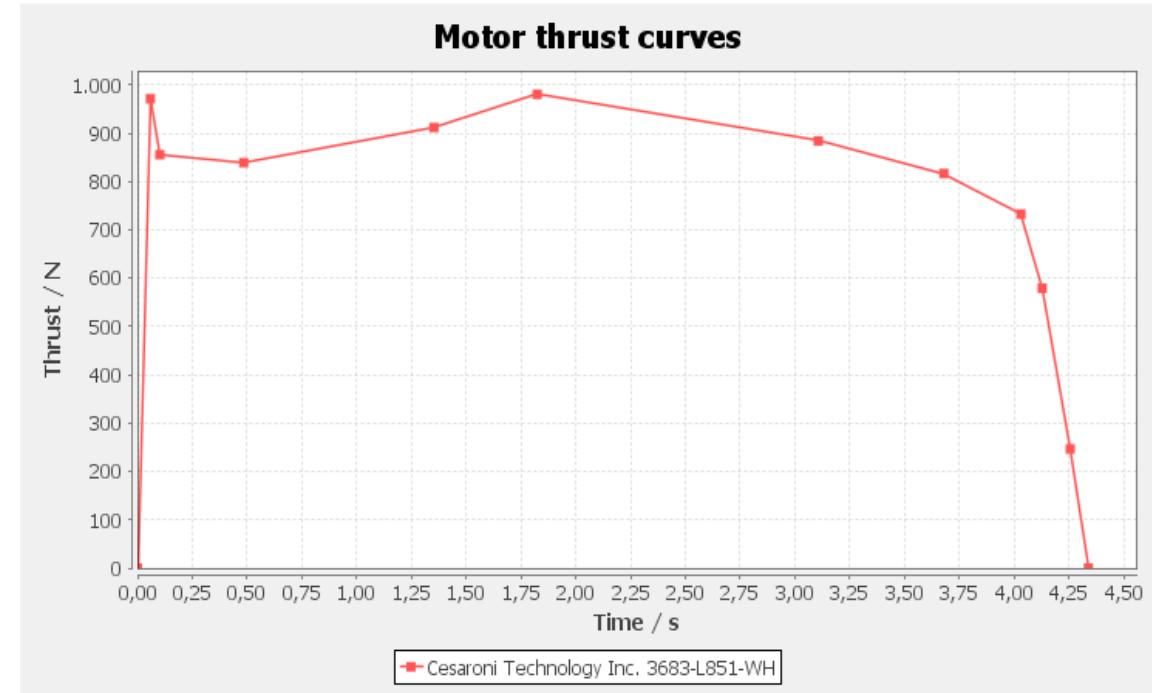


İkinci Motor Seçimi

Motor thrust curves



Motor thrust curves



Seçilen 1. motor L 1050

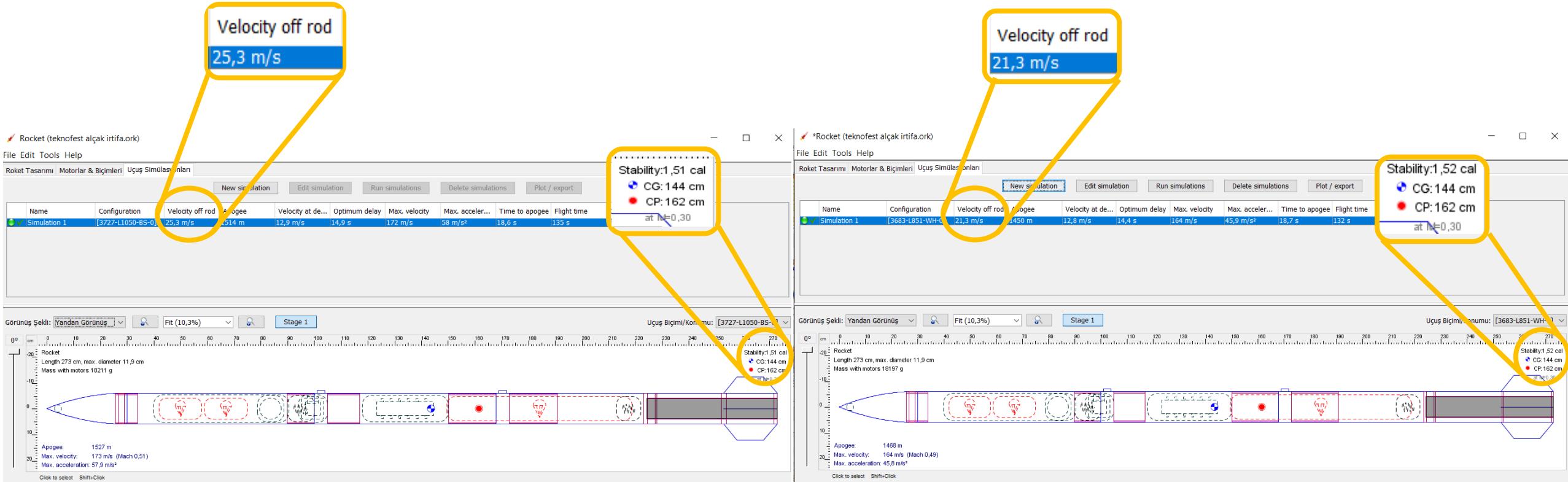
Roket ölçüleri ve ağırlığı ele alınarak istenilen irtifaya çıkışmasını sağlayan motor Teknofest'in paylaştığı motor katalogundan seçilmiş, Openrocket programında tasarlanmış ve uçuş verileri elde edilmiştir.

Seçilen 2. motor L851

Seçilen iki motorun da ölçüleri bire bir aynı olduğu için tasarlanan roketin uzunlığında veya çapında herhangi bir değişiklik yapılmayacaktır. Ancak istenilen irtifanın sağlanması için alt mapa ve motor merkezleme halkalarının kütelerinde azalmaya gidilecektir.

İkinci Motor Seçimi

Aşağıdaki Openrocket çıktılarında roketlerin statik marjini , rampadan çıkış hızı doğruluğu ispatlanmıştır.





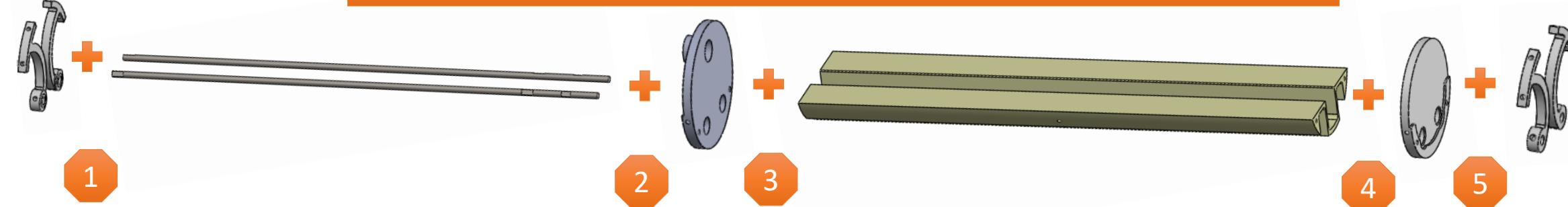
Roketenin Bütünleştirilmesi ve Testler



Roket Bütünleştirme Stratejisi



BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ MONTAJ STRATEJİSİ



- 1 Başlangıçta sağ ve sol kapak kolları M6 millere setskur ile sabitlenir.
- 2 Kolların monte edildiği miller birinci kurtarma sistemi üst merkezleme halkasına geçirilerek, kollar merkezleme halkasına temas ettirilir.
- 3 Kurtarma sistemi gövdesi altına açılan mil kanallarına, miller yerleşecek şekilde geçirilir. Ardından kurtarma sistemi üst merkezleme halkasına 2 adet alyan başlı vida ile sabitlenir.
- 4 Ardından alt merkezleme halkası da millere geçirilerek uçlarına iki adet alyan başlı vida ile monte edilir.
- 5 Sağ ve sol kapak kollarından iki tane daha millere geçirilerek alt merkezleme halkasına temas ettirilerek sabitlenir.

Roket Bütünleştirme Stratejisi

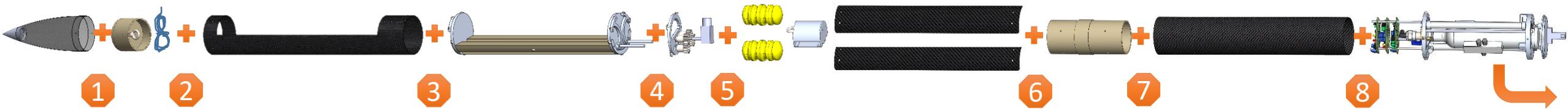


- 1** Pnömatik kalem pistonlar ikincil kurtarma sistemi üst merkezleme halkasına monte edilir.
- 2** Silindirlerin diğer ucuna alt merkezleme halkası monte edilir.
- 3** Merkezleme halkalarının ortasına ticari tüp yerleştirilir.
- 4** Merkezleme halkalarına miller takılarak sistem merkezlenir ve sabitlenir.
- 5** Strok darbe diskleri pistonların stroklarına sabitlenir.

AltimeterTwo cihazı bir önceki yansında bütünlendirme stratejisi açıklanmış olan birincil kurtarma sistemin üst merkezleme halkası üzerine takılacaktır.

Roket Bütünleştirme Stratejisi

ÜST GÖVDE MONTAJ STRATEJİSİ



- ① İlk olarak burun konisinin uç parçasıyla koninin içindeki alüminyum parçası sabitlenir. Ardından burun konisi entegrasyon gövdesi, burun konisinin içine geçirilerek vidalanır.
- ② Entegrasyon gövdesindeki mapaya ip bağlanıp düğüm epoksilenir. Ardından üst gövde entegrasyon gövdesine geçirilip vidalanır.
- ③ Dışarda birleştirilen birinci kurtarma sistemi üst gövdeye yerleştirilip vidalanır.
- ④ Dişli mekanizması ve worm gear DC motor yerleştirilerek üst gövdeye sabitlenir..
- ⑤ Şok kordonuyla bağlanan drag paraşütü ve paraşütü bağlanmış Payload, kapak açılmış üst gövdeye yerleştirilir.
- ⑥ Entegrasyon gövdesi üst gövdeye sabitlenir.
- ⑦ Entegrasyon gövdesinin diğer ucu orta gövdeye sabitlenir.
- ⑧ Dışarda birleştirilen ikinci kurtarma sistemi ve aviyonik sistem yerleştirilip vidalanır ve roketin alt kısmıyla birleştirmeye hazır hale gelir.

Roket Bütünleştirme Stratejisi



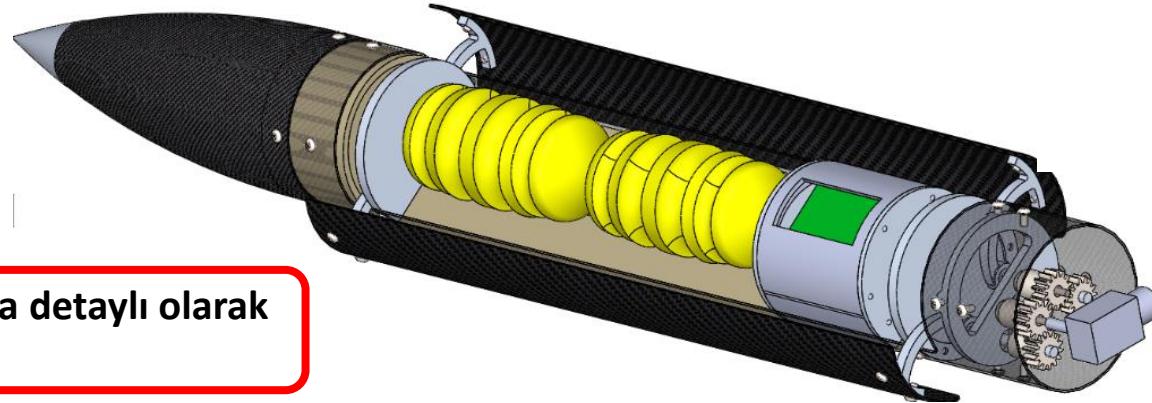
- 1** 4 adet kanatçık kanatçık sabitleme halkalarına 6 şar adet vida ile sabitlenir.
 - 2** Montajlanmış kanatçık sistemi alt gövdede açılan kanallara geçirilerek alt gövdede açılan deliklerden vidalanarak sabitlenir.
 - 3** Alt gövdeye motor bloğunun sabitlenmesi için iki adet merkezleme halkası geçirilip motor bloğu yerleştirilir.
 - 4** Motor bloğu yerleştirildikten sonra alt mapa bağlantısı alt gövde içerisinde yerleştirilerek vidalanır ve motor bloğu sabitlenmiş olur. Shock kordonu alt mapa bağlantısına bağlanarak düğüm epoksilenir.
 - 5** Ana paraşüt shock kordonuyla bağlanıp alt gövde içerisinde yerleştirilir.
 - 6** Entegrasyon gövdesi alt gövdeye geçirilerek 4 adet vida ile sabitlenir.
- Son olarak roketin ayrı ayrı birleştirilmiş alt kısmı ve üst kısmı bir araya getirilir ve roket bir bütün hale gelir. Son olarak motor takılarak motor sabitleme parçası ile sabitlenir.

**Malzeme mekanik
özellikleri 34
numaralı yansında
verilmiştir.**



Testler

BİRİNCİL KURTARMA SİSTEMİ TESTİ



Test takvimi , takvim yansısında detaylı olarak belirtilmiştir.

Birincil kurtarma sisteminin tasarılanma amacı faydalı yükü tamamen roketten bağımsız olarak kurtarabilmektir. Bunun için merkezleme halkaları, kapak kolları, faydalı yükün yataklanacağı ve paraşütlerin yerleştirileceği gövde DC motor, bu motordan gelecek olan gücü dağıtanacak olan çarklar ve sistemi boydan boyá birbirine bağlayan miller kullanıldı. Faydalı yükün yataklanacağı gövdedeki mil kanalının içinden geçirilen millerin iki ucuna merkezleme halkaları ve kapak kolları geçirilip sabitlenir. Millerin orta gövdeye bakan tarafına çark merkezleme halkası geçirilir. Çarklar yerlerine yerleştirilip motor da en uca eklenir ve sistem hazır hale gelir. Sistem videodaki gibi test edilmiş ve başarılı bir şekilde istenilen sonuç alınmıştır.

Video linki : <https://www.youtube.com/watch?v=FWjs7hz5vpM>



Testler

İKİNCİL(PNÖMATİK) KURTARMA SİSTEM TESTLERİ

İkincil pnömatik kurtarma sisteminin tasarlanma amacı 2 adet pnömatik pistonun sağladığı güç kullanılarak orta gövde ve motor gövdesini birbirinden ayırarak ana paraşütün açılması içindir . Sistemde stabilizasyonu korumak için merkezleme halkaları ve miller kullanıldı. Sistemde iki adet merkezleme halkası, 250 bar basınçta dayanıklı ticari basınçlı tüp ve strok darbe diskleri kullanılmıştır. Basınçlı tüp 10 bar hava ile doldurularak 5/2 yay geri getirmeli selonoid etkili valf aracılığıyla istenilen zamanda eş zamanlı olarak 10 bar basınçlı havanın pistonlara aktarılması sağlanır. Böylece pistonlar, bağlı olduğu strok darbe diskini büyük bir kuvvetle iter ve entegrasyon gövdesini orta gövdeden ayırip paraşütün açılmasını sağlar.

GÖVDE AYIRMA

Yapılan test sonucu 10 bar basınçın motor gövdesini orta gövdeden rahat bir şekilde ayırabildiği gözlemlenmiştir.

Video linki :

<https://www.youtube.com/watch?v=H2guxvuNouY&feature=youtu.be>

SIZDIRMAZLIK

Yapılan test sonucu sistemin herhangi bir elemanından veya bağlantısından hava sızdırmadığı gözlemlenmiştir.

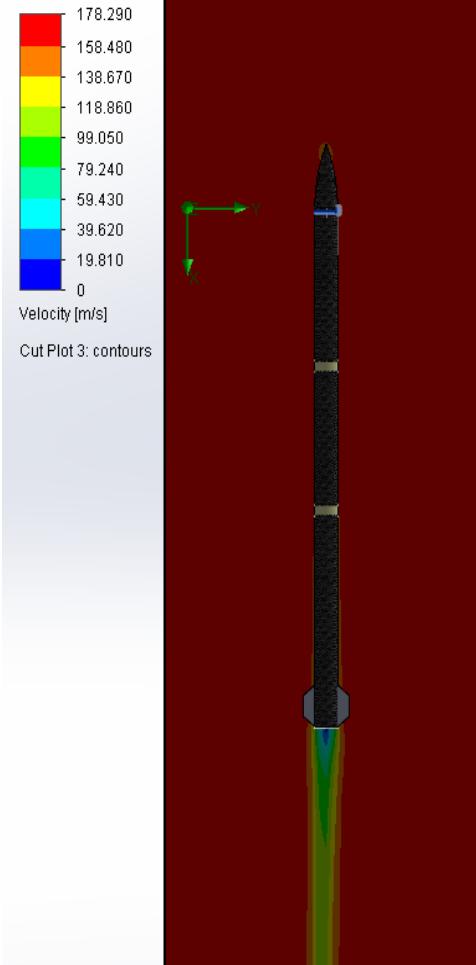
Video linki :

<https://www.youtube.com/watch?v=vsCCC2N1MUQ&feature=youtu.be>



Testler

HIZ DEĞERLERİ

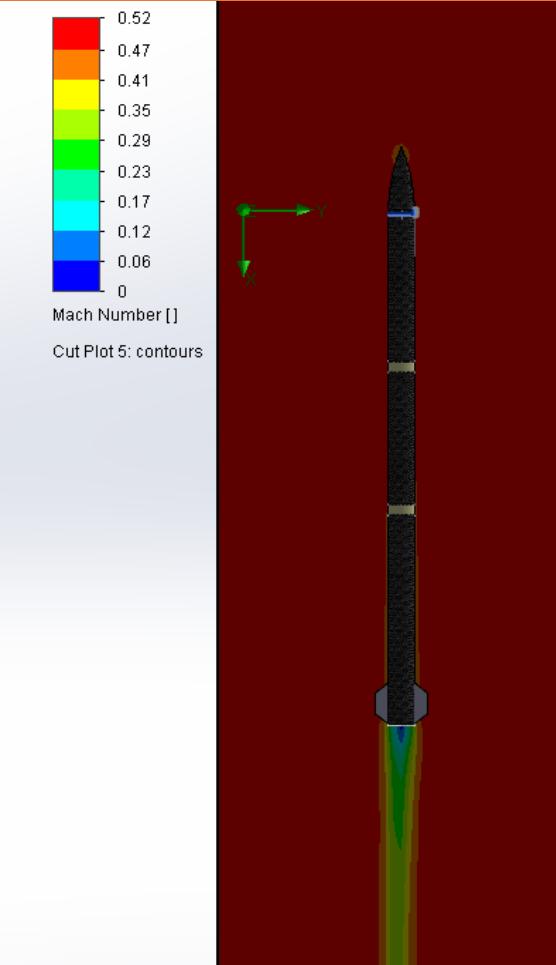


Görselde roketin 1500 m irtifaya ulaşmadan hemen önceki mevcut hız değeri görülmektedir.

Hesaplamalı akışkanlar analizi SolidWorks programından yapılmış olup sınır bölgeleri openrocket dosyasından alınan değerlerle yapılmıştır.

Ortam durumuna bağlı sıcaklık değerleri hesaplanmıştır. Ayrıca roketin sahip olduğu hız, hava yoğunluğu, roketin geometrik özellikleri, hava vizkozitesi parametrelerine bağlı olan reynolds sayısı bulunmuş ve 5000 den büyük olduğu görülmüştür. Bundan dolayı yapılan akış analizi türbülanslı akış olarak değerlendirilmiştir.

MACH SAYISI



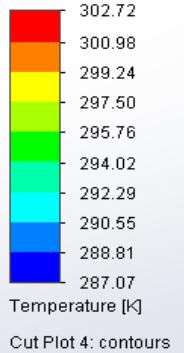
Görselde roketin 1500 m irtifaya ulaşmadan hemen önceki mevcut mach sayısı 0,52 olarak görülmektedir.

Apogee: 1508 m
Max. velocity: 173 m/s (Mach 0,52)
Max. acceleration: 57,9 m/s²

Yukarıdaki görsel Open Rocket dosyasından alınmıştır. Görsel analiz sonuçları ile eşleşmektedir.

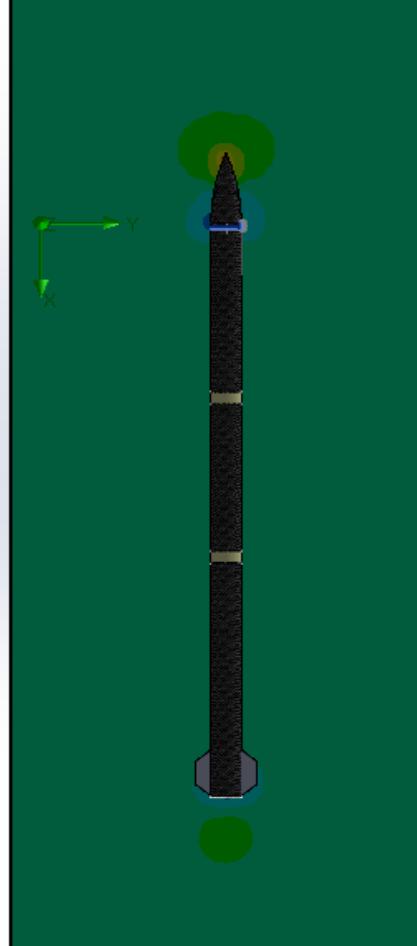
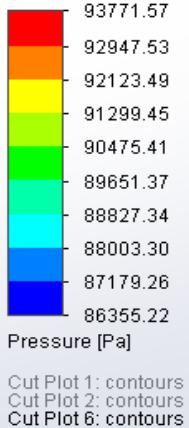
Testler

SICAKLIK DEĞERİ



Görselde roketin 1500m irtifaya ulaşmadan hemen önceki mevcut sıcaklık değeri görülmektedir. 1500 metredeki sıcaklık düşümü 100 metrede $0,65^{\circ}\text{C}$ azaldığı göz önünde alınarak sıcaklık düşümü $9,75^{\circ}\text{C}$ olarak hesaplanmıştır. Bulunan sıcaklık değeri Konya İli Eylül ayı ortalama sıcaklığından düşürülüp 1500 m irtifadaki sıcaklık değeri $15,25^{\circ}\text{C}$ bulunmuştur.

BASINÇ DEĞERİ



Yanda verilen basınç analizinde roket üzerine gelen en büyük basınç değerinin 93,771 Pa olduğu görülmektedir. Roketin burun konisinin yapısalları karbonfiber malzemededir. Fakat en yüksek basınç değeri burun konisinde geldiğinden burun konisi ucunda alüminyum malzemeden bir parça eklenmiştir. Yapısal – gövde / gövde içi yapısal destekler yansılarda belirtilen alüminyum güvenli basınç değerinin burun konisi tarafından 3,3 kat emniyetli olarak karşıladığı görülmüştür.

Testler

ALÜMİNYUM ÇEKME TESTİ

Alüminyum çekme testi roketin kurtarma sistemlerinde, kanalarında ve roket burun konisinin ucunda kullanılan alüminyum parçalar için uygulanmıştır. Çekme testinde şekilde görülen düzeneğe hazırlanan numuneler yerleştirilir. Parçaya arttırlarak kuvvet uygulanır ve parça belirli bir kuvvette önce akmaya kuvvet arttırdığında da kırılmaya uğrar. Belirlenen bu kuvvetler , numune kesi alanına bölünerek parçanın kuvvet altındaki davranışını incelenir.



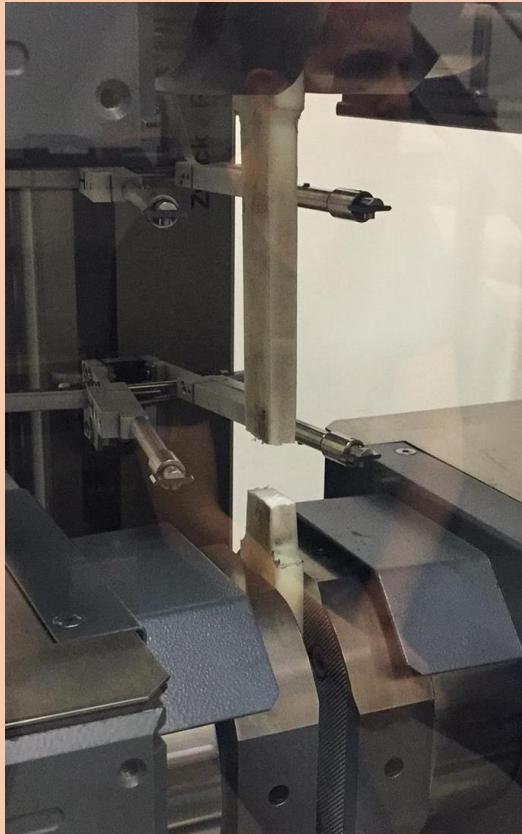
Video linki:

<https://www.youtube.com/watch?v=UZ90yyln3kg>

Testler

KESTAMİD ÇEKME TESTİ

Kestamid çekme testi roketimizin entegrasyon gövdesi , sabitleme halkaları , kurtarma sistemi dışlıları gibi kestamitten üretilen parçalar için kullanılmıştır. Çekme testi sonucuna göre esnek bir özellik gösterip uzamış daha sonra kırılmıştır. Kırıldığı an da maruz kaldığı kuvvet ve kesit alanı yardımıyla uğrayabileceği max. Basınç bulunmuş , sonlu elemanlar analizi yapılarak rokette kullanılan yapısalların güvenli basınç aralığında kaldığı gösterilmiştir.



Video linki :

[https://ww
w.youtube.c
om/watch?
v=AnPZAR
nlz0&t=7s](https://www.youtube.com/watch?v=AnPZARNlz0&t=7s)



Testler

TELEKOMİNKASYON TESTİ

Üzerinde basınç sensörü bulunan aviyonik sistem, bağlantıları yapıldıktan sonra 9 katlı binanın zemin katında sıfırlanmıştır ve bu değer referans değeri olarak alınmıştır ($h=0$). Aviyonik sistem binanın 9. katına çıktıktan sonra yükseklik yaklaşık 30m olarak ölçülmüş ve aviyonik sistem bir ip yardımıyla aşağıya sarkıtılmaya başlanmıştır. Aviyonik sistem zemine yaklaşıkça yüksekliğin azlığı gözlemlenmiştir. Aviyonik sistem zemine tam olarak indiğinde yükseklik değerini yaklaşık 0 olduğu gözlemlenmiştir. Bu yükseklik verileri tasarlanan Visual Studio C# Forms uygulamasından anlık olarak görüntülenmiştir.

Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=dJR_KAW8Qf6U





Testler

AVİYONİK SİSTEM TESTİ

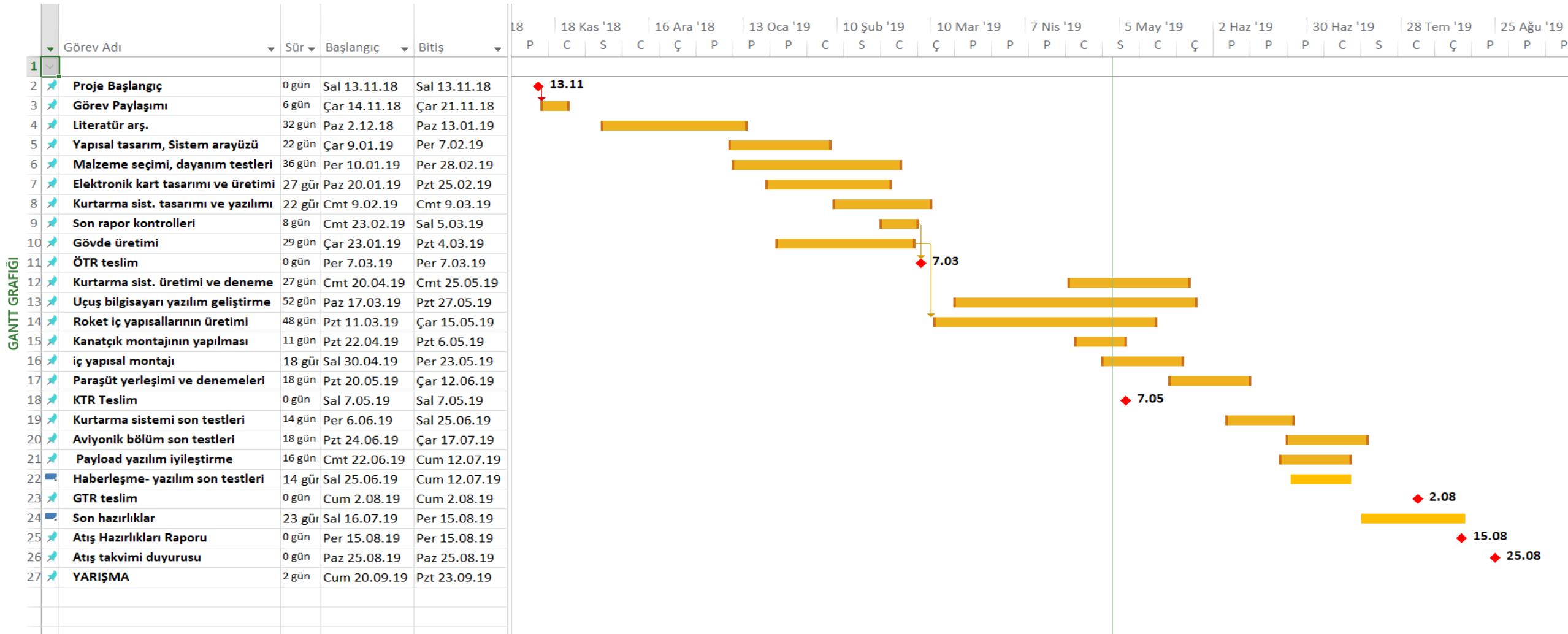
Aviyonik sistemdeki basınç sensörünü (BMP180) test etmek için hazırlanan düzenek, açık hava basıncını azaltılır. Yükseklik artarsa açık hava basıncı azalır bilgisi göz önünde bulundurularak güncel yükseklik ölçülür. Hava basıncı vakum ile düşürülerek tasarlanan algoritma gereği algılanan yükseklik değişimi sonucunda ikincil kurtarma sistemi aktif hale getirilir.

Video linki : <https://www.youtube.com/watch?v=Mu9Jzn3f8SU>





Takvim



Bütçe

MEKANİK KISIM İÇİN ALINAN/ALINACAK MALZEMELER

No	Komponent Adı	Adet	Birim Fiyat	Toplam Fiyat (TL)
1	M1545 roket motoru	1	449 dolar	2463
2	Payload ve drag paraşütü 48''	2	133.21 dolar	1446
3	Şok kordonu	-	1.5	75
4	250 bar hava tüpü	1	196,65	196,65
5	M8 çelik mapa	2	8	16
6	M6 çelik mapa	1	4	16
7	5/2 Selenoid valf 12v	1	270	270
8	Epoksi hızlı yapıştırıcı	3	42	126
9	Silindir kalem piston	2	260	520
10	Ana Paraşüt – 96''	1	362.69 dolar	1955

Bütçe

ÜRETİLMİŞ / ÜRETİLECEK PARÇALAR

No	Komponent Adı	Adet	Birim/Kg Fiyat	Toplam Fiyat (TL)
1	Burun konisi üst mapa bağlantısı	1	40	7
2	Alt mapa bağlantısı	1	100	80
3	Entegrasyon gövdesi	2	40	336
4	Burun Konisi	1	125 Euro	763
5	Gövde boruları set	1	695 Euro	4240
6	Faydalı Yük (Payload)	1	60	240
7	Birincil kurtarma Sistemi gövdesi	1	150	150
8	M8 çelik mil	3	40	40
9	Burun konisi uç parçası	1	40	4



Bütçe

ELEKTRONİK KISIM ALINAN/ALINACAK MALZEMELER

No	Komponent Adı	Adet	Birim/Kg Fiyat	Toplam Fiyat (TL)
1	Atmega328	3	12	36
2	BMP 180	2	13	26
3	3.7V Lipo Batarya 500mAh	3	21.4	64.2
4	7.4V Lipo Batarya 500mAh	2	65.78	131.56
5	LM7805 voltaj regülatörü	2	7.91	15.82
6	HM-TRLR-SW haberleme modülü	1	53.9	53.9
7	AMS1117	10	1.75	17.5
8	TOPLAM =			13289 TL

ROKET MOTORU MONTAJ TALİMATI

1.GİRİŞ

Şartnamede istenilen motor montaj işlem koşulları göz önüne alınarak motor montajı en son yapılacaktır. Alçak İrtifa Roketin motor montaj işlemleri 1 no'lu işlemden başlayarak, 12 no'lu işlemde son bulur. Motor montajı işlemi aşağıdaki resimlerde detaylı bir şekilde anlatılmaktadır. Motor montajlama işlemlerinde gerekli olan malzemeler araç/gereç/aygit listesi tablosunda belirtilmiştir.

Bu raporda izlenen montaj yöntemi tüm takım tarafından seçilen öncelikli motora göre yapılmış olup ikinci motor seçimi de göz önünde bulundurularak oluşturulmuştur. Bundan dolayı yarışma komitesi tarafından ikinci motorun verilmesi uygun görülürse aşağıdaki montaj adımları ana adımları ile geçerli olacaktır. Bunun nedeni iki roket motorunun çap ve uzunluklarının aynı olmasıdır sadece kullanılan alt mapa ve motor merkezleme halkalarının kütleyelerinde azamaya gidilecektir.

2.SORUMLULAR

GÖREVİ YAPAN TAKIM ÜYELERİ
Nevzat ÇAVDAR
Bahadır ÇAKIR
Mehmet AVCI

3.GEREKLİ ARAÇ/GEREÇ/AYGIT VE PARÇA LİSTESİ

Yarışma alanında yarışma komitesi tarafından verilecek olan roket motorunun yarışma anında roket ile montajı esnasında gerekli malzemelerin listesi ve roketin bütünlendirilmesi esnasında gerekli araç/ gereç/aygit listesi Tablo 1 ve Tablo 2 de verilmiştir.

Tablo 1. Gerekli Parçaların Listesi

Kalem Adı	Açıklama
Roket motoru (L1050)	Yarışma Komitesi tarafından sağlanacaktır. Şekil 1.1'de katı modeli gösterilmektedir
Roket Bütünü	Şekil 1.2'de katı modeli gösterilmektedir.
Üst Kanatçık Sabitleme Halkası	Şekil 1.3'de üretilen parçanın resmi gösterilmektedir.

Alt Kanatçık Sabitleme Halkası	Şekil 1.4'de üretilen parçanın resmi gösterilmektedir.
Merkezleme Halkası	Şekil 1.5'de üretilen parçanın resmi gösterilmektedir.
Motor Kılıfı	Şekil 1.6'de katı modeli gösterilmektedir.
Motor Kapağı	Şekil 1.7 de üretilen parçanın resmi gösterilmektedir.
Motor Tutucu	Şekil 1.8'de katı modeli gösterilmektedir.
Kanatçık	Şekil 1.9'de üretilen parçanın resmi gösterilmektedir.
Roket Alt Gövde	Şekil 1.10'de katı modeli gösterilmektedir.
Bağlantı Civataları-1 (M4)	Şekil 1.11'de resim olarak gösterilmektedir.
Bağlantı Civataları-1 (M5)	Şekil 1.12'de resim olarak gösterilmektedir.

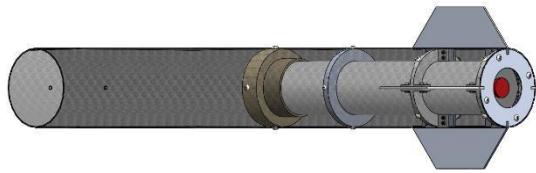
Tablo 2. Gerekli Araç/Gereç/Aygıt Listesi

Araç/Gereç/Aygıt Adı	Açıklama
T Tipi Allen Anahtar	4mm
T Tipi Tor Anahtar	T15 T20
Şarjlı Matkap	
Şarjlı Matkap Allen Ucu	4mm

Şekil 1. Gerekli Parçalar



Şekil 1.1 Roket Motoru



Şekil 1.2 Roket Bütünü



Şekil 1.3 Üst Kanatçık Sabitleme Halkası



Şekil 1.4 Alt Kanatçık Sabitleme Halkası



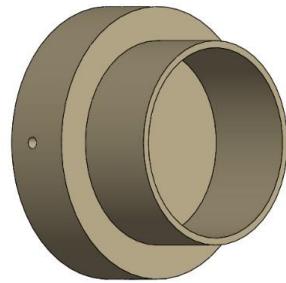
Şekil 1.5 Merkezleme Halkası



Şekil 1.6 Motor Kılıfı



Şekil 1.7 Motor Kapağı



Şekil 1.8 Motor Tutucu



Şekil 1.9 Kanatçık



Şekil 1.10 Roket Alt Gövde



Şekil 1.11 Bağlantı Cıvataları-1 (M4)

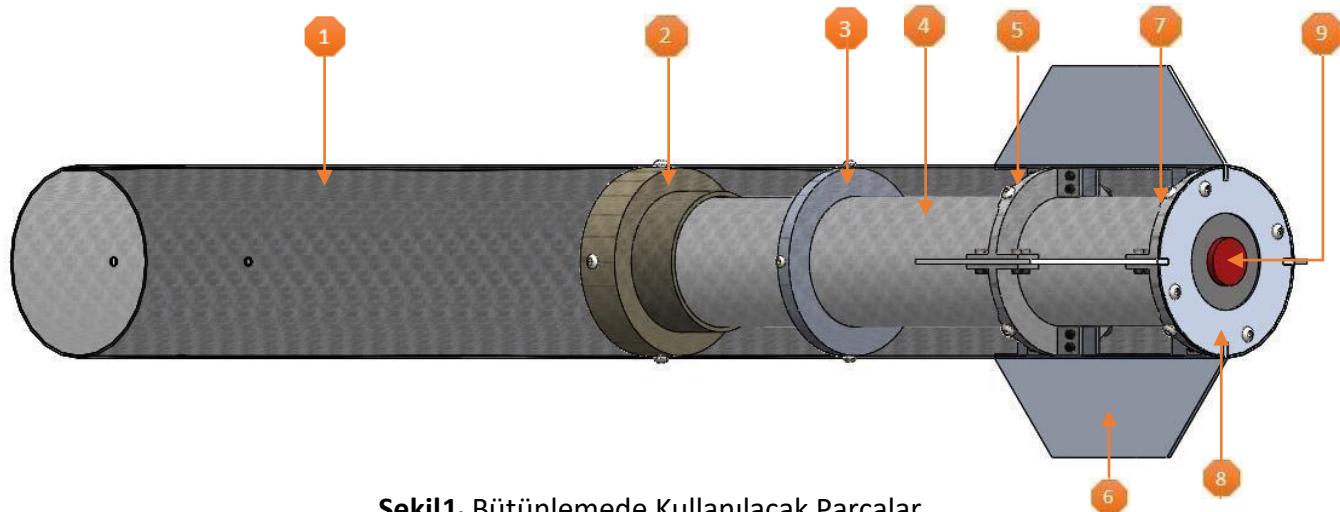


Şekil 1.12 Bağlantı Cıvataları-1 (M5)

4. UYGULAMA

1. Bütünleme işleminde kullanılacak bütün kalemlerin hazır olup olmadığı kontrol edilir.

Montaj kolaylığı için bütünlendirme stratejisi şekildeki gibi soldan sağa numaralandırılmıştır. (Şekil 1).



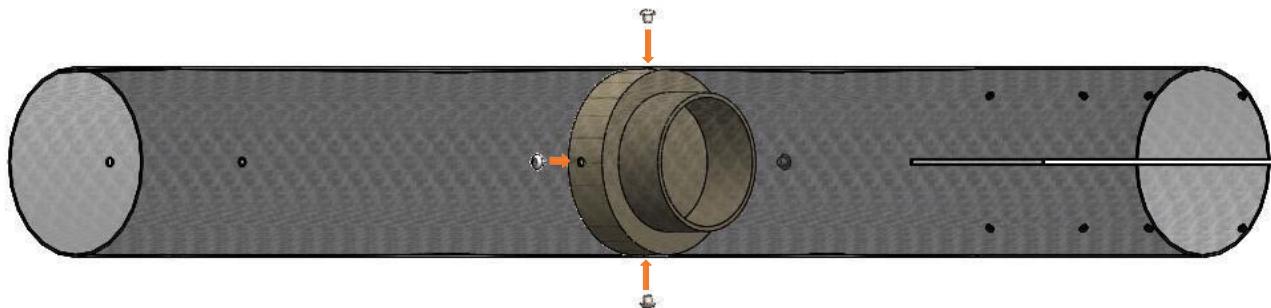
Şekil1. Bütünlemede Kullanılacak Parçalar

2. Roketin alt gövdesi işlemin yapılmacıği masaya alındıktan sonra motor kılıfı sabitleme parçası Şekil 2'de görüldüğü gibi gövdenin üst kısmından yerleştirilir.



Şekil 2.

3. Motor kılıfı sabitleme parçası alt gövdenin içinde Şekil 3'deki konuma getirilip 4 adet vidayla sabitlenir.



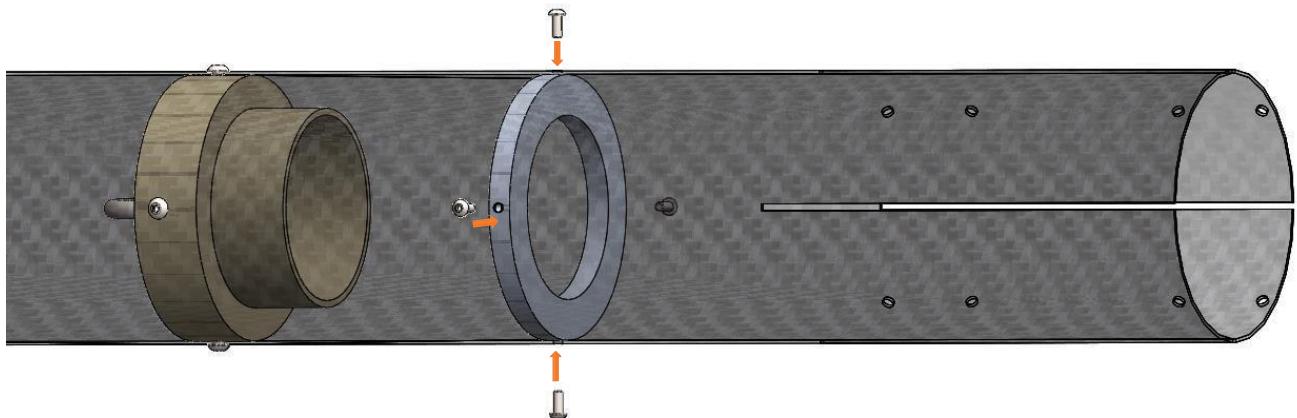
Şekil 3

4. Motor kılıfı merkezleme halkası Şekil 4'de gösterildiği gibi gövdeye alt kısımdan yerleştirilir.



Şekil 4

5. Motor merkezleme halkası Şekil 5'deki konuma getirilip 4 adet vida ile sabitlenir.



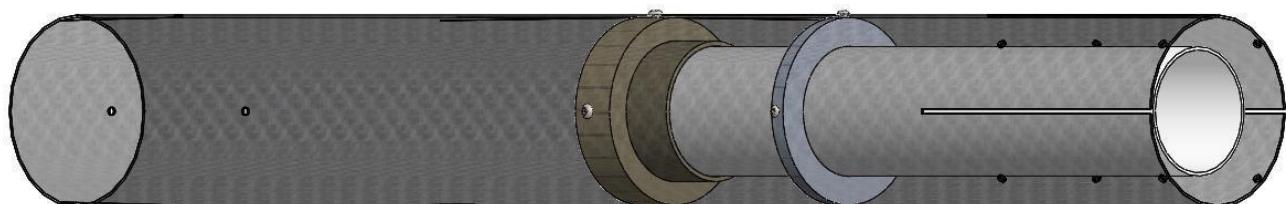
Şekil 5

6. Motor kılıfı gövdeye Şekil 6'daki gibi alt kısımdan yerleştirilir.



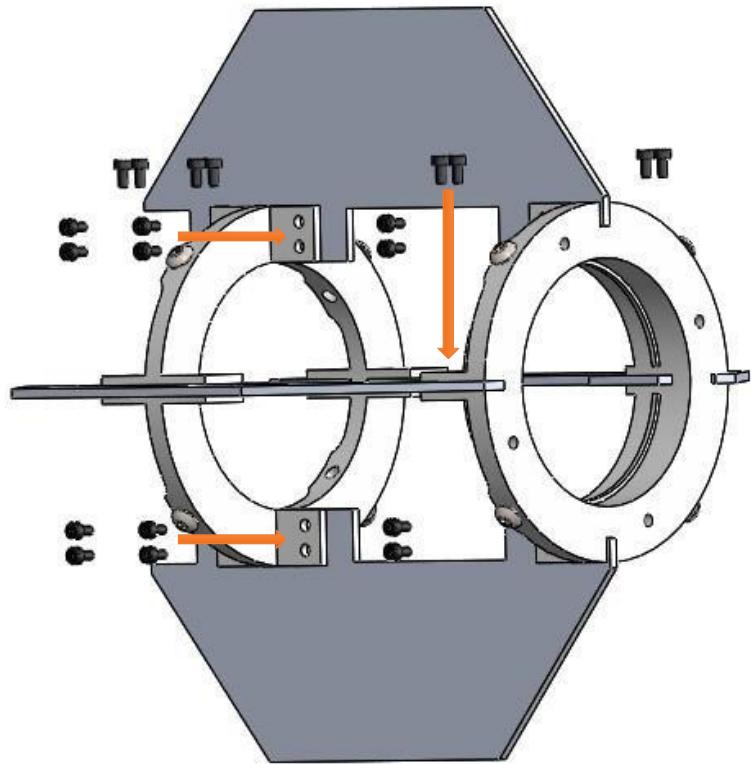
Şekil 6

7. Motor kılıfı Şekil 7 de göründüğü gibi gövdenin içine sıkıca geçirilip motor tutucuya yerleştirilir. Böylece motor yeri hazırlanmış olur.



Şekil 7

8. Kanatçıklardaki delikler dışında Şekil 8'de görüldüğü gibi üst kanatçık sabitleme halkası ve alt kanatçık sabitleme halkasındaki bağlantı delikleriyle hizalanır M4 vidalarla sabitlenir. Böylece kanatçık montajı dışarıda tamamlanmış ve sistem rokete yerleştirilmek için hazır hale gelmiş olur.



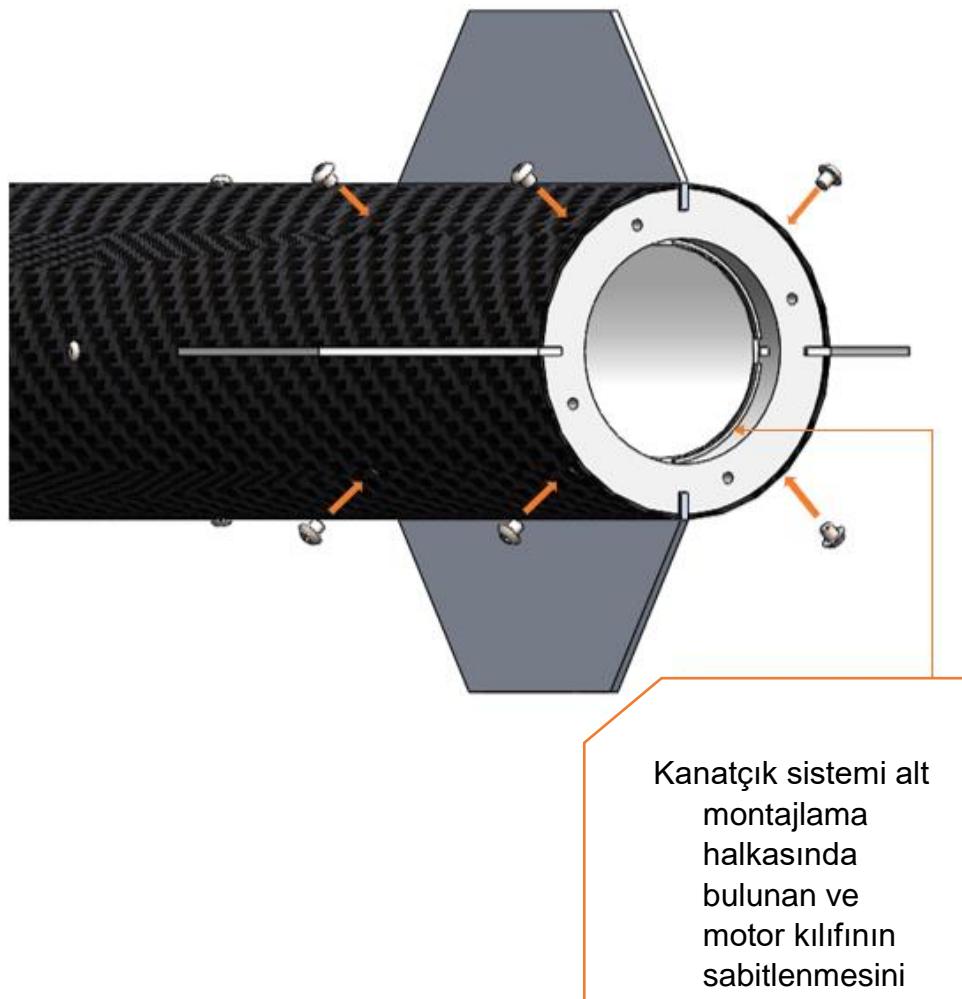
Şekil 8

9. Kanatçık sistemi Şekil 9'daki gibi alt gövdede açılmış olan kanatçık kanallarına hizalanarak geçirilir.

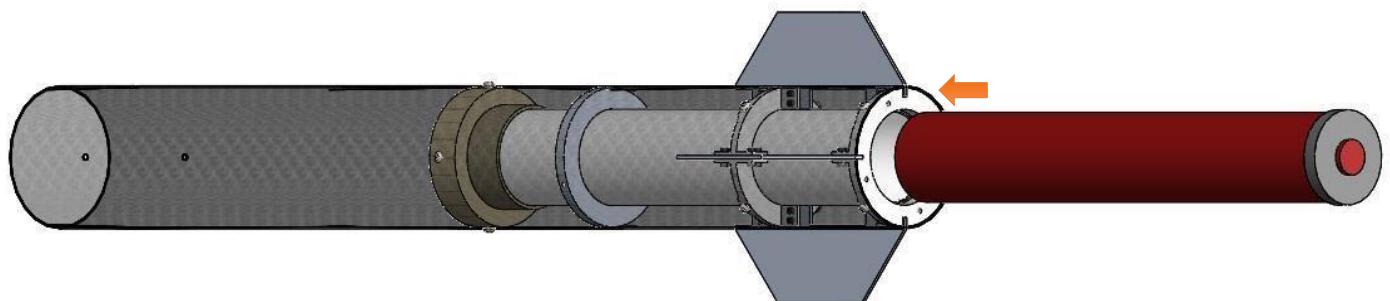


Şekil 9

10. Gövdeye geçirilen kanatçık sistemi gövdeye Şekil 10 da görüldüğü gibi 4 adet üst kanatçık montajlama halkasına ve 4 adet alt kanatçık montajlama halkasına olacak şekilde vidalanır. Bu adımda kanatçıkların roketle bütünlüğünü tamamlanmış olur. Kanatçık sabitleme halkaları aynı zamanda motor kılıfını da merkezleyerek sabitler. Bu sabitleme işlemi, alt kanatçık gövdesinde bulunan fatura ile yapılır.

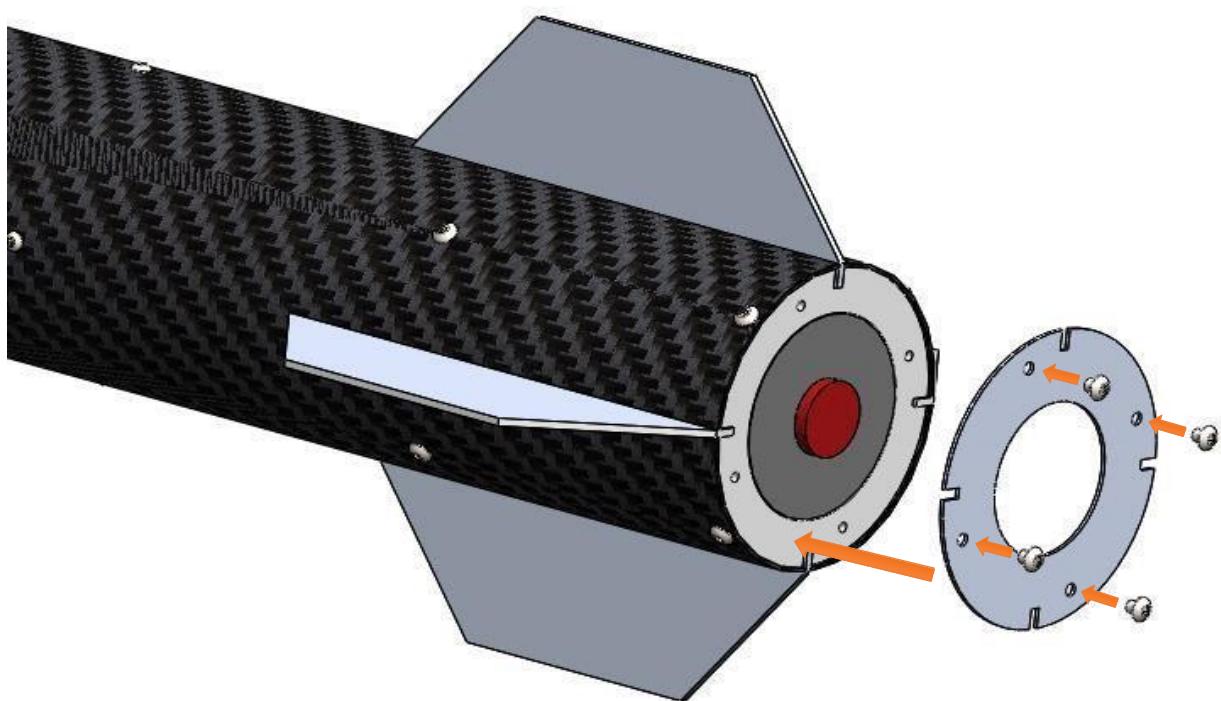


11. Motor Şekil 11 de görüldüğü gibi motor kılıfının içine yerleştirilir.



Şekil11

12. Motor kapağı Şekil 12'de görüldüğü şekilde 4 adet vida ile alt kanatçık sabitleme halkasına vidalanarak roket motoru gövdede sabitlenir ve roket motorunun montaj işlemi tamamlanır.



Şekil 12

13. Roket motoru roketle birleştirilmiş ve kullanıma hazır hale getirilmiştir.



Şekil 13

HAZIRLAYANLAR			
□	İSİM SOYİSİM	Takımdaki Görevi	TARİH
1	Bahadır ÇAKIR	Mekanik Tasarım Sorumlusu	17.05.2019
2	Nevzat ÇAVDAR	Elektronik Sistem	17.05.2019
3	Mehmet AVCI	Mekanik Tasarım Sorumlusu	17.05.2019
4	Büşra KOCAKOÇ	Analiz ve Testler	17.05.2019
5	Kübra KOCAKOÇ	Elektronik Sistem	17.05.2019
6	Muharrem TOPCU	Uçuş Bilgisayarı Sorumlusu	17.05.2019