



TEKNOFEST 2019

ROKET YARIŞMASI

EGE ROKET TAKIMI

UMAY YÜKSEK İRTİFA ROKET

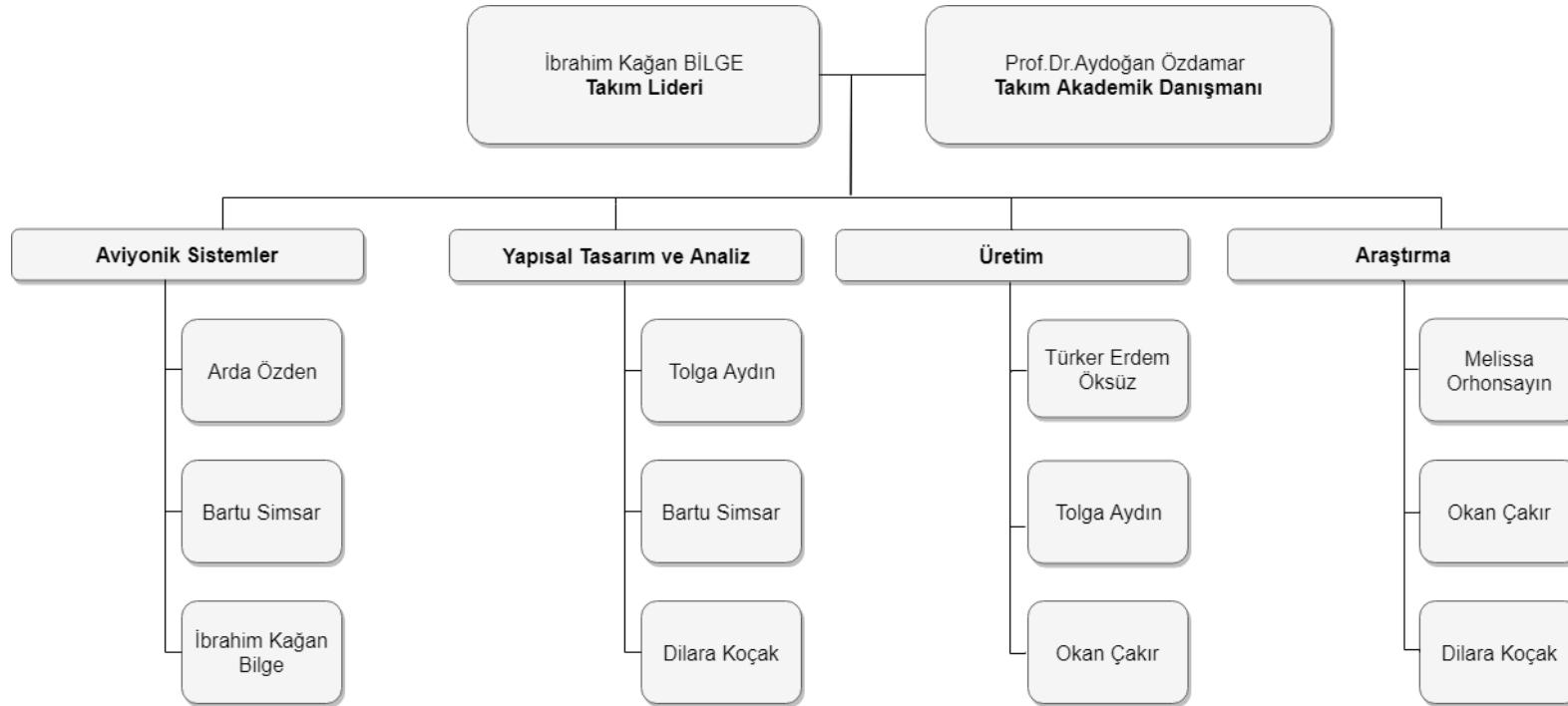
PROJESİ

Kritik Tasarım Raporu (KTR)

Sunuşu



Takım Yapısı



- **İbrahim Kağan Bilge** – Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği 2.Sınıf Öğrencisi
- **Tolga Aydın** - Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği 2.Sınıf Öğrencisi
- **Bartu Simsar** - Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği 2.Sınıf Öğrencisi
Ege Üniversitesi Elektrik - Elektronik Mühendisliği Yandal Öğrencisi
- ***Mehmet Arda Özden** – Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği Yüksek Lisans Öğrencisi

- **Türker Erdem Öksüz** – Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği 4.Sınıf Öğrencisi
- **Dilara Koçak** – Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği Yüksek Lisans Öğrencisi
- **Melissa Orhonsayın** – Ege Üniversitesi Kimya Mühendisliği 1.Sınıf Öğrencisi
- ***Okan Çakır** – Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği 2.Sınıf Öğrencisi

(*)=> Yeni Üye



Roket Genel Tasarımı



ÖZET

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü	Yorum
Boy (metre):	2,65 m	İstenilen standartları sağlamaya yönelik kararlaştırılan, roketimizin boyu.
Çap (metre):	0,127 m	Montaj ve parça yerlesimi için hareket hacmi kazanma amacıyla optimum çap değeri olarak seçilmiştir.
Roketin Kuru Ağırlığı(kg.):	20,410 kg	Motor harici roket alt sistemlerinin ve yapı malzemelerinin oluşturduğu salt ağırlık.
Yakıt Kütlesi(kg.):	4,835 kg	Birincil tercihimiz olan M1545 motorunun sahip olduğu yakıt kütlesi.
Motorun Kuru Ağırlığı(kg.):	3,043 kg	Motorun yakıt tüketiminden sonrası ağırlığı .
Faydalı Yük Ağırlığı (kg.):	4 kg	Faydalı yükümüzün toplam ağırlığı.
Toplam Kalkış Ağırlığı (kg.):	28,288 kg	Roketimizin istenilen standartları sağlamasına yönelik kararlaştırılan kalkış ağırlığı.
İtki Tipi:	Katı yakıt	Motorumuzun, gerekli itkiyi sağlayan yakıtının türü.

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü	Yorum
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	5,5781	Ortalama itkinin roketin ağırlığına olan oranı.
Rampa Hızı(m/s):	25,3 m/s	Roketimizin rampadan ayrılış hızı.
Yanma Boyunca En az Statik Denge Değeri:	1,72 cal	Roketimizin uçuş boyunca (son 1 saniye hariç) ulaştığı minimum statik denge değeri.
En büyük ivme (g):	5,9297 g	Roketimizin ulaştığı en yüksek ivme değeri($58,15 \frac{m}{s^2}$)
En Yüksek Hız(m/s & M):	$247,3225 \frac{m}{s}$ & 0,74045 Ma	Roketimizin ulaştığı en yüksek hız.(subsonic)
Belirlenen irtifa(m):	3000 m	Roketimizin gerekli optimizasyonlar yapıldıktan sonraki ulaştığı irtifa.

Motor Seçimleri

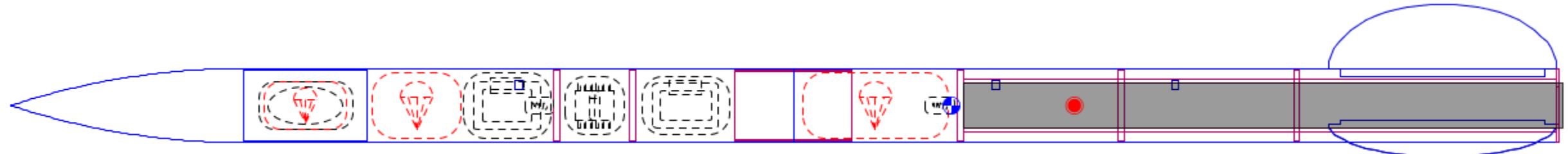
Marka :	Cesaroni	İsim: 1545	Sınıf:	M
		Motorun Toplam İtki Değeri(Ns):	8186,7 Ns	
Marka :	Cesaroni	İsim: 2150	Sınıf:	M
		Motorun Toplam İtki Değeri(Ns):	7455,4 Ns	

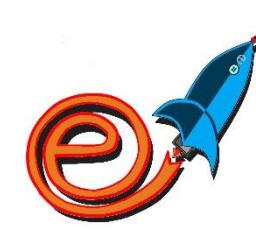


Open Rocket Genel Tasarım

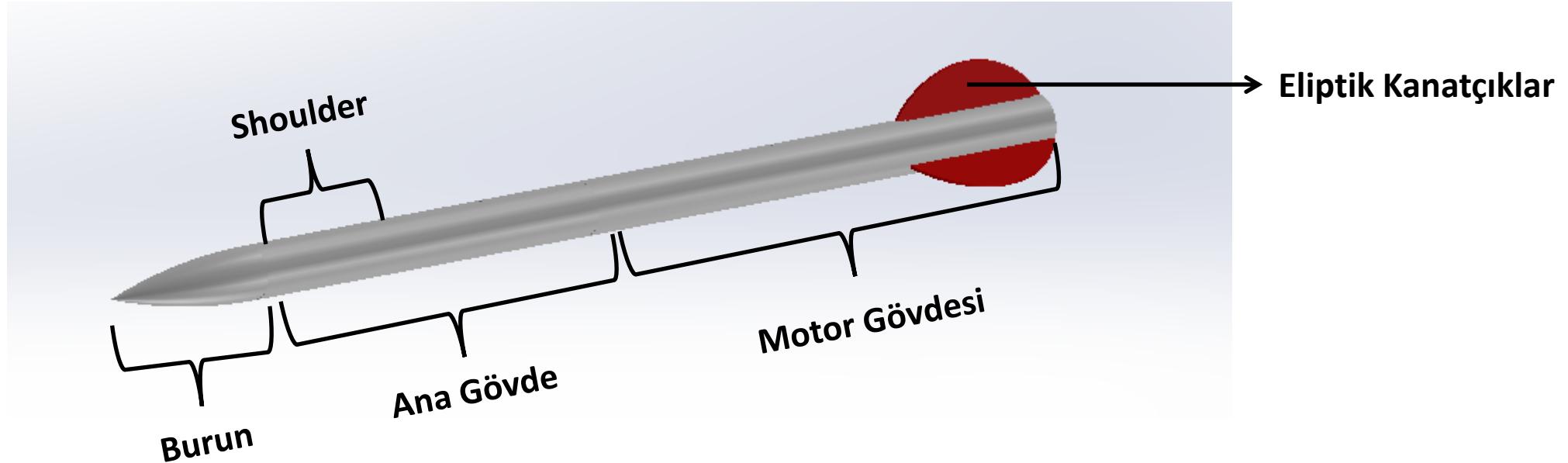


Umay Yüksek İrtifa Ro... [8187-M1545-GR-0]	25,3 m/s	3000 m	17,6 m/s	20,5 s	247 m/s	58,2 m/s ²	25,9 s	225 s	7,67 m/s
Hız, Anlık İvme, İrtifa [8187-M1545-GR-0]	25,3 m/s	3000 m	17,5 m/s	20,5 s	248 m/s	58,2 m/s ²	25,9 s	225 s	7,64 m/s





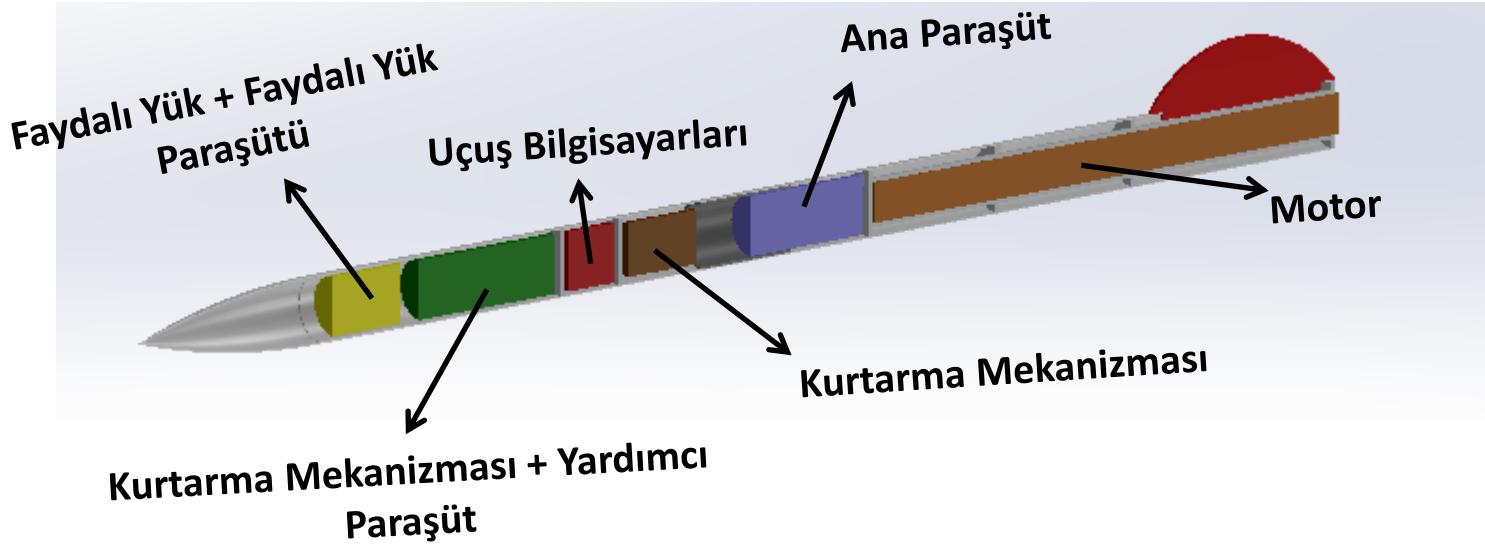
Open Rocket Genel Tasarım



Boyutlar	Burun Konisi	Shoulder	Ana Gövde	Motor Gövdesi	Eliptik Kanatçıklar
Dış Çap (cm)	12,7	12,3	12,7	12,7	11 (Height)
Et Kalınlığı (cm)	0,3	0,2	0,2	0,2	0,74
Boy (cm)	40	21	94	130	38 (Root Chord)



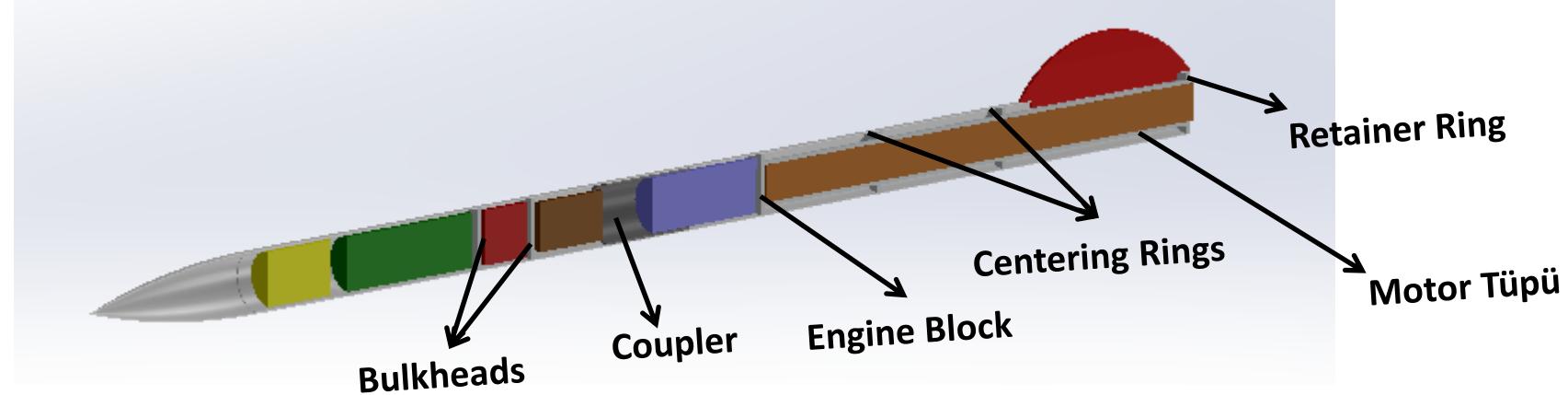
Open Rocket Genel Tasarım



Boylar	Faydalı Yük + Faydalı Yük Paraşütü	Kurtarma Mekanizması + Yardımcı Paraşüt	Uçuş Bilgisayarları	Kurtarma Mekanizması	Ana Paraşüt	Motor
Çap (cm)	8	11	10	10	11	7,5
Boy (cm)	16	30	10	15	25	102,5



Open Rocket Genel Tasarım



Boylar	Bulkheads	Coupler	Engine Block	Centering Rings	Motor Tüpü	Retainer Ring
Dış Çap (cm)	12,3	12,3	12,3	12,3	9	12,7
İç çap (cm)	-	11,7	-	9	7,55	6,5
Boy (cm)	1	20	1	1	103	0,5

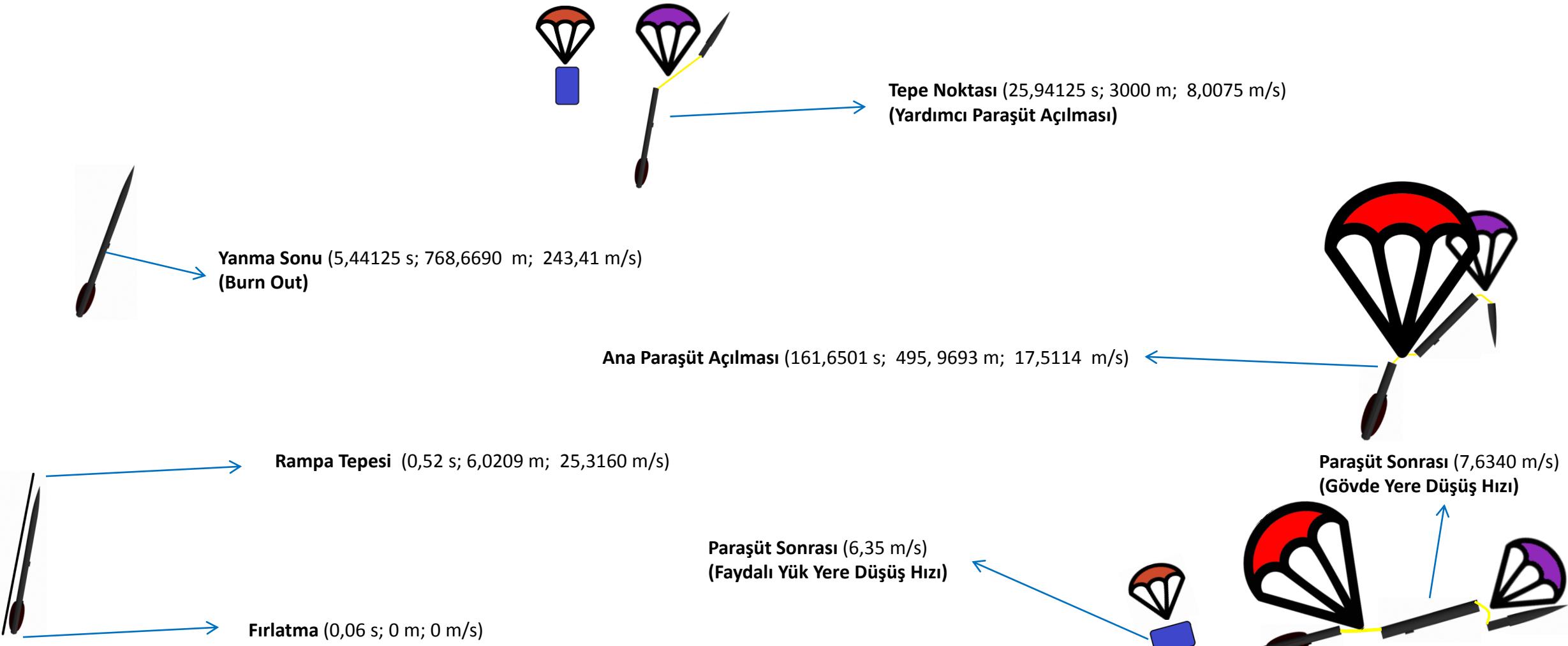


Open Rocket Genel Tasarım

Olay	Zaman (s)	İrtifa (m)	Hız (m/s)
Fırlatma	0,06	0	0
Rampa Tepesi	0,52	6,0209	25,3160
Yanma Sonu (Burn Out)	5,44125	768,6690	243,41
Tepe Noktası (Yardımcı Paraşüt Açılması)	25,94125	3000	8,0075
Paraşüt Açılması (Ana)	161,6501	495,9693	17,5114
Paraşüt Sonrası	-	-	7,6340



Open Rocket Genel Tasarım

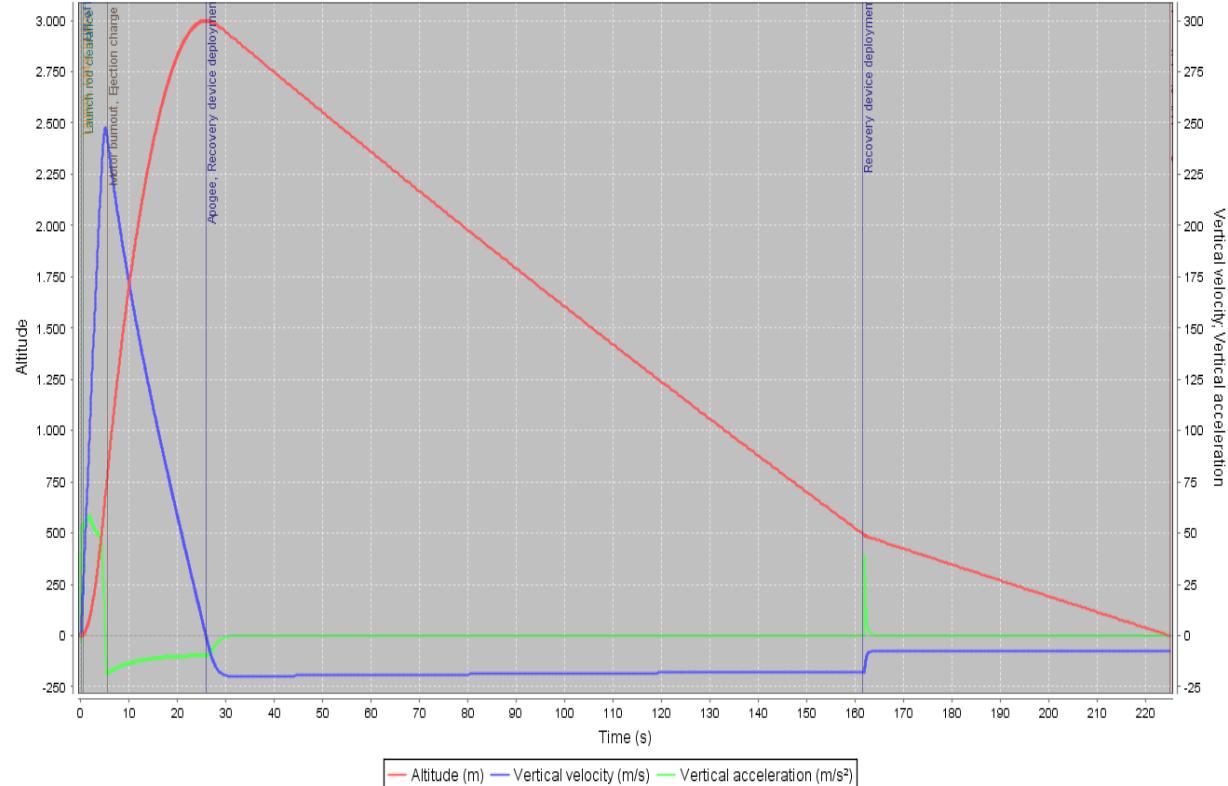




Open Rocket Genel Tasarım

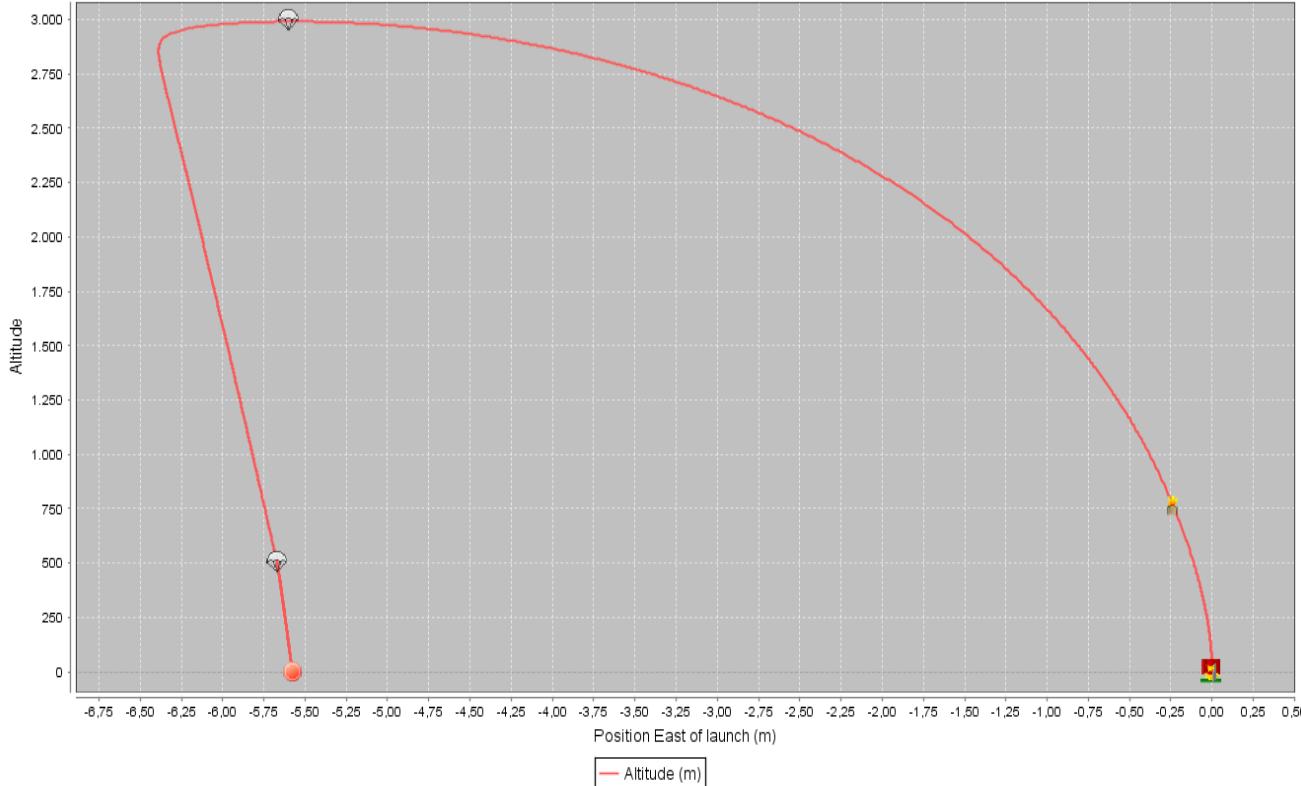
Hız, Anlık İvme, İrtifa

Custom



10 m/s Rüzgar İçin Tahmini Düşüş Noktası

Flight side profile



- Grafikleri oluşturmak için kullanılan simülasyon verileri, şartnamedeki launch simulation ekran değerleri baz alınarak yazılmıştır.



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



Roket Malzeme Listesi				
Parça No	Komponent	Ağırlık (Gram)	Malzeme	Adet
1	Burun Konisi	556	Karbon Fiber	1
2	Shoulder	284	Karbon Fiber	1
3	Ana Gövde	1314	Karbon Fiber	1
4	Faydalı Yük	4000	-	1
5	Yardımcı Paraşüt	136	Ripstop Nylon	1
6	Shroud Lines (Y.P.)	3,5	Braided Nylon	5
7	Kurtarma Mekanizması	1000	-	2
8	Bulkhead	321	Alüminyum	2
9	Altimeter Two	9,9	-	1
10	Aviyonik Sistem (Uçuş Bilgisayarları + Tüp)	1000	-	1



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



Roket Malzeme Listesi				
Parça No	Komponent	Ağırlık (Gram)	Malzeme	Adet
11	Tube Coupler	403	Karbon Fiber	1
12	Shock Cord (1)	5,25	Braided Nylon	1
13	Shock Cord (2)	3,5	Braided Nylon	1
14	Faydalı Yük Paraşütü	224	Ripstop Nylon	1
15	Shroud Lines (F.Y.P.)	1,75	Braided Nylon	8
16	Launch Lug	4,95	Alüminyum	3
17	Motor Gövdesi	1824	Karbon Fiber	1
18	Motor Tüpü	5216	Alüminyum	1
19	Engine Block	321	Alüminyum	1
20	Centering Ring	149	Alüminyum	2



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



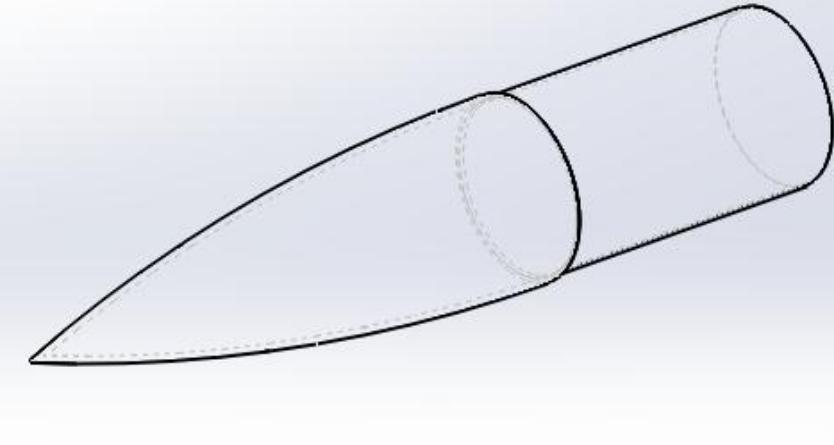
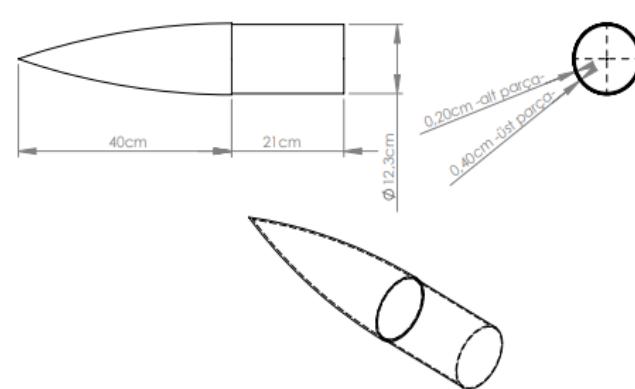
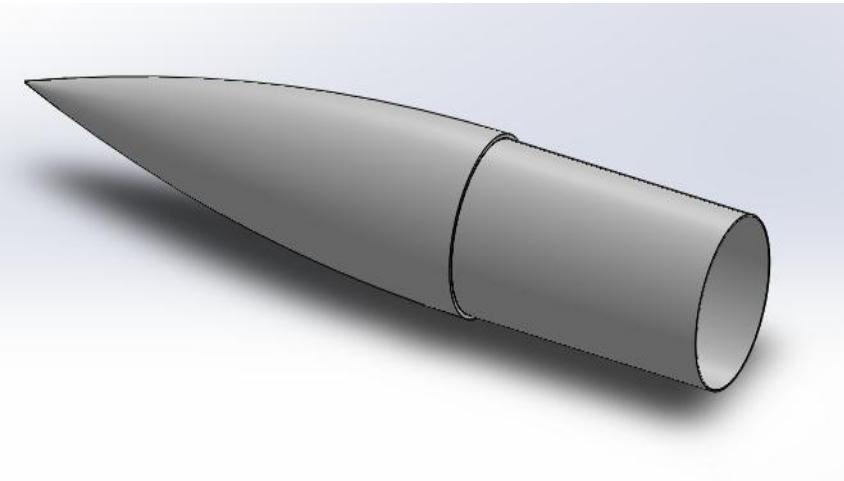
Roket Malzeme Listesi				
Parça No	Komponent	Ağırlık (Gram)	Malzeme	Adet
21	Eliptical Fin Set	422,33	Karbon Fiber	3
22	Ana Paraşüt	524	Ripstop Nylon	1
23	Shroud Lines (A.P.)	4,2	Braided Nylon	12
24	Retainer Ring	367	Çelik	1
25	İmbus M6 Cıvata	2,5	Çelik	4

Roketen; burun konisi, gövde, kanatçık ve tube coupler kısımlarında Karbon Fiber kullanılması kararlaştırıldı. Mukavemetinin diğer olası materyallere göre daha fazla olması malzeme uygunluğu açısından ilk önemli etken oldu. Hafifliği ve dolayısı ile spesifik mukavemeti, tüm rokette kullanılması için Karbon Fiber materyalini en öne çikaran özellikti. Aynı zamanda bu materyalin yanma dayanımının diğer olası materyallere göre daha avantajlı, mukavemet dışındaki mekanik özelliklerinin de daha kullanılabilir olduğunu –istinalar ile birlikte- tespit ettik. Raporumuzun alt sistemler bölümünde, her bir alt sistem için neden bu materyalin tercih edildiği, karşılaştırmalı olarak açıklandı.





Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



-Burun Konisi-

Burun konisi şekli: Tangent Ogive (*Shape par.=1*)

Burun konisi uzunluğu: 400 mm

Dış çap: 127 mm

Et kalınlığı: 3 mm

Malzeme: Karbon Fiber

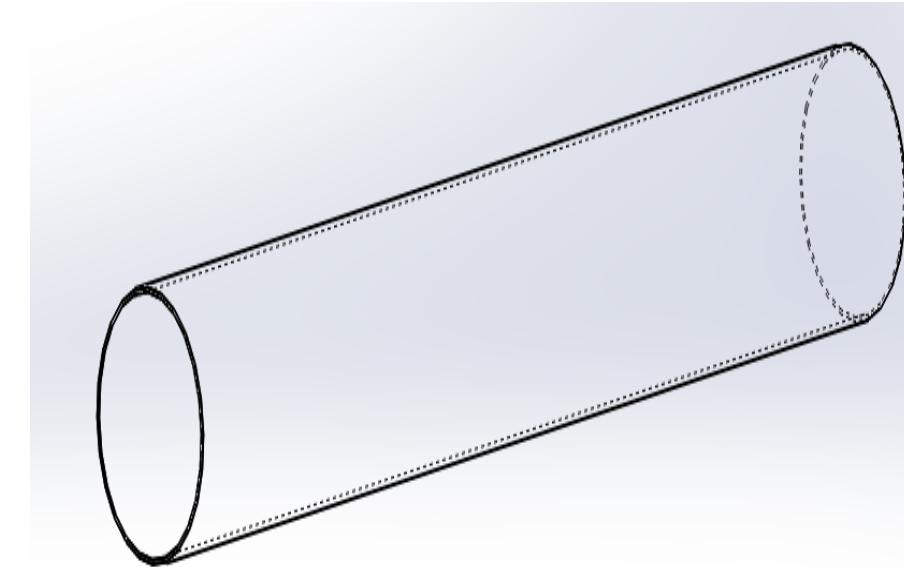
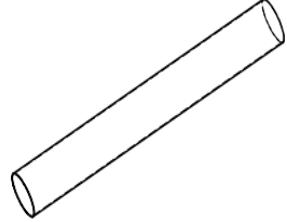
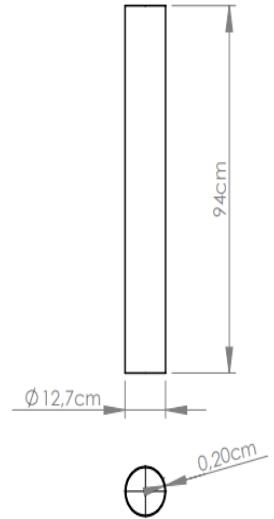
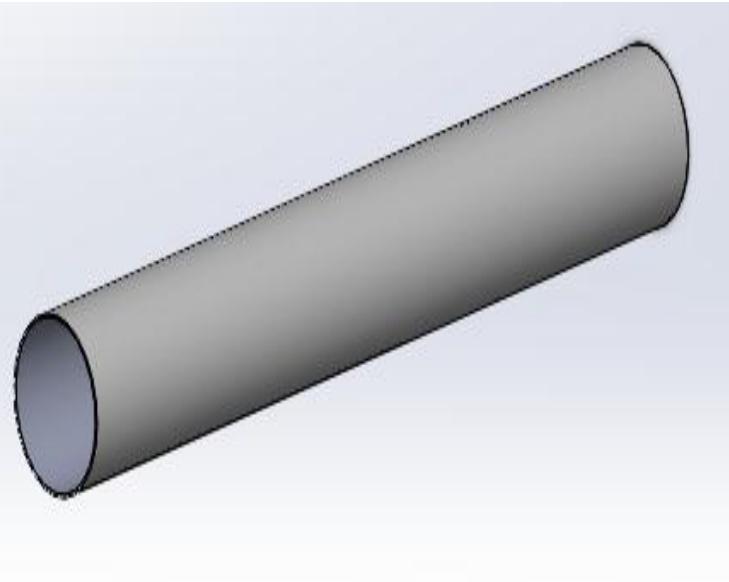
-Shoulder-

Shoulder dış çap: 123 mm

Shoulder iç çap: 119 mm

Shoulder uzunluğu: 210 mm

Malzeme: Karbon Fiber



-Ana Gövde-

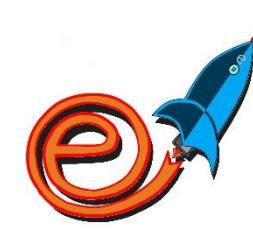
Gövde uzunluğu: 940 mm

Dış çap: 127 mm

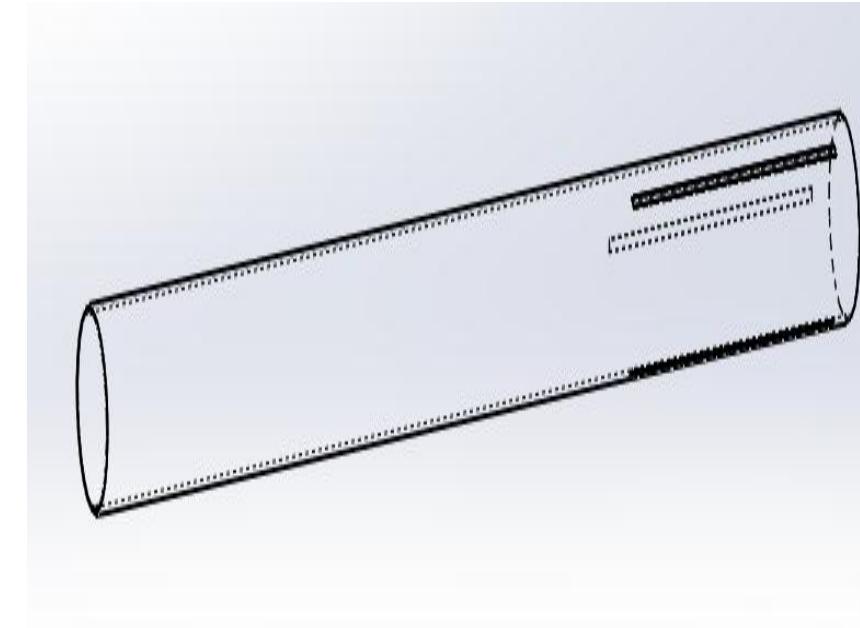
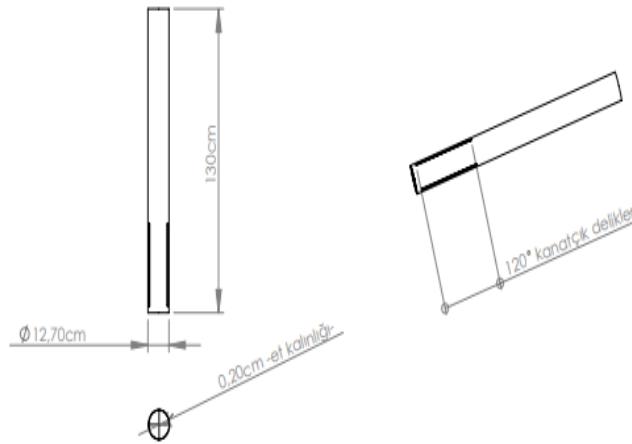
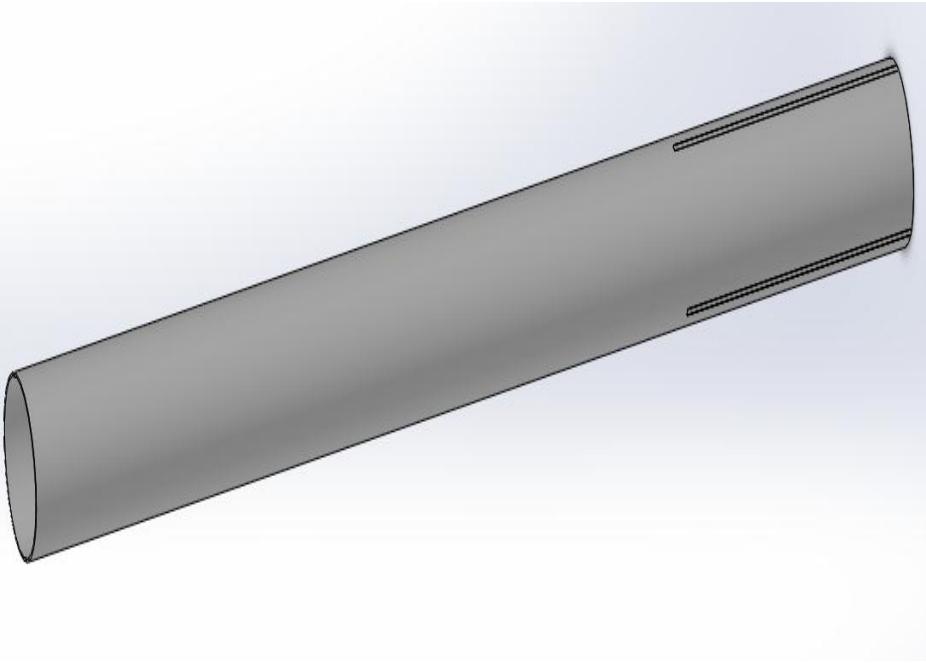
İç çap: 123 mm

Et kalınlığı: 2 mm

Malzeme: Karbon Fiber



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



-Motor Gövdesi-

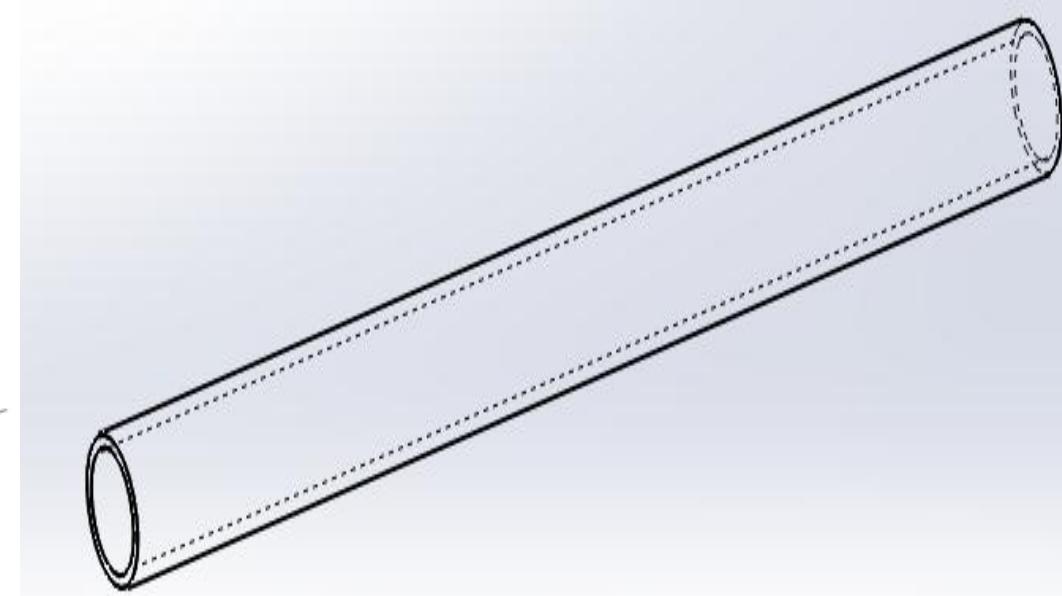
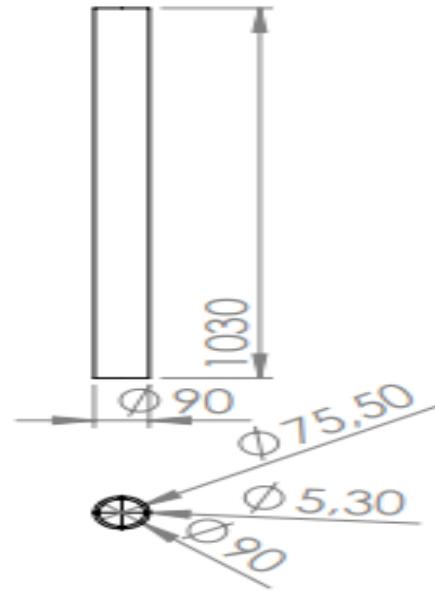
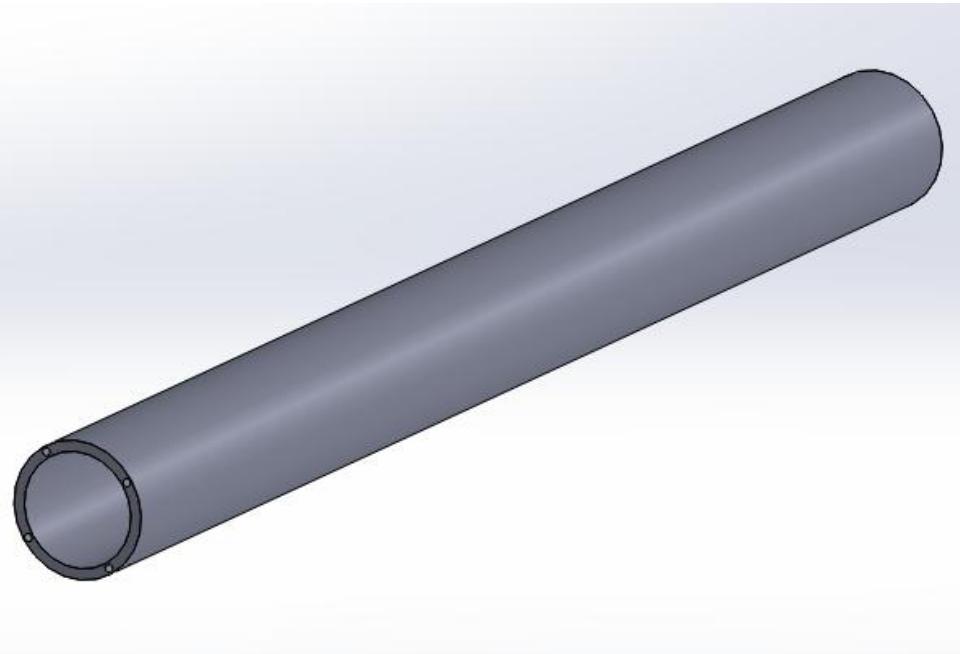
Gövde uzunluğu: 1300 mm

Dış çap: 127 mm

İç çap: 123 mm

Et kalınlığı: 2 mm

Malzeme: Karbon Fiber



-Motor Tüpü-

Dış Çap: 90 mm

İç çap: 75,5 mm

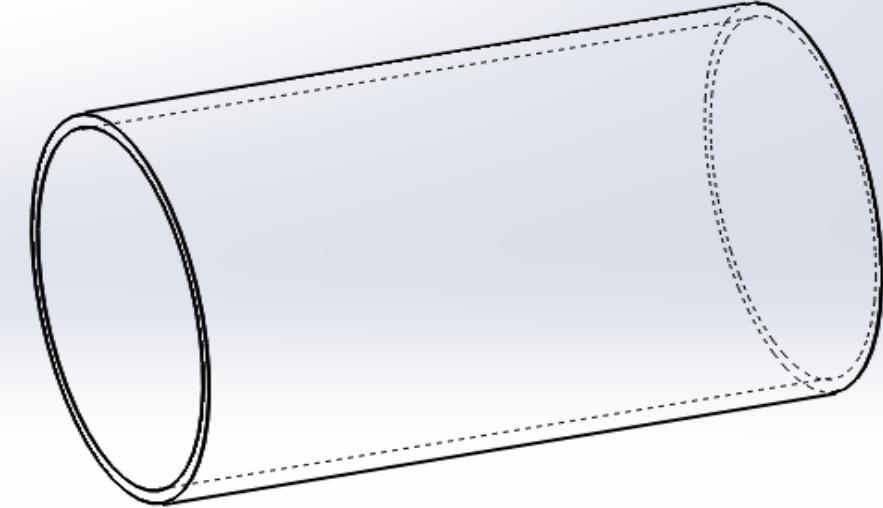
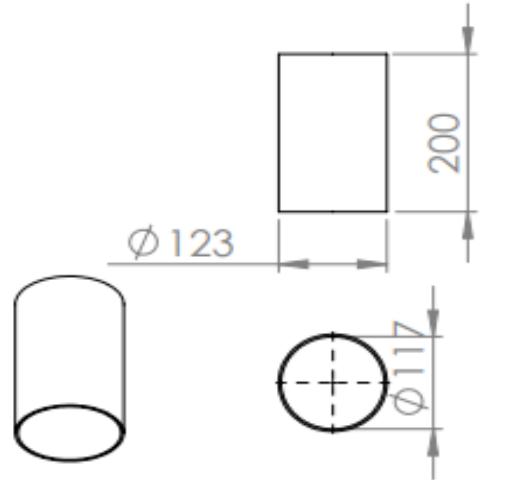
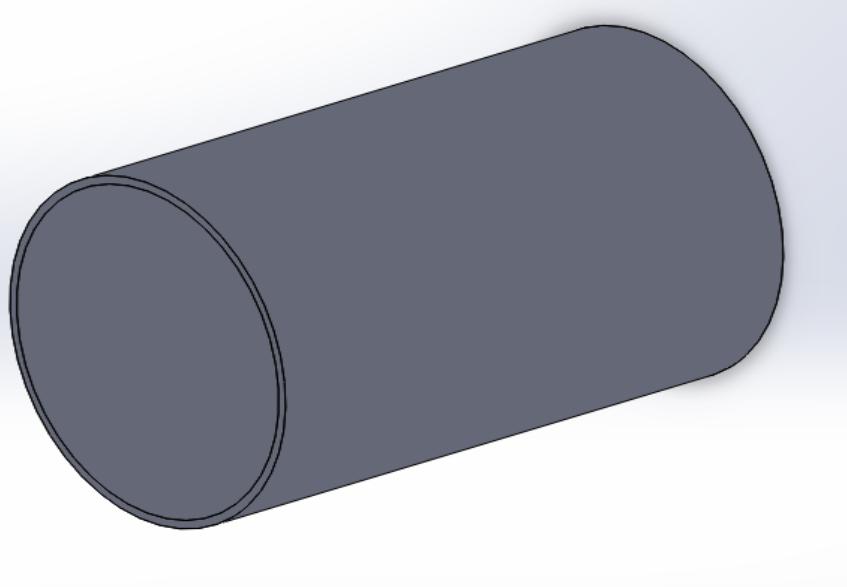
Et kalınlığı: 7,25 mm

Tüp uzunluğu: 1030 mm

Malzeme: Alüminyum



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



-Coupler-

Dış çap: 123 mm

İç çap: 117 mm

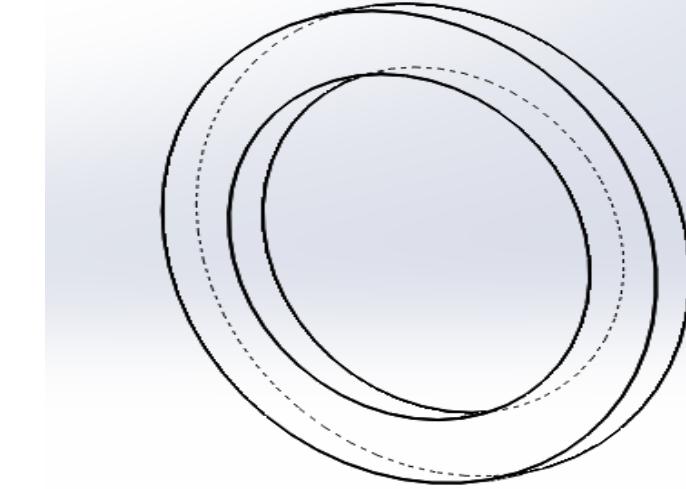
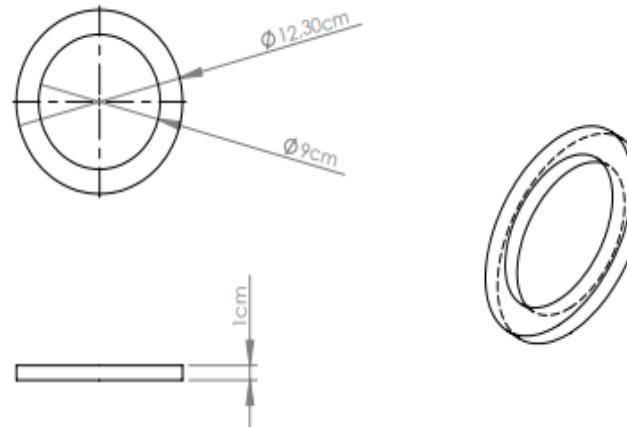
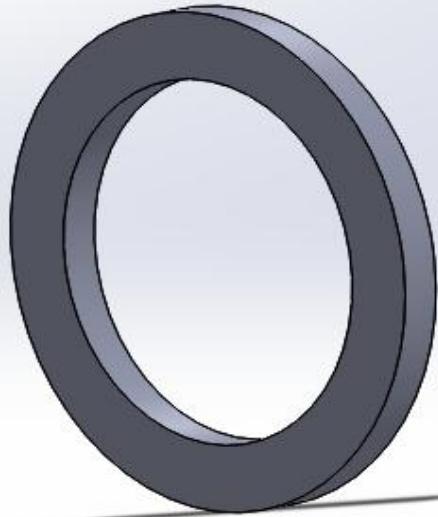
Uzunluk: 200 mm

Et kalınlığı: 3 mm

Malzeme: Karbon Fiber



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



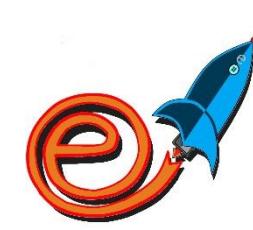
-Centering Ring-

Dış çap: 123 mm

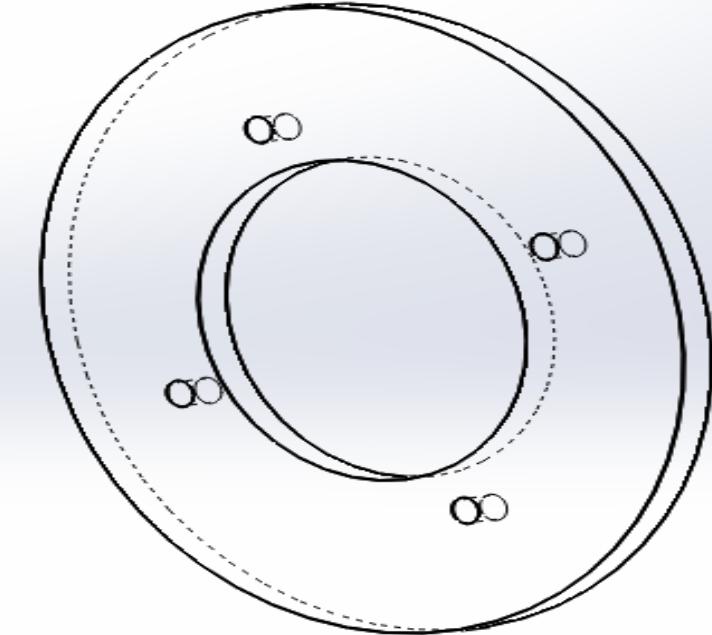
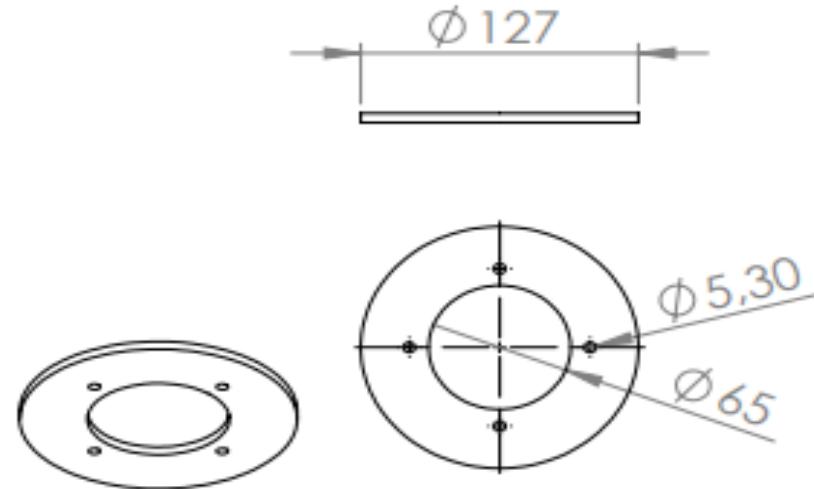
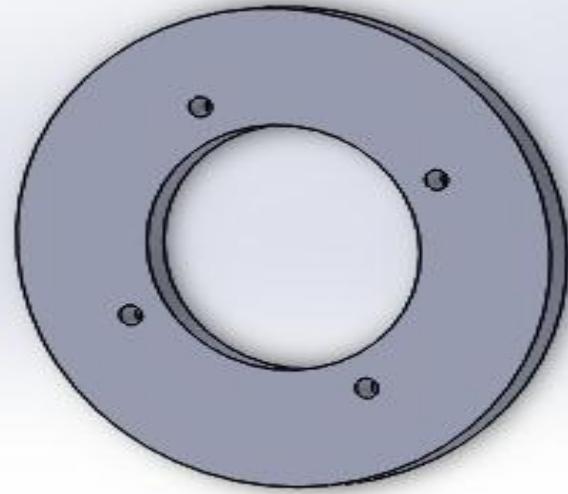
İç çap: 90 mm

Et kalınlığı: 10 mm

Malzeme: Alüminyum



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



-Retainer Ring-

Dış çap: 127 mm

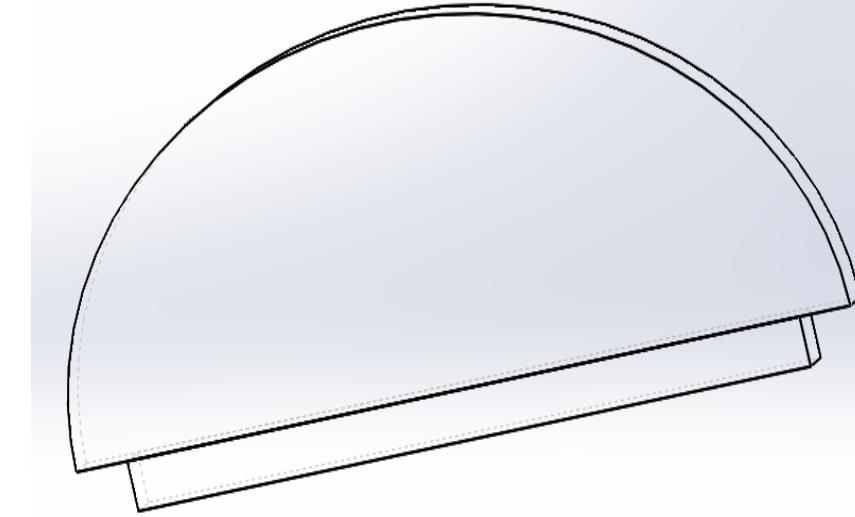
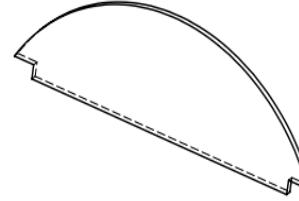
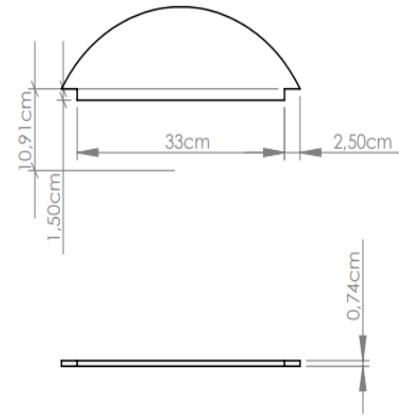
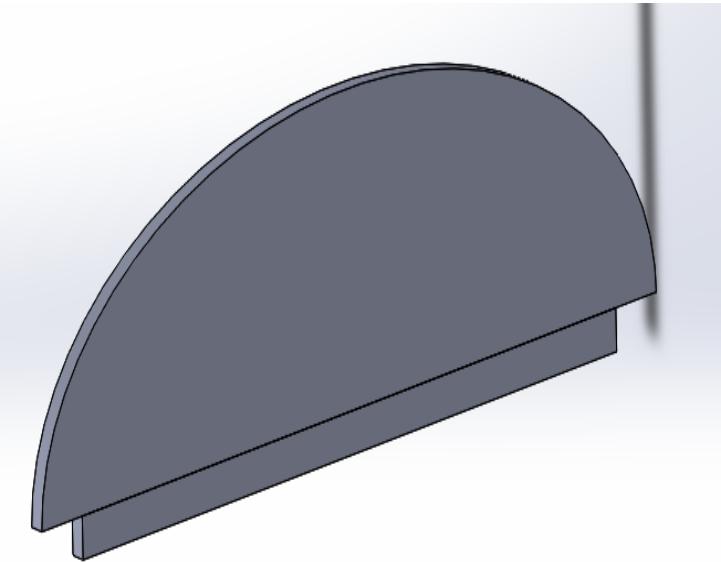
İç çap: 65 mm

Et kalınlığı: 5 mm

Malzeme: Çelik



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



-Eliptik Kanatçıklar-

Root chord: 380 mm

Yükseklik: 110 mm

Et kalınlığı: 7,4 mm

Kanatçık enine kesiti: Airfoil

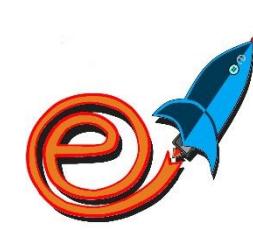
Malzeme: Karbon Fiber

-Fin tabs-

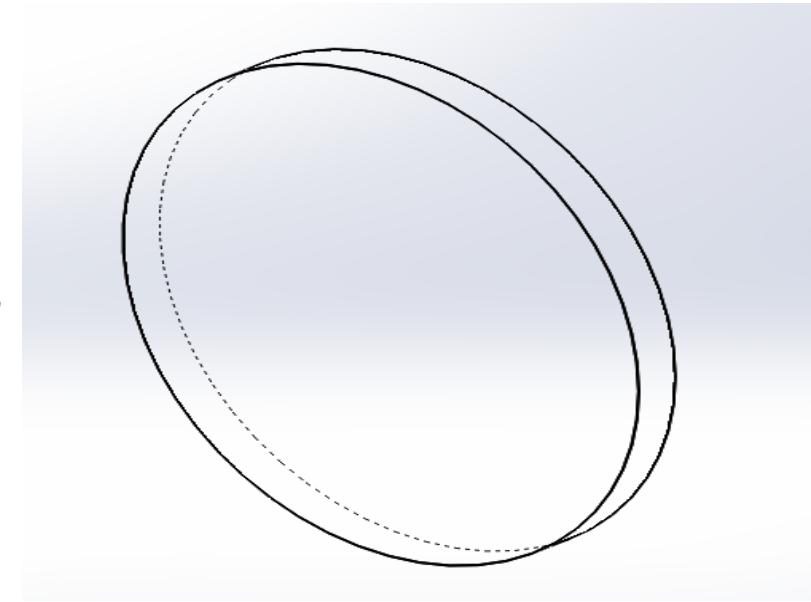
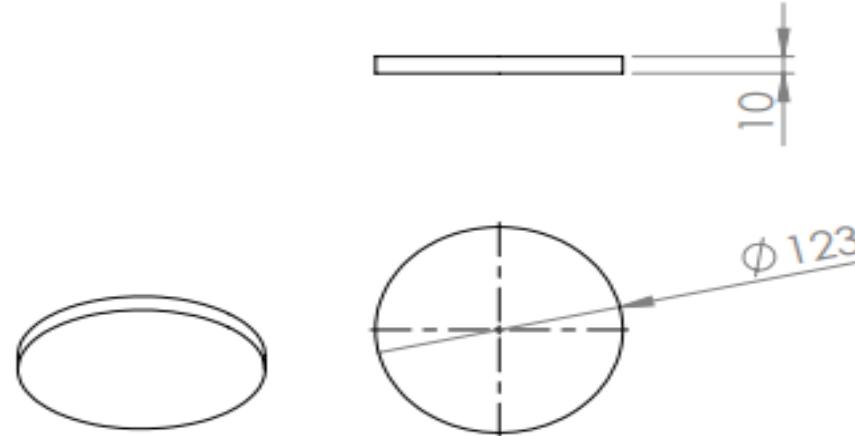
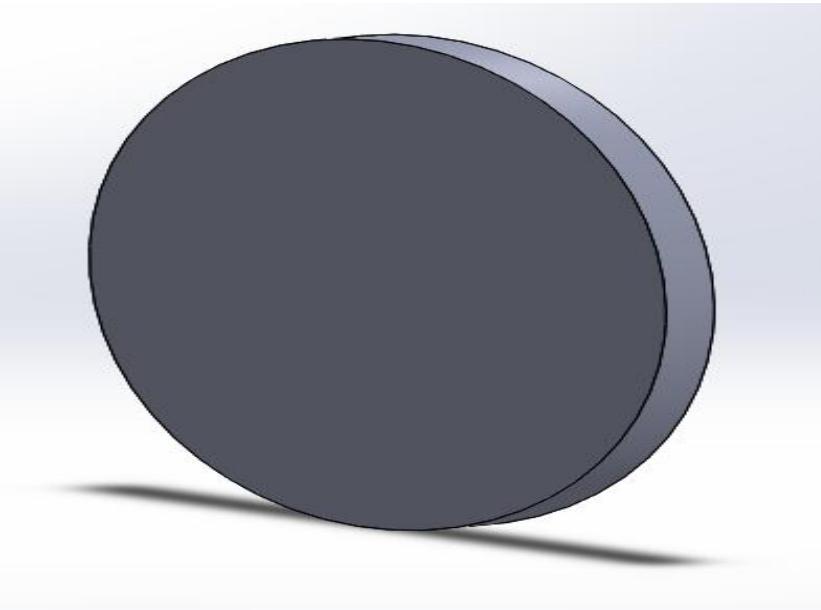
Tab uzunluğu: 330 mm

Tab yüksekliği: 15 mm

Malzeme: Karbon Fiber



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



-Engine Block-

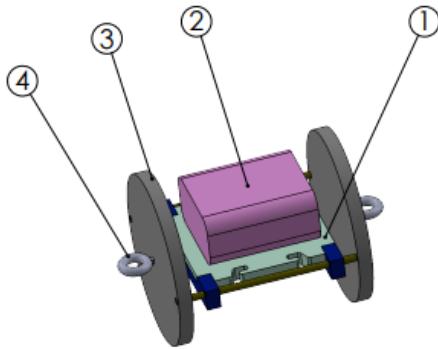
Çap: 123 mm

Et kalınlığı: 10 mm

Malzeme: Alüminyum

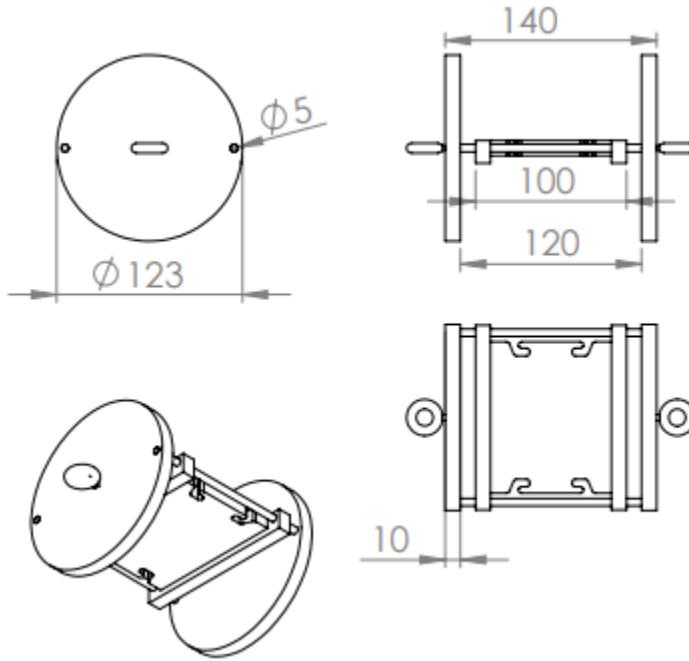


Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



	AD
1	AVİYONİK DÜZLEM
2	AVİYONİK KUTUSU
3	BULKHEAD
4	MAPA

} Aviyonik Tüp



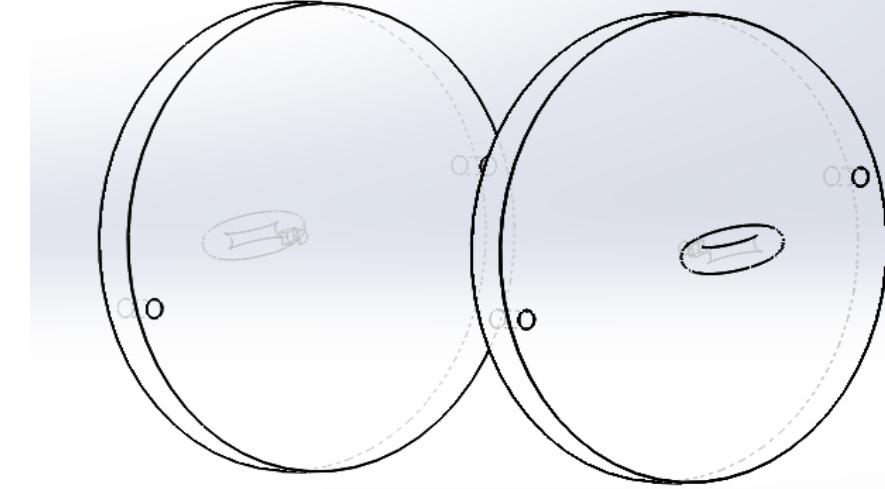
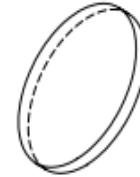
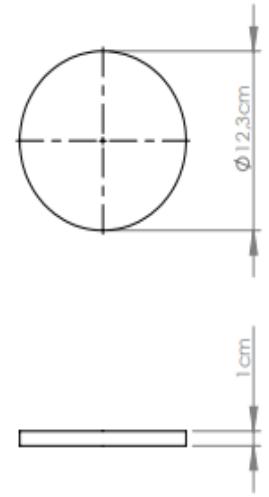
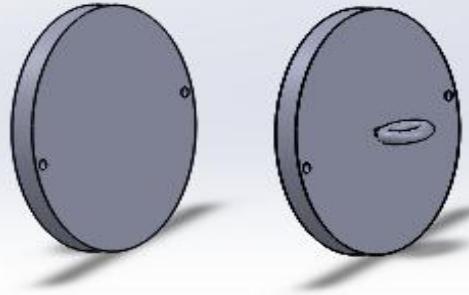
-Aviyonik Tüp-

Çap: 100 mm

Uzunluk: 100 mm



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

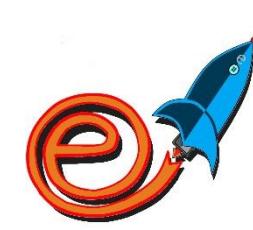


-Bulkhead-

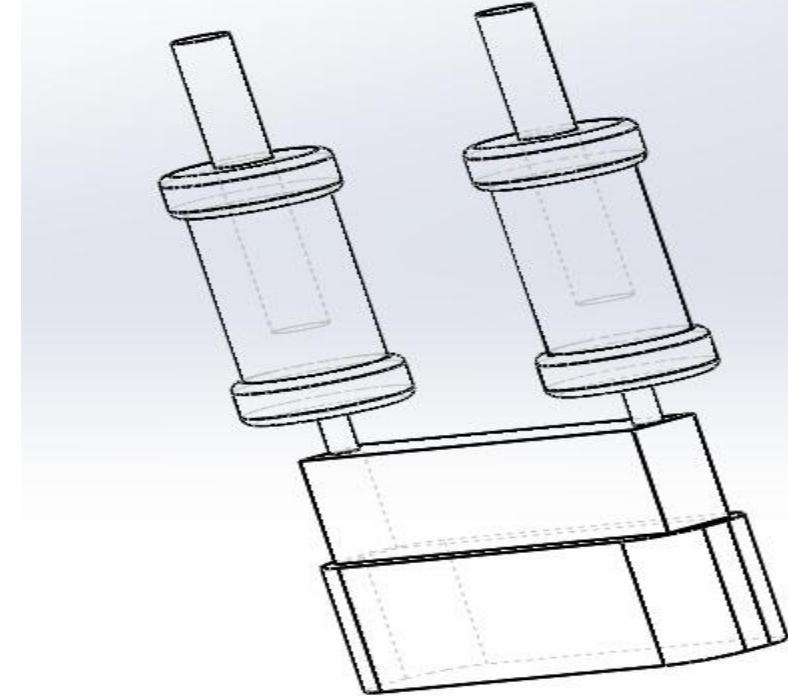
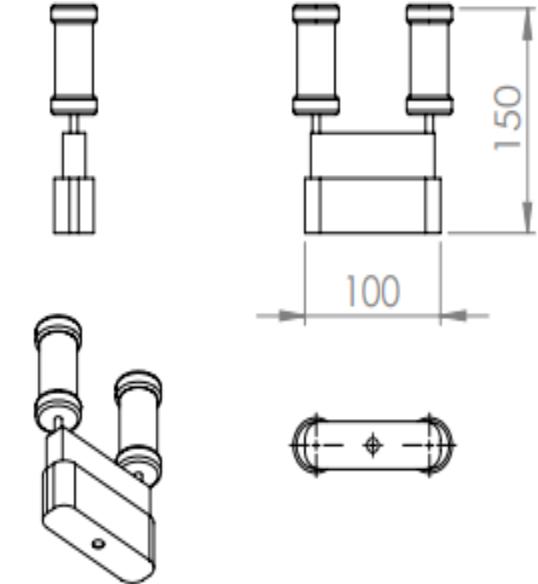
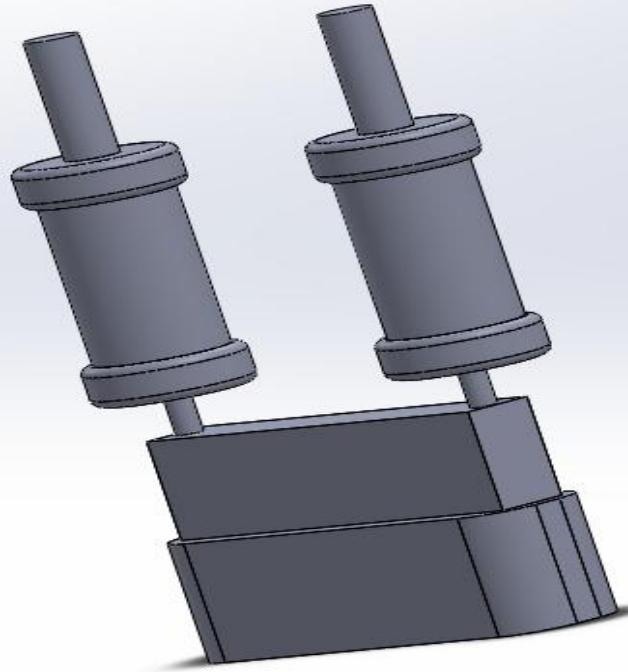
Çap: 123 mm

Et kalınlığı: 10 mm

Malzeme: Alüminyum



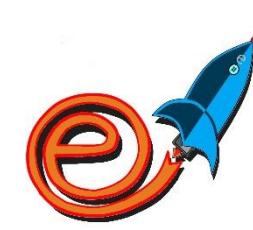
Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



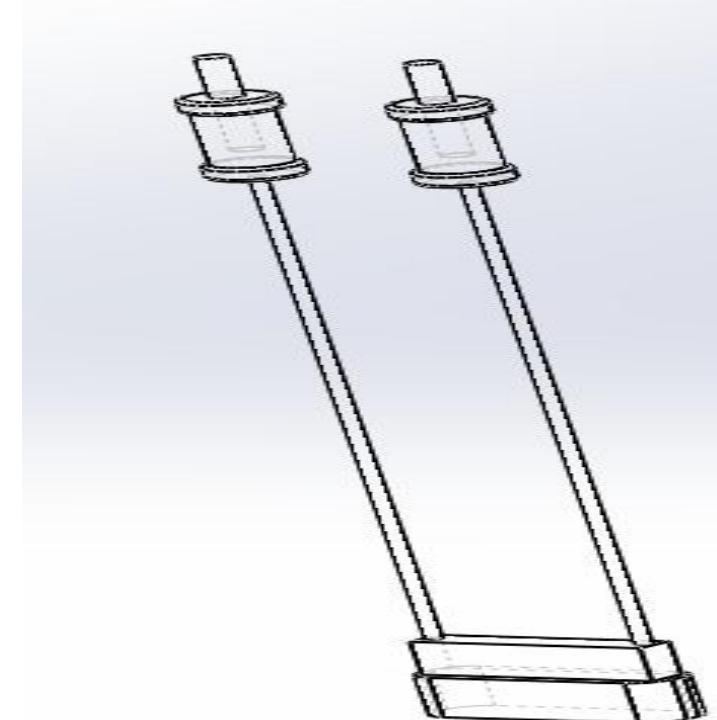
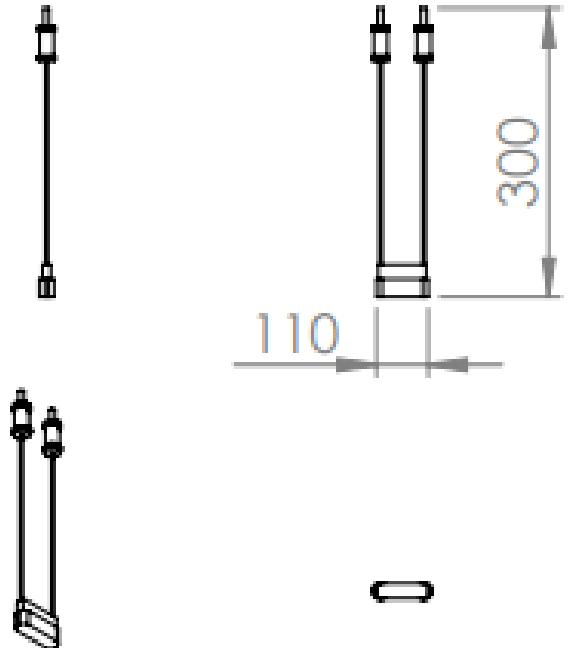
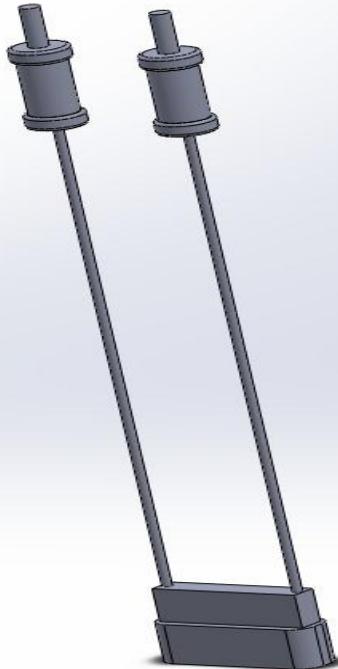
-Kurtarma Mekanizması (Alt)-

Çap: 100 mm

Uzunluk: 150 mm



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



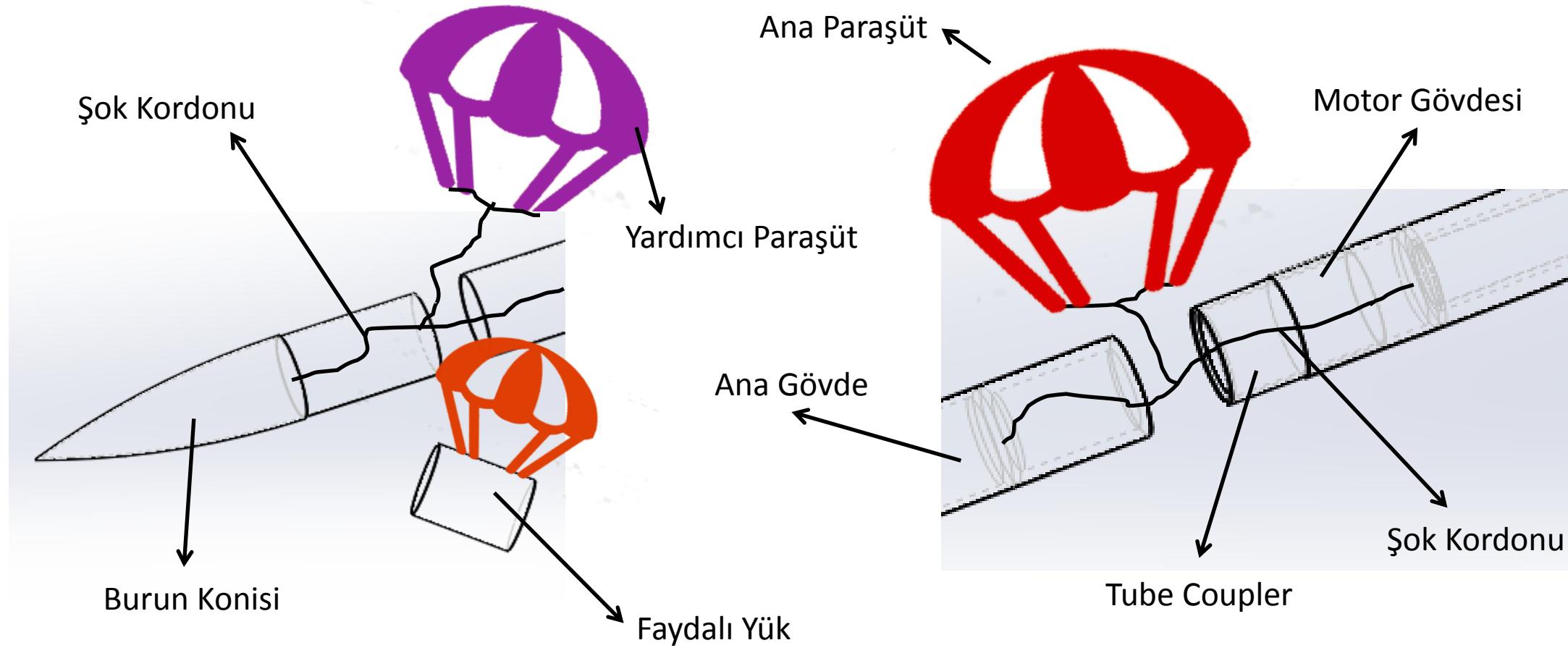
-Kurtarma Mekanizması (Üst)-

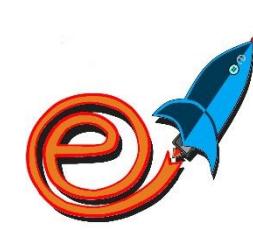
Çap: 110 mm

Uzunluk: 300 mm



Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi





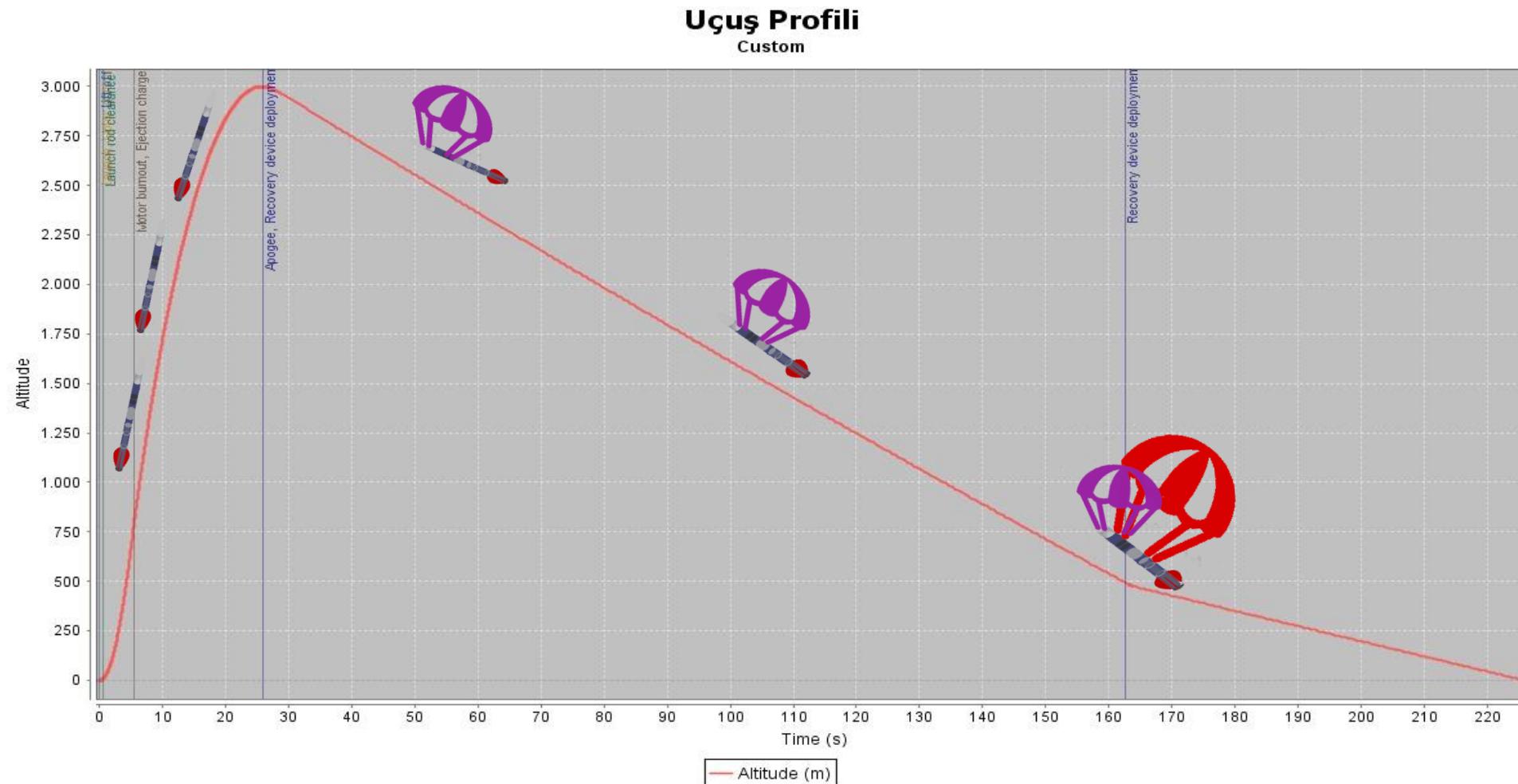
Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

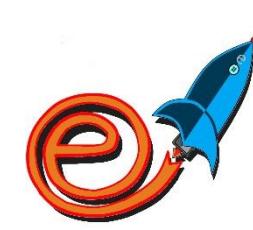


- Roketimiz atış alanında tamamıyla monte edilip son kontroller yapıldıktan sonra, roketin üzerinde bulunan launch luglar yardımıyla rampaya yerleştirilecektir. Roketimiz rampaya yerleştirildikten sonra, Roketsan mühendislerinin yardımıyla atış gerçekleştirilecektir. Ortalama 25 s sonra maksimum irtifaya çıkacağını öngördüğümüz roketimiz, maksimum irtifa noktasında kurtarma sistemimizdeki elektronik tetikli pistonlar yardımıyla burun konisi ayrılmasını gerçekleştirecektir. Bu ayrılma yaşandığı anda, faydalı yük serbest kalacak ve yardımcı paraşüt açılacaktır. Faydalı yük serbest kaldıktan sonra kendi paraşütüyle yere inişini gerçekleştirecektir. Yardımcı paraşüt yardımıyla roketimiz, son 500 m kalana kadar yavaşlayacak; 500 m irtifada aynı kurtarma sistemi yardımıyla motor gövdesi ve ana gövdeyi ayırip, ana paraşütün açılmasını sağlayacaktır. Ana paraşüt yardımıyla roketimiz, istenilen yere düşüş hız aralığında kalarak yere ulaşacaktır.



Operasyon Konsepti (CONOPS)





Operasyon Konsepti (CONOPS)



- Uçuştan önce; avyonik sistemi uçuşa hazırlayabilmek ve gerekli gücü sisteme ulaştırmak için; avyonik kutusunun yanına, sisteme güç sağlayan bir buton eklenmesi uygun görülmüştür. BNO055 sensörünün oryantasyonunu sağlayabilmek için roket dikey bir konumdayken, 360° döndürülecektir. Ayrıca GPS sensörünün uydulara bağlanması beklenenecektir. Avyonik sistem tam işler hale geldikten sonra, roket uçuşa hazır konuma gelecektir. Roketimiz uçuşa hazır hale geldikten sonra; operasyon konseptimize göre, bir sonraki yansında rollerini paylaştığımız takım üyelerinin görevlendirilmesi ve yarışma heyetinin yardımıyla roketimizin ateşlemesi gerçekleştirilecektir. Ardından roketimizin ateşlenmesinden yere düşüşüne kadar olan 225 saniye boyunca, tasarladığımız avyonik sistem ve yer istasyonumuz arasında anlık veri akışı sayesinde roketimiz hakkındaki verileri kendi yazdığımız program sayesinde görecek ve 3 boyutlu simülasyon ile gözlemliyor olacağız. 3000 metrede ise avyonik sistemimizde sahip olduğumuz sensörler ile otonom bir biçimde burun konisi ve gövde arasında ayrılma gerçekleşecek ve böylelikle faydalı yükümüz serbest kalacaktır. 3000 metrede yardımcı, 500 metrede ana paraşütümüz açılarak süreç tamamlanacaktır. Uçuş sırasında alacağımız anlık veriler Avyonik Sistem kısmında açıklanacağı üzere yer istasyonumuz, ana uçuş bilgisayarımız ve yedek uçuş bilgisayarımızdaki EEPROM kısmında depolanacaktır. Ayrıca düşüşünü gerçekleştiren faydalı yükümüz operasyon konseptine göre temel olarak düşüşünden itibaren askeri veya bilimsel gözlem amacı ile çevresi hakkında bilgiler edinen ve bunu hem ana merkeze hem de kendi içinde kriptolanmış bir şekilde depolayan bir sistem olması amaçlanmıştır. Faydalı yükümüz bu doğrultuda üzerinde bulunan kamera, termal kamera, radar ve hava ölçüm cihazı gibi operasyon koşullarına göre dizayn edilebilecek kompakt bir tasarıma sahip olması hedeflenmiştir. Böylelikle konsept olarak İHA, SİHA, Gözlem Balonlarına göre hem düşüş süresi boyunca havada, hem de düşüşünden itibaren karada veri alması ve boyutlarının küçüklüğünün avantajı ile çatışma, istihbarat ve afet gibi koşullarda kullanılabilir olması ön görülmüştür.



Operasyon Konsepti (CONOPS)



Roketimizin yere düşüş anından sonra izleyeceğimiz adımlar aşağıdaki gibidir:

1. GPS Modülü ile konum bilgisi üzerinden konuma ulaşılması
2. Uçuş bilgisayarımız tarafından kontrol edilen, yere düşüş anından itibaren ses çıkaracak yüksek desibelli ses kaynağı ile sesin geldiği yönün tespit edilmesi
3. Çalı veya ağaç gibi rahat görüş sağlayamayacağımız yerlere düşme ihtimaline karşı, kurtarma ekibimizin elinde olacak termal kamera ile çevrenin taranması ve roketin ısısının takip edilerek rokete ulaşımaya çalışılması
4. Ayrıca kurtarma ekibimizin roketi ve faydalı yükü rahat bulabilmesi amacı ile roket paraşüt renklerimiz kırmızı ve mor, faydalı yük paraşütümüzün rengi ise turuncu olarak kararlaştırılmıştır.

Takım Lideri: İbrahim Kağan Bilge

Atış Alanı Sorumlusu: Mehmet Arda Özden , Bartu Simsar , Dilara Koçak (Roketin atışa hazırlanması)

Atış Sorumlusu: Tolga Aydın , Türker Erdem Öksüz (Roketin rampaya taşınması ve ateşlenmenin gerçekleşmesi)

Atış Sonrası Kurtarma Sorumlusu: Okan Çakır , Melissa Orhonsayın (Roketin en kısa sürede bulunması)



Roket Alt Sistemleri

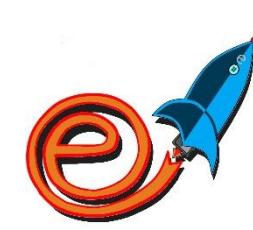
Burun Konisi



ÖTR aşamasında balsa olarak belirlediğimiz burun konisini Karbon Fiber ile değiştirdik. Bunun sebebi ise yaptığımız testler neticesinde balsanın, roketimizin dinamik halindeki kuvvetler altında istediğimiz dayanımı vermeyeceğinin görülmesi oldu. Koni uçuşu sağlasa bile deform olabilir, bu da uçuşu sürdürse dahi aerodinamik olarak dezavantajlı konuma düşmemize sebebiyet verebilirdi. Buna ilaveten üretim yöntemi olarak belirlediğimiz CNC ve torna tezgahlarında yeteri hassasiyette işlenmesinin, zor ve zahmetli bir işlem olduğunu gördük. Keza malzemenin yüksek hızlarda, akışın yarattığı sürtünme etkisiyle oluşan ısıya karşı dayanımının yeterli olmadığını karar verdik.

Burun konisi için malzeme seçiminde ise en dikkat ettiğimiz özellik hafiflik oldu. Çünkü gereğinden fazla ağır bir burun konisi, optimum irtifaya ulaşmamızı engellediği gibi, ağırlık merkezinin kayması sebebiyle stabilité değerlerimizde sapmalara yol açıyordu. Bu nedenle Alüminyum ve benzeri metallerin seçenek dışımasına karar verildi. Seçimdeki ikinci önemli nokta ise ısıl dayanım oldu. Roketin yüksek hızından dolayı, yüksek sıcaklıklara ulaşabilecek koninin bu sebeple polimer olmaması gerektiğine karar verildi. Burun konisinin; yüksek dayanım, üretilebilirlik ve ısı dayanımı konusunda -yaptığımız testler sonucunda- daha faydalı gördüğümüz Karbon Fiber materyalinden yapılması uygun görüldü.

İlk aşamada, burun konisi geometrisi için önceliğimiz; koninin, rüzgarı karşısında aldığından roketimize bu tepkiyi istediğimiz değerlerde yansıtmasıydı. İlk ve üretimi en kolay seçenek olan konik burun konisi, roketimiz yükseltken tepki kuvvetini roketimize fazla yansıtıyor ve istediğimiz irtifa verilerini vermiyor. Bu yüzden havayı ve tepki kuvvetlerini isteklerimize en uygun yöneten tangent ogive burun konisinde karar kılındı. Karbon Fiberin yoğunluk değerinden kaynaklanan ağırlık sebebiyle koni, içi boş olarak tasarlanaarak rokete entegre edildi. Et kalınlığı 3mm olarak belirlendi. Shoulder parçasının bitimine; pistonların kuvvet uygulayarak burnun ayrılmasını gerçekleştirebileceği, aynı zamanda shoulder parçasının içinde yer alan faydalı yükün çıkışını engellemeyen bir kompozit L profil eklenmesi yapılması kararlaştırıldı.



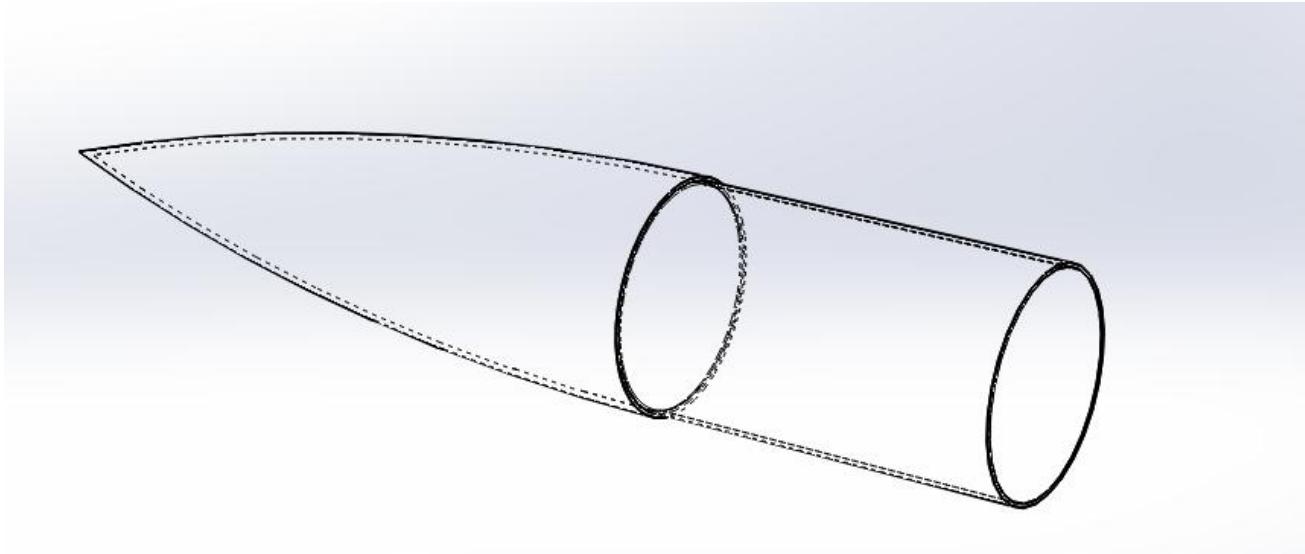
Burun Konisi



Üretim yöntemi için, Delrin materyalinden bir dişi kalıp yapılacaktır. Hazırlanan bu dişi kalıba, ilk aşamada kalıp ayırıcı uygulanacaktır. Sonrasında hazırlanan kalının üzerine karbon fiber kumaş kat kat sarılacak, reçine sürülerek ana yapının oluşması sağlanacaktır. Cnc ve taşlama kullanılarak burun konisi istenilen ölçülerde ve uygun tolerans değerlerinde üretilicektir. Shoulder parçasının bitimine eklenilmesi planlanan L profili belirlenen ölçülerde üretilip, kompozit yapıştırıcısıyla Shoulder'a tutturulacaktır.

Burun konisi için öngörülmüş olan testler; çekme testi, eğilme testi, CFD ve bilgisayar üzerinden mekanik analizdir. Bu testlerin hepsi tarafımız tarafından tamamlanmış olup, elde edilen veriler KTR'nin testler kısmında detaylı olarak paylaşılmıştır.

KTR aşamasında, sadece malzeme ve buna bağlı olarak koninin et kalınlığı değiştirilmiştir. Koni ve shoulder kısmının boy, çap, geometri ve diğer özelliklerinde hiçbir değişiklikle gidilmemiştir. Üretim için belirlenen tarih aralığı 8– 14 Haziran'dır.



Burun konisi şekli	Tangent Ogive
Uzunluk	400 mm
Dış Çap	127 mm
Et Kalınlığı	3 mm
Shoulder Dış Çap	123 mm
Shoulder İç Çap	119 mm
Shoulder Uzunluğu	210 mm



Kurtarma Sistemi

Kurtarma stratejisi, roketin 3 bağımsız parçaya ayrılması (Burun konisi, ana gövde, motor gövdesi) üzerine planlanmıştır. Yardımcı paraşüt, apogee noktasında ana gövde ile burun konisinin ayrılması sonucu, ana paraşüt ise 500 metre irtifada ana gövde ile motor gövdesinin ayrılması sonucu açılacaktır. Ayrılan üç parça şok kordonu vasıtıyla birbirine bağlı kalacak şekilde planlanmıştır. Buna ilaveten ayrılan faydalı yükün kendi paraşütüyle ineceğini belirtmeliyiz. Paraşütlerin renklerinin seçilmesinde, roketin inceği bölge dikkate alınarak iniş ve kurtarma esnasında en kolay fark edilecek üç zıt renk (kırmızı, mor, turuncu) seçilmiştir. Paraşüt boyutlarını belirlemek için diferansiyel hesaplamalardan yardım alınmış, aynı zamanda openrocket programı kullanılmıştır. Kurtarma sisteminin boyutu belirlenirken öncelikli amaç yarışma şartlarında belirtilen hız değerlerini yakalayıp, roketin güvenli bir iniş yapmasını sağlamak olacak şekilde hareket edilmiştir. Faydalı yük paraşütü için 200 cm, ana paraşüt için 300 cm, yardımcı paraşüt için 150 cm çap değerleri belirlenmiştir. Roketin tasarıımı sebebiyle paraşütlerin roketin dışına çıkması için herhangi bir sisteme gerek kalmadan, paraşütlerin şok kordonu vasıtıyla dışarı çekilerek açılması planlanmaktadır. Yaptığımız araştırmalar ve çeşitli denemeler sonucu elde ettiğimiz kurtarma sistemi yöntemlerimizi 2 seçenekçe düşürdük. Roketimizin kurtarma sistemi olarak Pnömatik Silindir Piston Sistemi ve Kavan Sistemi üzerinde araştırmalarımızı yoğunlaştırdık. Aşağıda belirteceğimiz nedenler sonucunda roketimiz için Pnömatik Silindir Piston Sisteminin kullanılmasını uygun bulduk.

Burun konisinin ayrılışı, burun konisinin shoulder kısmının uçlarına yerleştirilecek olan Pnömatik Silindir Sistemi ile sağlanacaktır. Keza Ana Gövde – Motor Gövde ayrılışı da Pnömatik Silindir Sisteminin, Coupler parçasına entegre edilecek olan L profile uygulayacağı itki sonucu gerçekleşecektir. Avyonik sistemimizin basınç sensöründen aldığı bilgi sonucu rölemize gelen sinyal ile selenoid valfimiz aktive olarak, basınçlı hava tankındaki sıkıştırılmış gazı pistonlara aktarmaktadır. Pistonların havayla dolup; L profillere olan teması sonucu sağlanan itkiyle, gövde ayrılmaları gerçekleşmektedir.

Karar Verilen Kurtarma Sistemi (Selenoid Valfli Pnömatik Silindir Sistemi) :

Sistem basınçlı tüp, selenoid vana, pnömatik silindir ve gaz iletim borularından oluşmaktadır. Roket istenilen irtifaya ulaştığı zaman, avyonik sistemden gelen tetkleme ile sistem aktif hale gelmektedir. Sistemin aktif hale gelmesi ile seleniod valf, basınçlı tüpteki gazı serbest bırakmaktadır. Serbest kalan gazın pnömatik silindir içindeki pistonu hareket ettirmesi ile burun ve gövdenin ayrılması planlanmıştır. Aynı sistem ana paraşütün açılma mekanizmasında; sıkı geçme ile ana gövdeye bağlı olan coupleri itip, ana gövdeden de çıkararak sistemi çalışır kılacaktır. Paraşüt pistonlarının arasından çıkacağı için, pistonlarını çalışmasını engellememek amacıyla kapsül benzeri bir yapıyla pistonlar korunacaktır. Kapsül diye nitelendiren bu yapı pistonun dikey hareketini engellememesi için hareket ekseniinde bir varlığı olmayacağı olmayacaktır.

Alternatif Kurtarma Sistemi (Kavan Sistemi) :

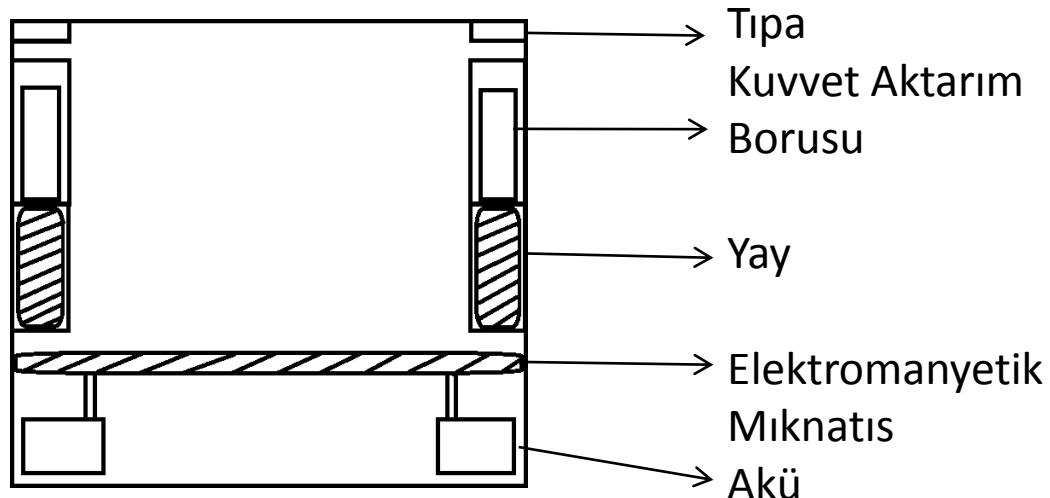
Sistem iki akü, röle, iki sıkıştırılabilir yay ve kuvvet aktarım borularından oluşmaktadır. Sistem akülerden aldığı enerji vasıtıyla rölede manyetik alan oluşturarak yayları sıkıştmaktadır. Roketin istenen irtifaya ulaşmasının ardından avyonik sistemden bildirim gelmesiyle akülerden röleye gelen elektrik akımı kesilecek ve sıkıştırılmış yaylar serbest kalacaktır. Manyetik alanın kesilmesiyle serbest kalan yaylar enerjilerini kuvvet aktarım boruları aracılığıyla iletip, burun ve gövdenin açılması planlanmıştır.



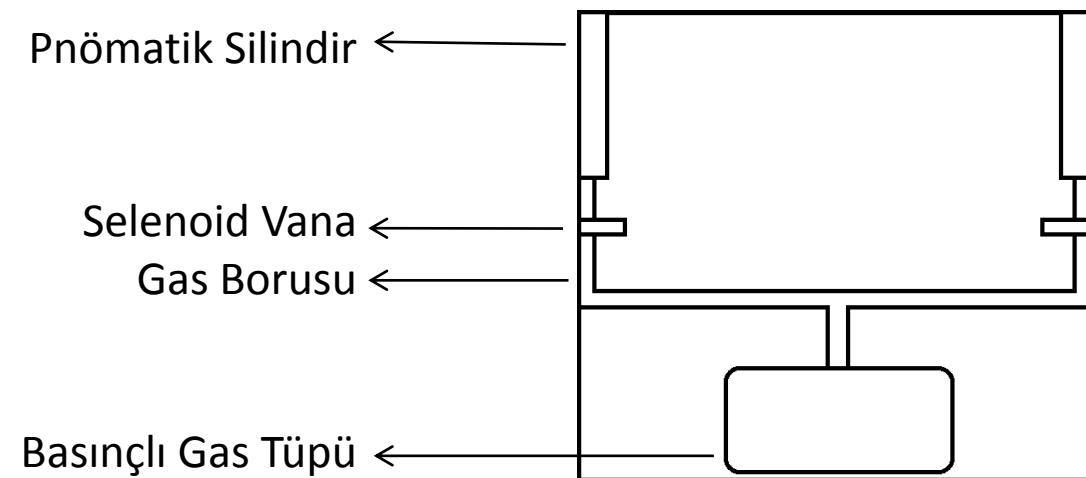
Kurtarma Sistemi

Sistemlerin Avantaj ve Dezavantajları:

Pnömatik sistemin avantajları basit, güvenilir, sağlam, ucuz ve tekrar kullanılabilir olmasıdır. Kavan sistemi basit ama hassas bir sistemdir. Sisteme gelen elektriğin bir an için bile kesilmesi sistemi serbest bırakıp kurtarma işlemini başlatabilen. Ayrıca oluşacak manyetik alanın aviyonik sistemi olumsuz etkileme ihtimali bulunmaktadır. Bu yüzden roket için asıl kurtarma sisteminin pnömatik silindir sistemi olmasına karar verilmiştir.



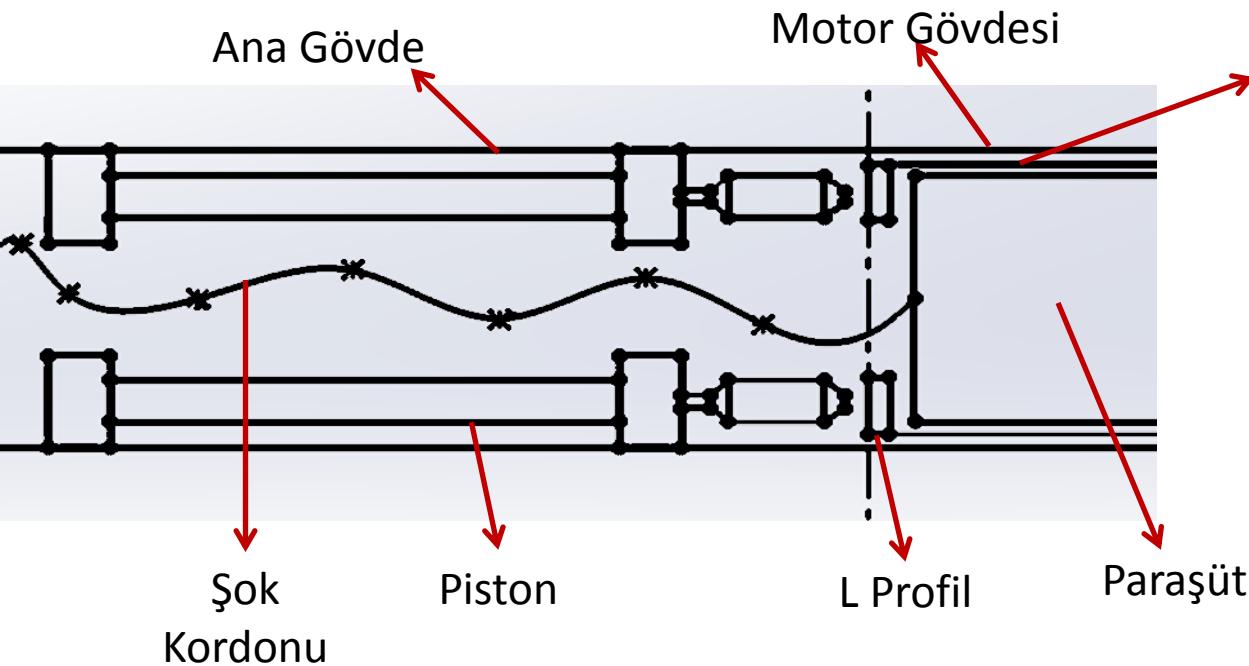
Alternatif Sistem (Kavan Sistemi)



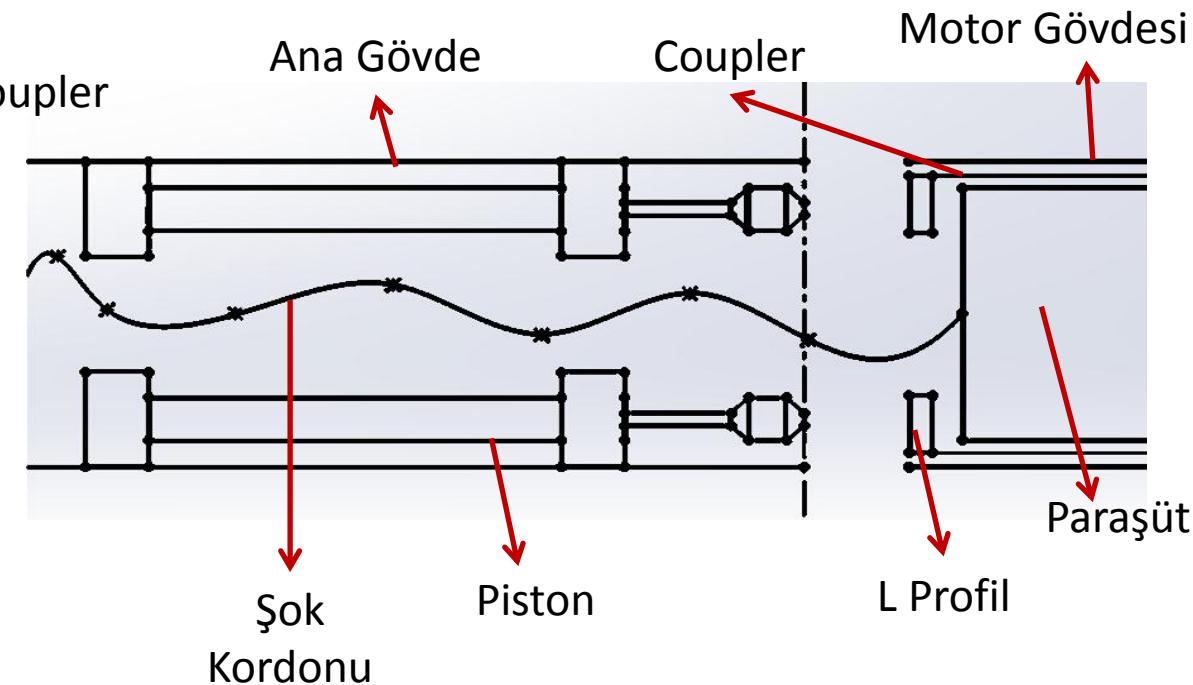
Selenoid Valfi Pnömatik Silindir Sistemi

Kurtarma Sistemi

- Kurtarma sistemlerinin çalışması ve paraşütlerin açılmasının ardından, gerekli hesaplamalar sonucu roketin yere düşüş hızı $7,61 \frac{m}{s}$ olarak belirlenmiştir.



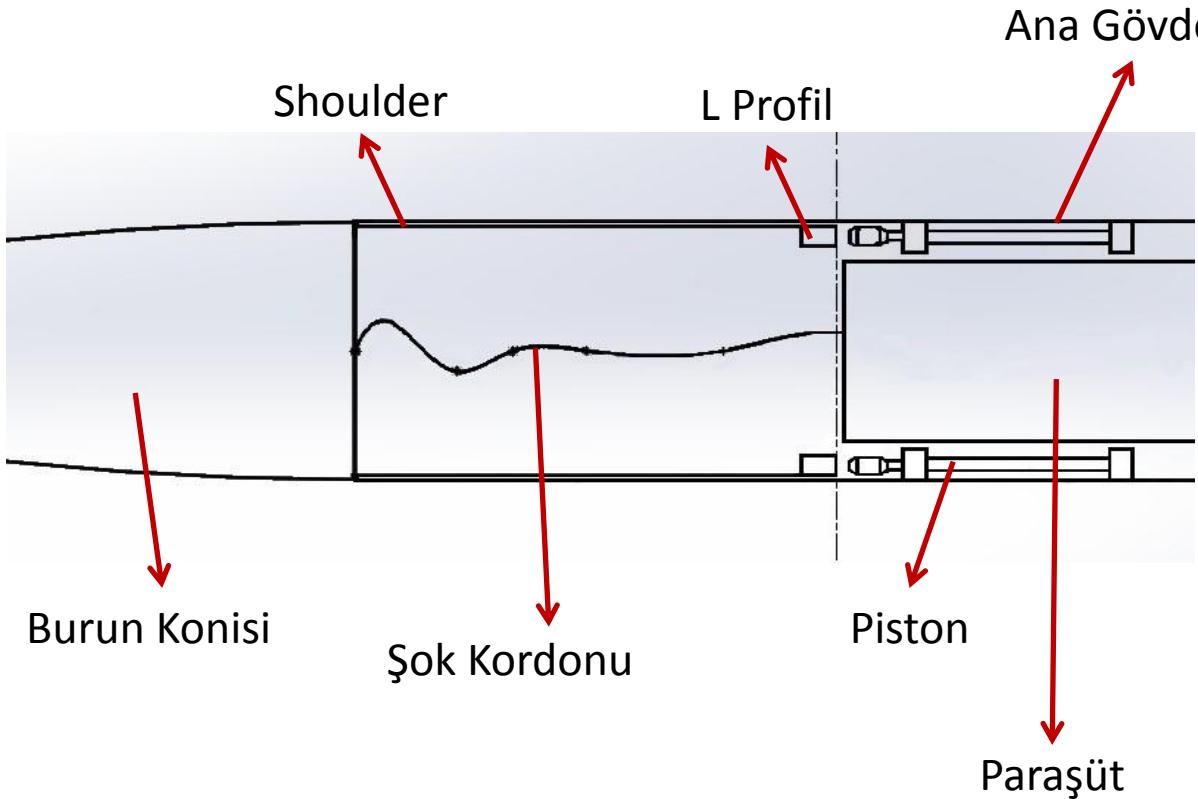
Uçuş Esnasında



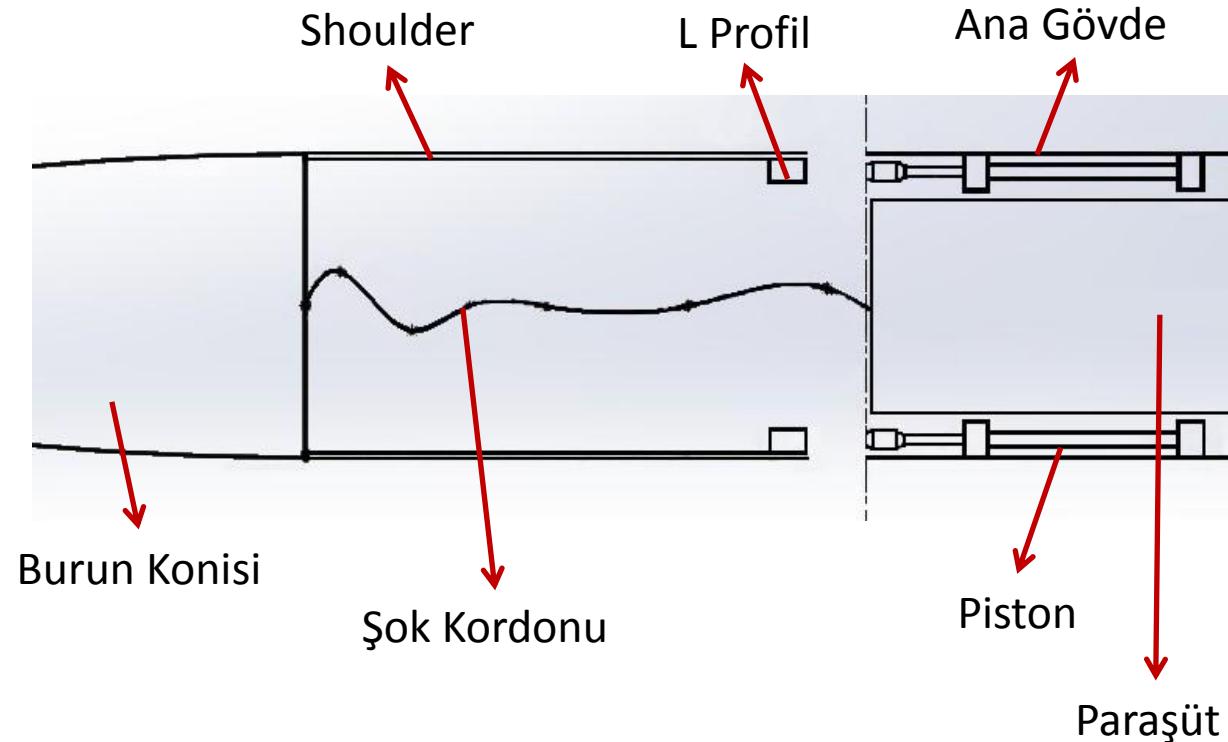
Gövdenin Ayrılması Gerçekleştiğinde



Kurtarma Sistemi



Uçuş Esnasında



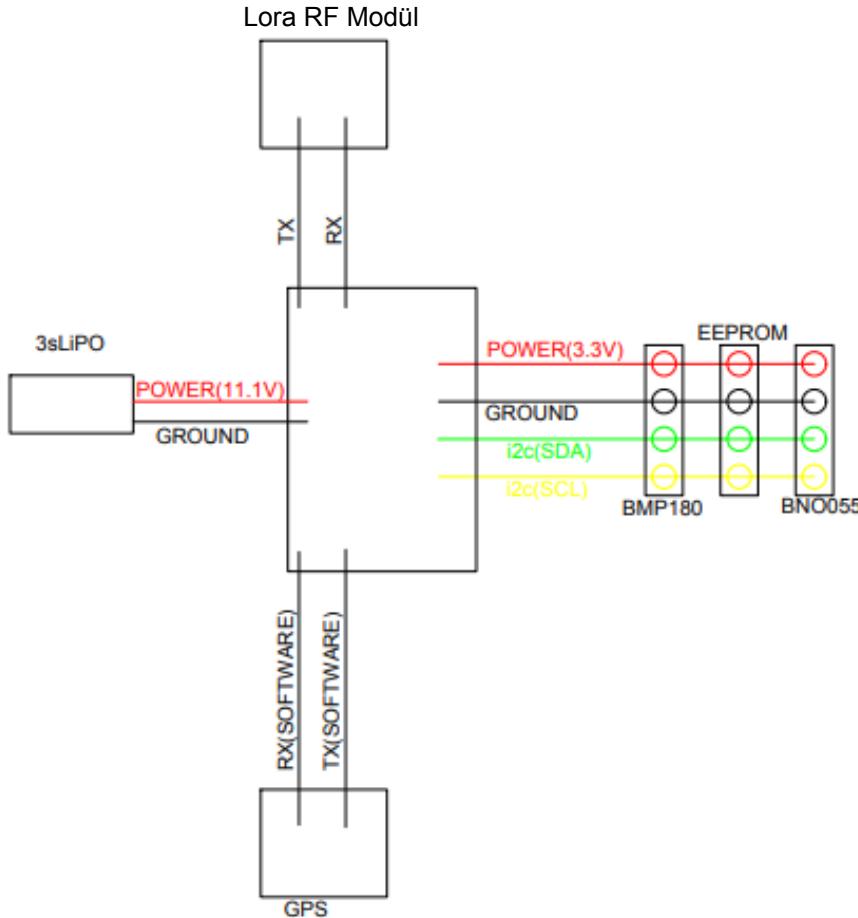
Burnun Ayrılması Gerçekleştiğinde



Aviyonik

- Daha önceki raporumuzda, STM32F401 mikroişlemciye sahip NUCLEO isimli kartı kullanacağımızı belirtmiştık. Fakat Bosch BNO055 oryantasyon sensörü motion fusion algoritmasını kendi içinde hesaplaması sebebiyle MCU'da ihtiyacımız olan programlama hafızası gözle görünür seviyede azalmıştır. Bu sebeple, hem gerekli kütüphanelerin uyumlu olması, hem de ekonomik olması ve tedarığının kolay olması sebebi ile ATMEGA328P'ye sahip ARDUINO UNO isimli kartı kullanılmasına karar verilmiştir.
- Yaptığımız testler sonucunda, Lora RF Modül kullanılması planlanmıştır fakat cihazın tedarik edilmesinde yaşanan sorunlar ve teslim tarihinin erkene alınması nedeni ile prototipleme aşamasında Xbee modülü kullanılmıştır. Xbee modülünün menzilinin kısa olması ve alıcı-verici modüllerin birbirini görme zorluluğu nedeni ile bir sonraki aşamada tercih edilmeyecektir. Şuan teslimat aşamasında olan lora modül projemizde kullanılacaktır. Lora modülünün sisteme uyumu hakkında tüm çalışmalar yapılmış olup kolaylıkla sisteme entegre edilecektir.
- Kurtarma mekanizmasının tetiklenmesinde, öncelikli olarak basınç sensörü yardımıyla irtifa belirlenecek, bu irtifaya göre deterministik yöntemlerle karar veren bir algoritma yardımı ile piston tetiklenecektir. Eğer elemeleri geçip sistemimizi gerçek bir rokette deneme şansımız olursa, ilgili veriler kaydedilip bir sonraki yarışma için makine öğrenmesi yöntemlerini kullanarak yeni bir algoritma geliştirilecektir. Yedek sistem olarak, ivme sensörü yardımı ile ivmenin 0 olduğu noktayı belirleyen bir algoritma yazılmıştır. Bu iki sistem arasında basınç sensörü önceliklidir. Yaptığımız denemeler sonucunda; manyetik yönü de verdiği için, kalman filtreleme algoritmasını kendi içinde bulunduran işlemciye sahip Bosch BNO055 mutlak oryantasyon sensörü kullanılacaktır. Gyro kilitlenmesinin önüne geçilmesi için Euler açıları yerine Quaternion bileşenleri kullanılmıştır. Roket oryantasyonu manyetik kuzey kabul edilmiştir.
- Uçuş bilgisayarının beslenmesinde 3s lipo batarya kullanılacaktır. Devre elemanları, arduino kartı üzerinde bulunan regülatör yardımıyla beslenecektir.
- Yaptığımız testler sonucunda, Sd karta kayıt yapma işlemi zaman alacağı için (yaklaşık 100ms) alınan veriler, uçuş bilgisayarı üzerinde sadece Eeprom üzerinde saklanacaktır. Bu sayede kontrol döngüsü hızlanacaktır. Aynı zamanda veriler yer istasyonundaki bilgisayara kaydedilecektir.
- Uçuş sonrasında iniş yapan roketimizin bulunması için GPS modülü ve yüksek desibelli ses kaynağı kullanılacaktır. Aynı zamanda ayrı bir Lora RF Modül, Atmega328p mcu, 3.7 V lipo pil, yüksek desibelli ses kaynağı ve GPS faydalı yükle yerleştirilerek faydalı yük bulunacaktır.
- MCU'ya barometreden ve oryantasyon sensöründen gelen verilerle deterministik yöntemler kullanarak irtifa ve ivme takibi yapan ve bunlara göre pistonların ateşlemesini yapan bir program yazılmıştır. Program döngüsünü yaklaşık 50 Hz'de geliştirmektedir. Döngünün yenileme hızını düşürmemek için GPS'den gelen veriler 2. Piston ateşlendikten sonra gönderilecektir.
- Yaptığımız devre prototipleme aşamasında pertinaks üzerine kurulmuş ve 3d printerda kutulanmış olup, son sistemde baskı devre kullanılacaktır.

Aviyonik





Aviyonik

- Yer istasyonunda veriler Lora RF Modülü ile alınacak olup roketin anlık verilerini ve oryantasyonunu 3 boyutlu olarak görebilmek için program yazılmıştır. Aşağıda ekran görüntüsüne yer verilen programın render fonksiyonları kolay ve gelişmiş olduğu için UNITY isimli bir oyun motorunda yazılmıştır. Seri porttan gelen veri, çekirdek döngüyü yavaşlatmaması için asenkron olarak okunmuştur. Bu programda roketin yer küreye göre oryantasyonu üç boyutlu olarak takip edilebilmektedir. Oryantasyon kısmında şeitin gyro-lock fenomeninden ötürü yanlış pozisyon almasını engellemek için quaternion formatında da oryantasyon bilgisi alınmıştır.
- Ayrıca aşağıda ve testlerde göründüğü üzere numerik değerler şeklinde programda bulunan İrtifa , Heading , Roll , Pitch , Düşey Hız , G Kuvveti , Konum ve roketin hangi aşamada olduğu bilgileri takip edilebilmektedir.





Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

Gövde, ana gövde ve motor gövdesi olacak şekilde iki parçadan oluşmaktadır. Coupler; Motor Gövdesine yapıştırılarak sabitlenmiş olup, Ana Gövdeye sıkı geçmektedir. Alüminyumun kütle artısına sebep olması nedeniyle farklı bir malzeme arayışına girmemiz sonucu; konsept tanımımız gereği roketin tekrar tekrar kullanılabilecek, uzun ömürlü, yüksek mukavemet değerine sahip bir tasarım olmasını istediğimiz için gövde malzemesi olarak Karbon Fiber kullanımı uygun görülmüştür. Her ne kadar Fiberglass üzerine çalışmalar yürütmüş olsak da mukavemet farkı nedeniyle seçimimizi belirttiğimiz materyalden yana kullandık.

Karbon Fiber gövde üretimi, prepeg wrap yöntemi ile gerçekleştirilecektir. Kompozit materyalin camsı geçiş sıcaklığı 120°C olacaktır. Gövde malzemelerinden numuneler alınarak çekme testine tabi tutulmuştur. Buna ilaveten ANSYS Mechanical aracılığı ile gövdenin kuvvet altındaki dayanım değerleri analiz edilmiş ve roketin maruz kaldığı maksimum ivme değeri sonucu oluşan kuvvetlere dayanıklı olduğu kanıtlanmıştır.

Motor gövdesi ile ana gövdenin birbirine bağlanmasına yardım edecek olan couplerin, öncelikle Alüminyum ve benzeri metallerden üretilmesi düşünülmüş olsa da, parçanın büyülüğu ile orantılı olacak kütle artısından dolayı bu seçenekten vazgeçilmiştir. Karbon Fiber'in yeterli dayanımı optimum kütledede sağlayacağına karar verilerek, malzeme seçimi bu yönde yapılmıştır. Motor tüpü için, her ne kadar parça büyük olsa da, ısı dayanımından dolayı Alüminyum tercihi yapılmıştır. Centering ring, engine block ve bulkhead gibi daha küçük yapısallar için çelik tercihi düşünülse de, Alüminyum malzemesinin belirlediğimiz ölçülerde yeterli dayanım özelliklerine sahip olduğuna karar verilmiştir. Retainer ring parçasının aynı zamanda ısı dayanımı yönünden dayanıklı olması gereği göz önünde bulundurularak çelik materyalinden üretilmesi kararlaştırılmıştır.

Sensör ölçüm hatalarını gidermek, burnun erken ayrılmasını önlemek, dış ortam ile roket içi basınç farkını yok etmek için ana gövdede 4 adet basınç deliği açılması kararlaştırılmıştır. Aynı zamanda altimetrenin yerlesimi ve yarışma günü rokete kolay müdahale edebilmek için Ana gövdeye kapaklı eklenmesi kararlaştırılmıştır.



Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

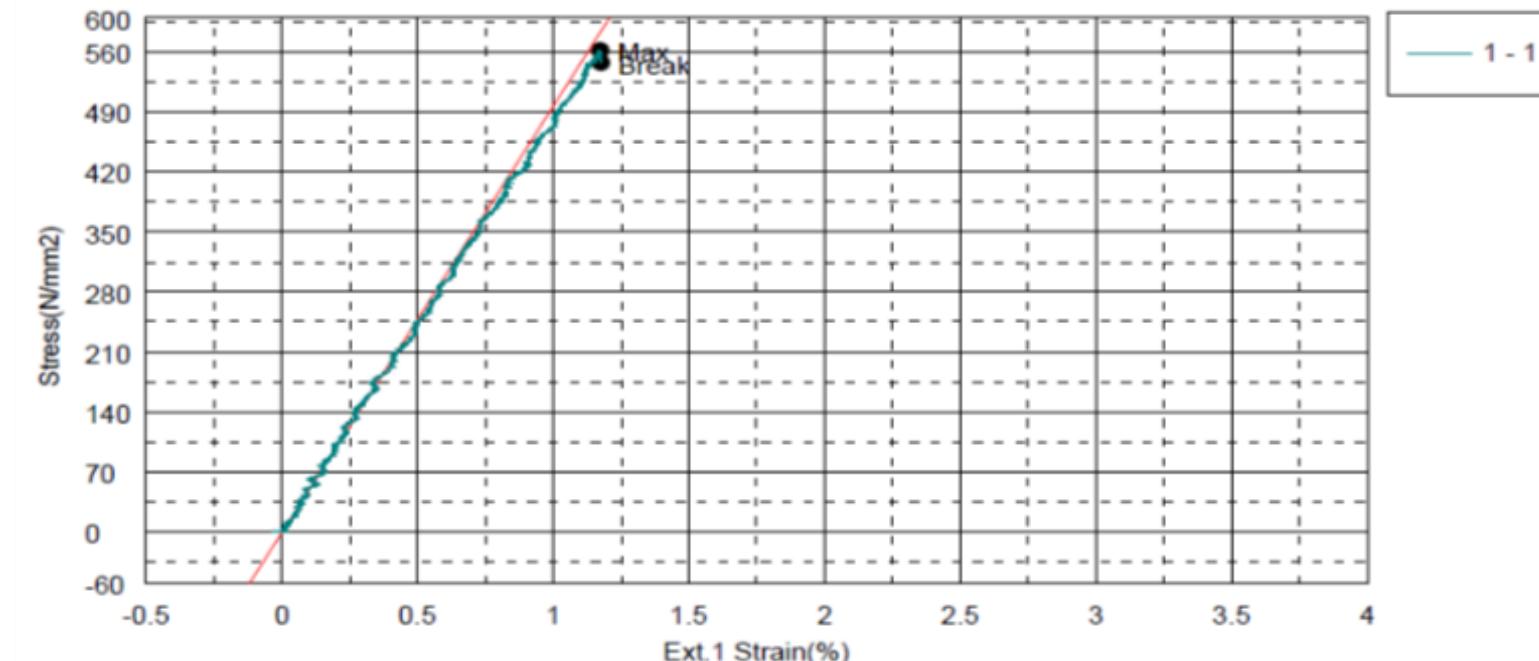
Çekme testi (Karbon Fiber):

Shape: Plate

Units	Thickness	Width	Gauge Length
1 - 1	2.6400	25.1900	109.5300

Name Parameter	Max Force	Max Stress	Elastic	Break Strain	Max Strain
Units	N	N/mm ²	N/mm ²	%	%

Name Units	Max Disp	Break Force	Break Disp	Break Stress
1 - 1	mm	N	mm	N/mm ²





Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

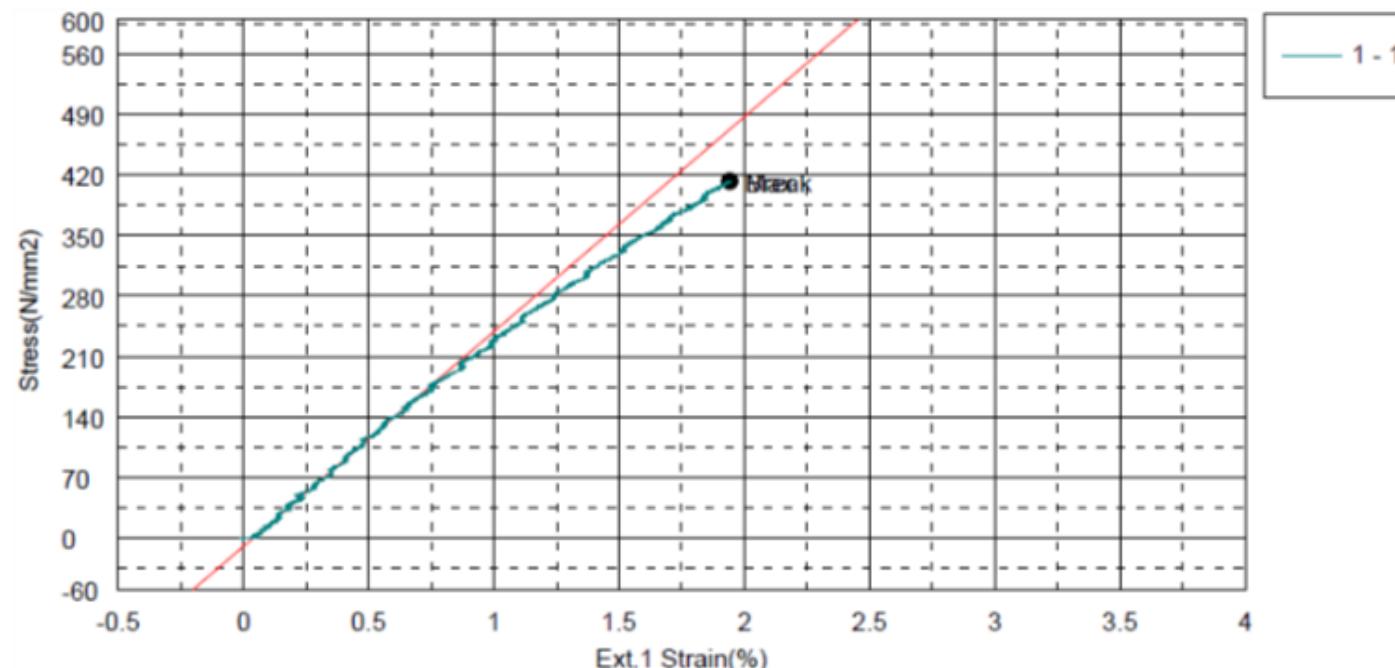
Çekme testi (Fiberglass):

Shape: Plate

Units	Thickness	Width	Gauge Length
mm	2.2100	25.2200	109.6300

Name Parameter	Max Force	Max Stress	Elastic	Break Strain	Max Strain
Units	N	N/mm ²	N/mm ²	%	%
1 - 1	23009.4	412.826	10,120 N/mm ²	1.94119	1.94119

Name Units	Max_Disp	Break_Force	Break_Displ	Break_Stress
1 - 1	2.12812	23009.4	2.12812	412.826





Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

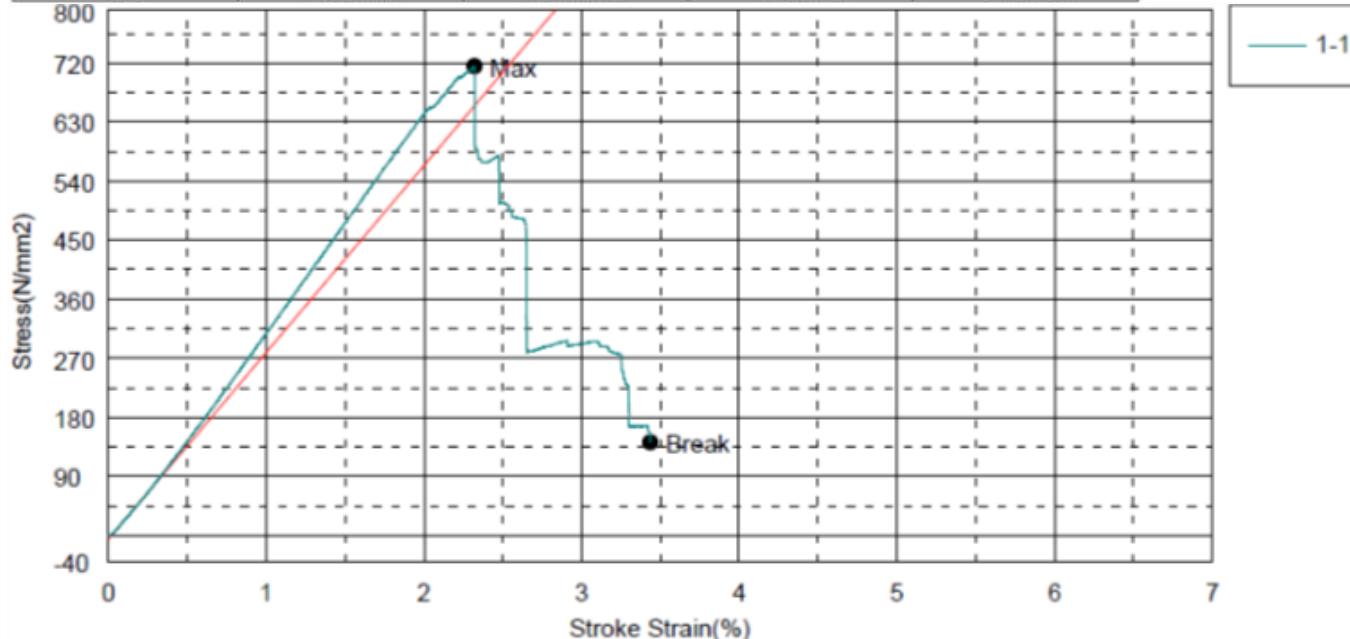
Eğme testi (Karbon Fiber):

Shape: Plate

Units	Thickness	Width	Lower Support
1-1	2.5900	14.2700	35.0000

Name	Max Force	Max Stress	Elastic	Max Strain	Max Disp
Parameter			10, 70 N/mm ²		
Units	N	N/mm ²	N/mm ²	%	mm

Name	Break_Force	Break_Displ	Break_Stress	Break_Strain
Units	N	mm	N/mm ²	%





Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

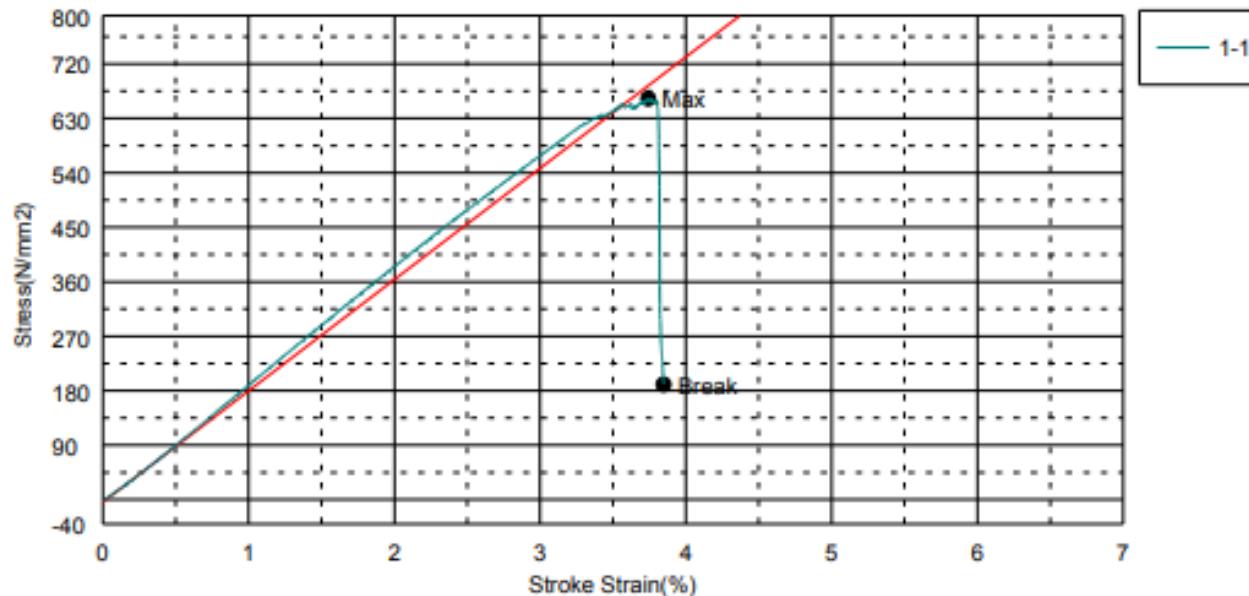
Eğme testi (Fiberglass):

Shape: Plate

Units	Thickness	Width	Lower Support
1-1	2.2100	14.0800	35.0000

Name	Max_Force	Max_Stress	Elastic	Max_Strain	Max_Displ
Parameter	N	N/mm ²	N/mm ²	%	mm
1-1	867.969	662.638	18397.3	3.74203	3.45700

Name	Break_Force	Break_Displ	Break_Stress	Break_Strain
Units	N	mm	N/mm ²	%
1-1	249.375	3.55500	190.382	3.84811





Yapısal - Kanatçık

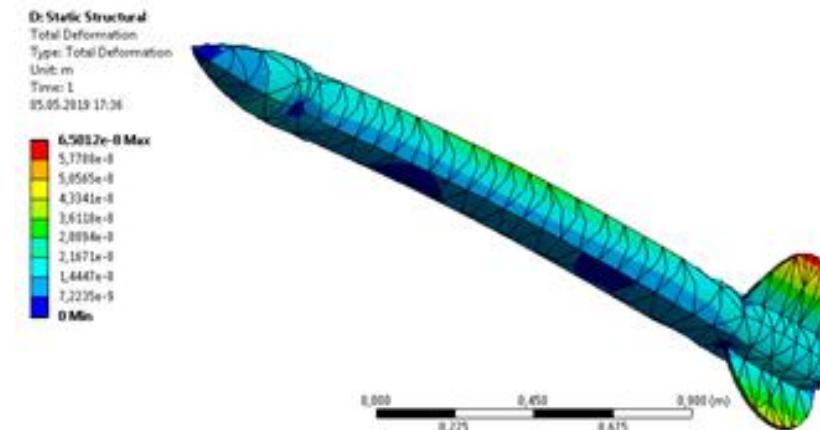
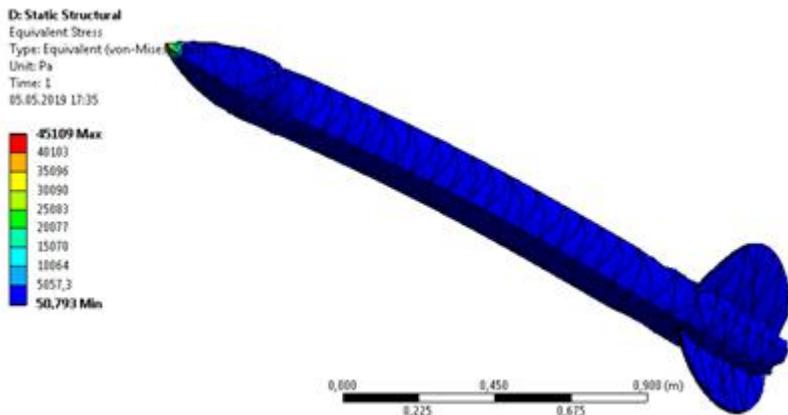
Kanatçık seçimi için ilk materyal yönelimi, üretim kolaylığından dolayı Alüminyum idi. Isı dayanımı yüksek olmasına rağmen malzemenin yoğunluğu, roketimizin aerodinamik özelliklerini ciddi bağlamda etkilemeye ve istenilen irtifaya ulaşmada sıkıntı yaratmaktaydı. Alüminyumdan sonra hafif materyal bazında balsa yoneldik. Ancak mekanik dayanım özelliklerinin olumsuzluğundan dolayı bu materyalden de vazgeçme kararı aldık. ÖTR aşamasında Plywood (birch) materyalinde karar kılınmıştı. Hafif olmasından dolayı aerodinamik olarak bize avantaj sağlamaıyla birlikte balsa göre daha çok dayanım sağlamaktaydı. Ancak bu materyalin piyasada standart et kalınlığında bulunması ve üretim aşamasında işimizi zorlaştıracak olması, tercihimizin değişmesindeki ana etken oldu. Aynı zamanda uçuş öncesi kontrollerde yeterli dayanımı verememe ihtimali de yan etken olarak düşünüldü. Bu yüzden dayanımı daha yüksek ve kolayca üretilebilecek bir seçenek yoneldik. Kanatçığımızın, Karbon Fiber levhadan istediğimiz et kalınlığında kesilerek oluşturulmasına karar verildi. Böylelikle, maliyet artışını göze alarak, dayanımı daha yüksek olan ve daha güvenilir üretim yöntemine sahip bir kanatçık modeli oluşturuldu. Karbon Fiber kanatçık, yüksekliği değiştirilmeksızın, root chord ve minimal olarak kalınlık değeri değiştirilerek tasarıma entegre edildi.

Elliptical fin set	
Kanatçık sayısı	3
Root chord (mm)	380
Yükseklik (mm)	110
Kanatçık kesit alanı	Airfoil
Kalınlık (mm)	7,4
Malzeme	Karbon Fiber
Ağırlık(gram)	1267
Tab length (mm)	330
Tab height (mm)	15



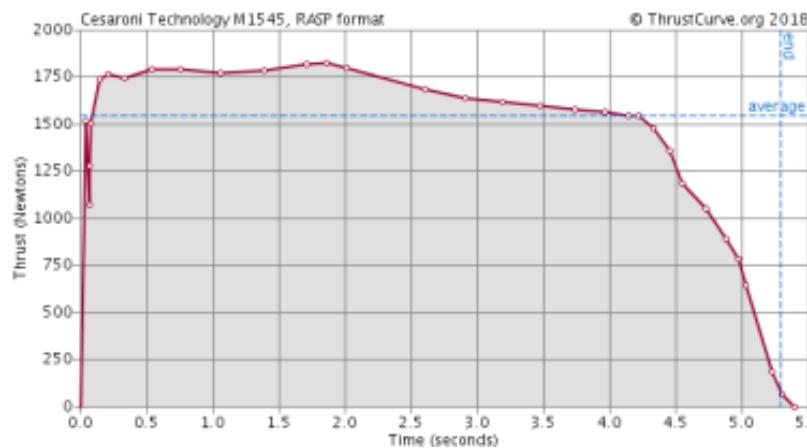
Yapısal - Kanatçık

- Kanatçık geometrisi olarak trapezoidal ve eliptik kanatçık arasında bir seçim yapmamız gereklidi. Tam eliptik bir kanatçığının bize gerekli irtifa değerini sağlasa bile Mach sayısı ve stabilité gibi konularda, eşit dağılımlı yapısından dolayı sorun yarattığı tespit edildi. Trapezoidal kanatçıklar ise eliptik kanatçıklara kıyasla gerekli irtifaya çıkma konusunda dezavantaj sahibi idi. Bunun üzerine tam eliptik kanatçıklarımızın "root chord" uzunluğunu artırarak stabilité dengelenip, irtifa istediğimiz değer aralığına uyacak şekilde tasarlandı. Ayrıca kanatçığımızın yassı ve airfoil yapısı roketin apogee noktasına çıkana kadarki akışkan ilişkisini iyileştirmekte ve rüzgarın kanatçıkta geç ayrılmamasını sağlayarak Mach sayısını sınırla tutmaya yardım etmektedir. Kanatlara etkiyen rüzgar yükleri, ANSYS Mechanical paket programında sonlu elemanlar nümerik yöntemi yardımıyla hesaplanmıştır. Kanatçık üzerine etkiyen yükler sonucu kanatçıkların maruz kaldığı stres ve şekil değiştirme hesaplanmış olup, ayrıntılı olarak Testler alt başlığında açıklanmıştır.

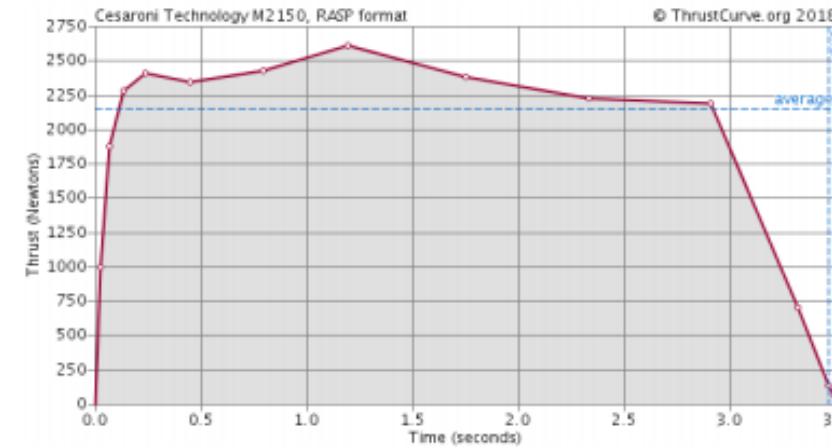


Motor

- İlk motor tercihimiz M1545 olarak belirlendi. M1545'in diğer Yüksek İrtifa motorlarına göre, ağırlığının ve uzunluğunun daha fazla olması roketimizin aerodinamik özelliklerine uyum sağlamasını kolaylaştırdı. Aynı zamanda motorun yanma boyunca sağladığı itki değerleri, ulaşmak istediğimiz irtifaya optimum hız ve stabilitede ulaşabilmemiz için en uygun değerler olarak görüldü.
- İkinci tercihimiz ise M2150 olarak belirlendi. M2150 motorunun, ağırlık ve uzunluğunun ilk tercihimize yakın değerlere sahip olması bu motorun tercihindeki ilk etkendi. Ama ikinci motorun M2150 seçilmesindeki en büyük etkenin, gücü ve toplam itici kuvvet (total impulse) değeri olduğunu söyleyebiliriz. Ağırlık ve uzunluk değişimini minimal değişimlerle tasarım üzerinde absorbe edebilirken, toplam itici kuvvet farklılığı için daha büyük değişiklikler yapmak gerektiğini gördük. Bu yüzden seçimimiz M1545 ile en yakın toplam itici kuvvet (total impulse) değerlerini sağlayan M2150 oldu.



1) M1545

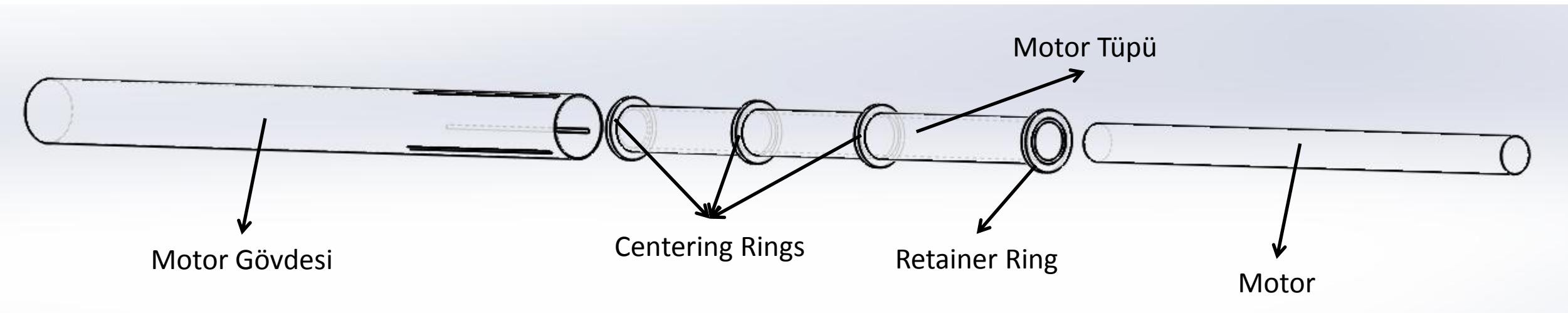


2) M2150



Motor

- Motorun montaj stratejisinde ilk önceliğimiz, roket uçuşunu yaptıktan sonra roketimizin başka bir motor entegrasyonuyla da uçabilecek olmasıydı. Yahut ilk uçuştaki motorumuzu da başka bir roket bünyesinde kullanılabilmeliydik. Bu yüzden ilk elediğimiz seçenekler motorun roketimize sıkı geçme olarak monte edilmesi oldu. Ve yine diğer bir yöntem olan yapışkan veya benzeri bir kimyasal tarafından sabitleme yardımcı da ihtimaller arasından kalktı.
- Sadece motorun ağzını boş bırakacak, bir kapak gibi gövdeye veya motor tüpüne geçebilecek bir sistem düşündük. Ancak bu sistemin sağlam olması için su şişesi gibi sıkılacak bir yatağı olmalıydı. Bu yatağı oluşturmak üretimde bir zorluk olacaktır. Ayrıca bu kapağın ısıya dayanıklı olması için metal olması gerekiydi ve bu parça metalden yapılmış bir parça için gereğinden fazla büyük olacak ve ağırlığıyla bize irtifa kaybı yaşatacaktı. Motorumuzu, ortası motorun itkisini engellemeyecek şekilde boşluk olan, retainer ring ile sabitlemeye karar verdik. Bu daire şeklinde aparatın motor tüpü üzerine çıktıları olacak ve çıktıların üzerindeki civata boşlukları sayesinde, motor tüpümüzde yeri hazır olan kısma vidalanacaktır. Retainer ring, 5 mm et kalınlığında olacak ve Çelik materyalinden yapılacaktır. (**ROKET MOTORU MONTAJ TALİMATI SUNUMUN SONUNA EKLENMİŞTİR.**)





İkinci Motor Seçimi

-Yapılmasına Karar Verilen Değişiklikler-

- Motor tüpünün uzunluğu 103 cm'den 89,3 cm'ye düşürülmüştür.
- Motor gövdesinin uzunluğu 130 cm'den 116 cm'ye düşürülmüştür.
- Kanatlıkların root chordlarının uzunlukları 38 cm'den 36 cm'ye düşürülmüştür.
- Kanatçık kalınlıkları 0,74 cm'den 0,61 cm'ye düşürülmüştür.
- Kanatçık tablerinin uzunlukları 33 cm'den 32 cm'ye düşürülmüştür.
- Engine block parçasının, motor gövdesinin alt kısmına olan uzaklığı 103 cm'den 89,3 cm'ye düşürülmüştür.
- Shock cord parçasının, motor gövdesinin alt kısmına olan uzaklığı 104 cm'den 90,3 cm'ye düşürülmüştür.
- Ana paraşütün, motor gövdesinin alt kısmına olan uzaklığı 104 cm'den 90,3 cm'ye düşürülmüştür.

-Nedenleri-

- İkinci motorun, roket gövdesinde stabilizasyonunu sağlama amacıyla motor tüpü ve gövdesinde kısalımaya gidilmiştir.
- Roketin maksimum irtifasını artırma amacıyla kanatlıkların boyutları ve kalınlıkları azaltılmıştır.
- Roketin stabilitesini sağlama amacıyla kanatçık ve gövde uzunluklarında oynamalar yapılmıştır.
- Motor tüpünün, motor gövdesi içerisindeki hareketini engelleme amacıyla engine block parçasının yeri değiştirilmiştir.
- Daha kompakt bir tasarım elde etme amacıyla, ana paraşüt ve shock cord'un motor gövdesi içindeki yerleşimleri değiştirilmiştir.

	Name	Configuration	Velocity off rod	Apogee	Velocity at depl...	Optimum delay	Max. velocity	Max. acceleration	Time to apogee	Flight time	Ground hit velocity
	Umay Motor 2	[M2150-RL-0]	31,8 m/s	3000 m	16,8 m/s	21,5 s	267 m/s	96,6 m/s ²	24,9 s	233 s	7,34 m/s

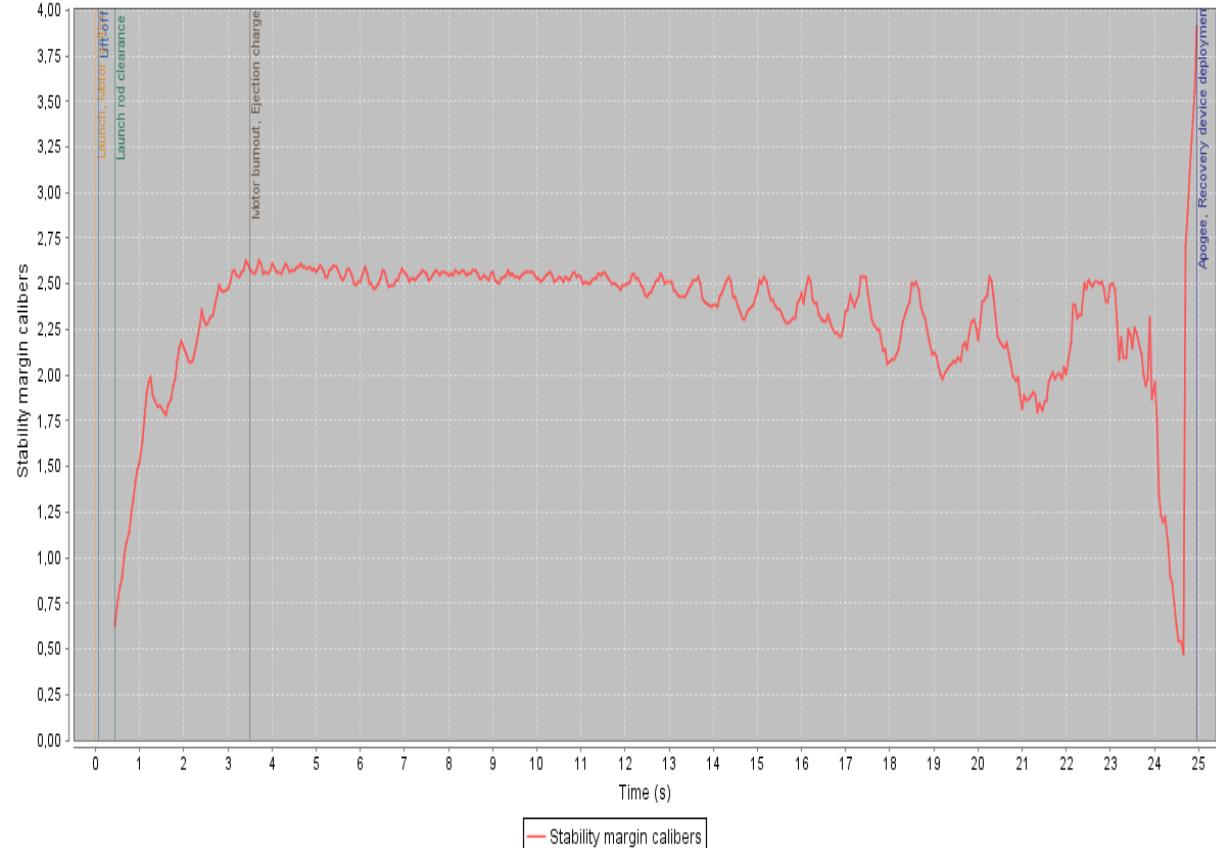


İkinci Motor Seçimi



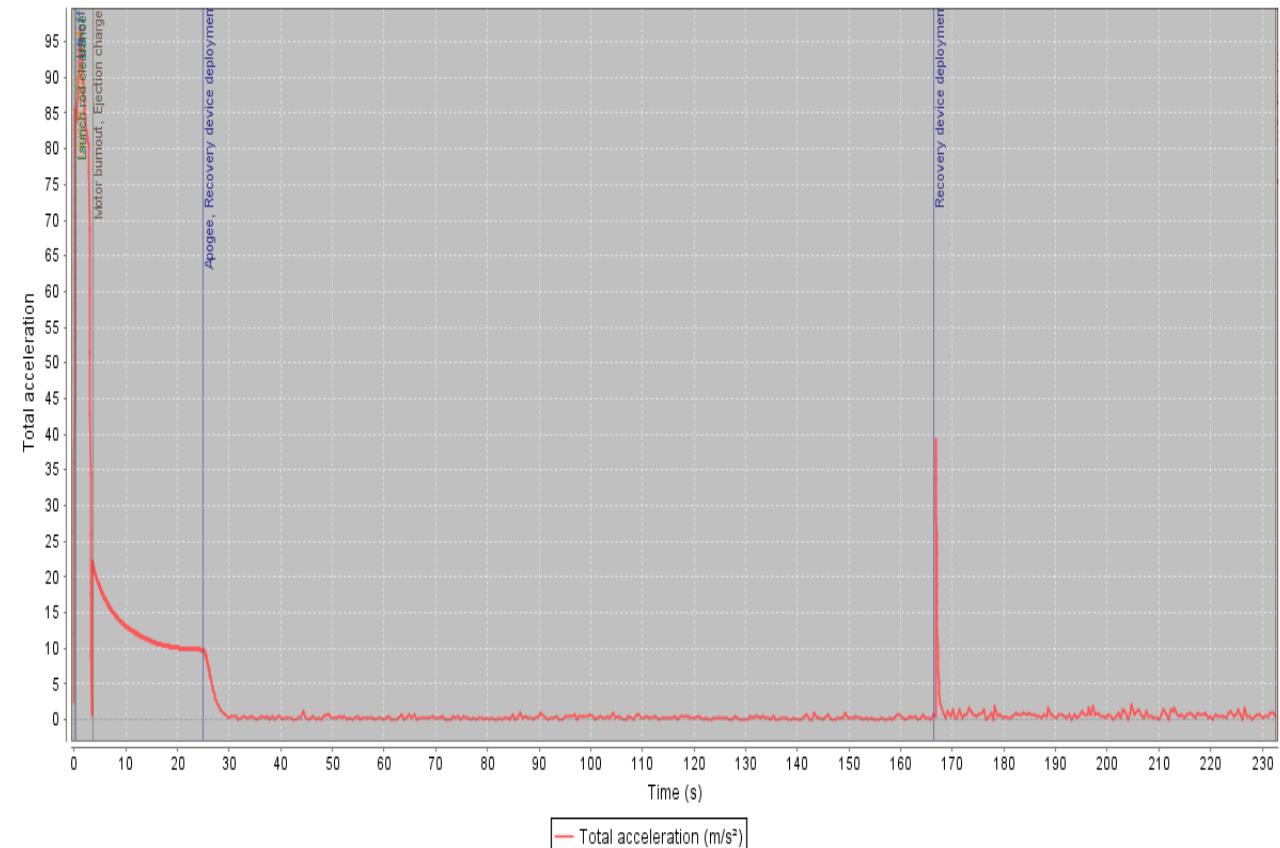
Statik Marjin Değişimi

Custom



İvme Değişimi

Custom



Statik marjin değerleri, uçuş boyunca (son 1 saniye hariç) 1,5-3 bandında seyretmektedir.

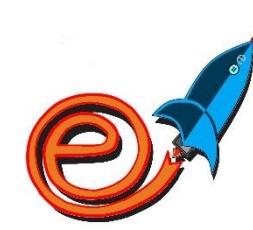


Roketin Bütünleştirilmesi ve Testler



Roket Bütünleştirme Stratejisi

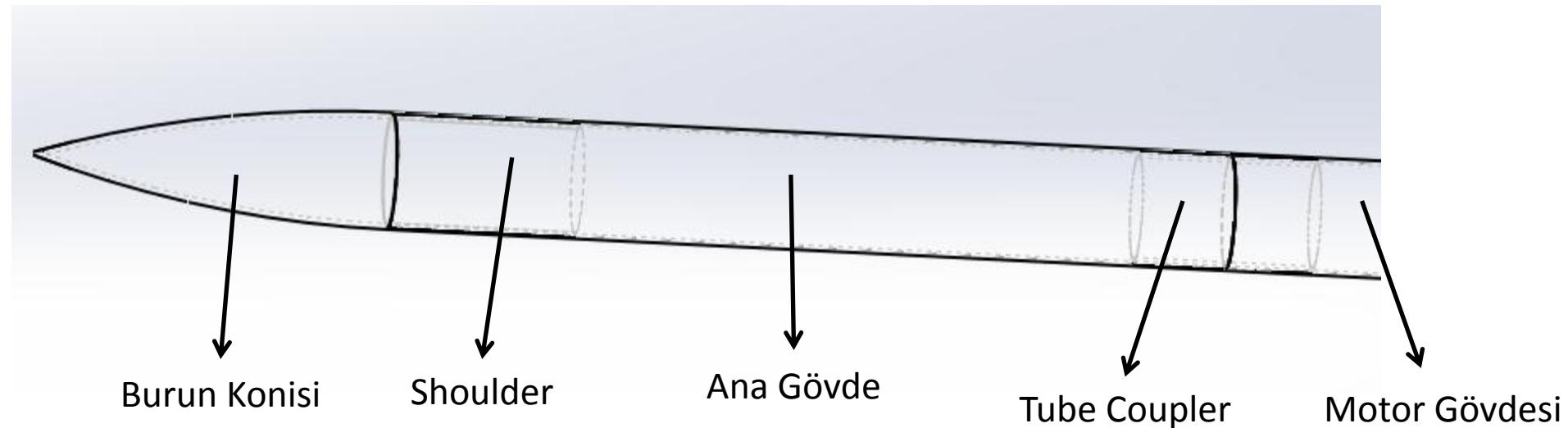
- Burun konisi, shoulder kısmından ana gövdeye sıkı geçmektedir.
- Ana gövde ile motor gövdesi arası bağlantı coupler (iç entegrasyon gövdesi) ile sağlanacaktır. Coupler; ana gövdeye sıkı geçme, motor gövdesine ise yapışkan vasıtasiyla tutturulacak şekilde monte edilecektir. Bunun sebebi kurtarma anında bağlantıların, roket dağılmadan ayrılabilir olması ve uçuş sırasında istenmeyen açılımaların önlenmesidir.
- Kanatlıkların motor gövdesine sabitlenmesi, kanatlıkların fin tab kısımlarının motor gövdesine açılacak olan 3 yarktan geçirilmesi ve kalan boşlukların uygun dolgu malzemesi ile kapatılması suretiyle sağlanacaktır.
- Motor tüpü, centering ringler ile alüminyum kaynağı aracılığıyla sabitlenecek ve centering ringler motor gövdesine yapıştırıcı vasıtasiyla tutturulacaktır.
- Engine block, motor tüpünü sabitleme amacıyla motor gövdesinde hareket etmeyecek şekilde yapıştırıcı vasıtasiyla sabitlenecektir. Motor tüpü engine blocka dayandırılıp, merkezleme halkaları ile yerine sabitlenecektir. İki adet merkezleme halkası motor tüpü ve motor gövdesi arasındaki bağlantıyı sağlayacaktır. Motor tüpünün en alt kısmında yer alacak olan retainer ring ile motorun motor tüp içinde aşağı yönlü kayması engellenerek, motor sabitlenecektir.
- Bulkhead yapıları; aviyonik sistemi diğer alt sistemlerden (kurtarma sistemleri) ayırmak ve korumak amacıyla, aviyonik sistemin önüne ve arkasına olmak üzere 2 adet olarak yerleştirilecektir.
- Ana ve yardımcı paraşütler roketin ayrılmاسının gerçekleşeceği bölgelere yakın pozisyonda konumlandırılacaktır. Bu sayede paraşüt açılımında herhangi bir alt sistemden kaynaklanabilecek sorunlar elimine edilecektir.
- Ana paraşüt, motor gövdesinde (engine blockun hemen üzerinde), engine block ve coupler arasında; yardımcı paraşüt ise ana gövdede yer alan kurtarma sistemi ve shoulder kısmının arasında olacak şekilde konumlandırılacaktır.
- Faydalı yük, burun konisinin shoulder kısmının içine yerleştirilecektir. Apogee noktasında gerçekleşecek olan ilk ayrılma (burun konisi ve ana gövdenin ayrılması) sonucunda faydalı yükün rahatça dışarı çıkabilmesi ve sorunsuz iniş sağlanması açısından en uygun pozisyon shoulderin iç kısmı olarak görülmüştür.
- Burun konisinin bitimine konacak levhaya mapa monte edilecektir. İlk şok kordonumuzun bir ucu bu mapaya, diğer ucu ise bulkheadde bağlanacaktır. İkinci şok kordonumuzun bir ucu engine blocktaki mapaya, diğer ucu ise bulkheaddeki mapaya bağlanacaktır.
- Aynı zamanda Ana ve Yardımcı paraşütlerin shroud lineleri, şok kordonlarına bağlanacak ve böylelikle gövde ayrılmaları sonucu paraşüt ayrılmaları gerçekleşecektir.



Roket Bütünleştirme Stratejisi



- Ayrılmayı sağlayacak ve rüzgarla temas edecek olan parçalar Karbon Fiber materyalden yapılacaktır. Ayrılma durumlarında oluşması öngörülen; parçalarda meydana gelebilecek, çekme ve eğme sebepli deformasyonlara parçaların dayanım sağlayacağı yapılan deneyler sonucunda tespit edilmiştir. Aynı zamanda kurtarma sisteminin, ayrılma anında uygulayacağı yük roketin dış çeperine paralel olacağı için dayanıma herhangi bir kötü etkisi bulunmamaktadır.
- Altimeter Two cihazının sisteme en son monte edileceği göze alınarak; ana gövdede aviyonik sistemin hizasında açılan kapakçık aracılığıyla, aviyonik sistemin yanındaki yuvaya monte edilecektir. Bu kapakçık aynı zamanda yarışma alanında, montaj aşamasındayken aviyonik sisteme olası bir müdahale durumunda kullanılacaktır.





Testler

1) Yapısal/Mekanik mukavemet testleri-

- Bu testlerde beşer numune alınarak, standart sapmayı düşürüp en doğru verilerin elde edilmesi amaçlanmıştır.

a) Çekme Testi: Burun konisi, gövde ve kanatçık materyalimiz olan Karbon Fiber 'den ve diğer bir alternatif olan Fiberglass 'tan gerekli numuneler alınarak, Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği Biyomekanik Laboratuvarı'nda bulunan Universal mekanik test cihazında numunenin; akma mukavemeti, kopma mukavemeti, tokluk ve benzeri değerleri ölçülümüştür. Elde edilen veriler "Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler" alt başlığında paylaşılmıştır.

Verilerin öngörülen değerlerle uyumu teyit edilmiştir. (08.04.2019-12.04.2019) <https://www.youtube.com/watch?v=8BSCFjdlvVE&feature=youtu.be>

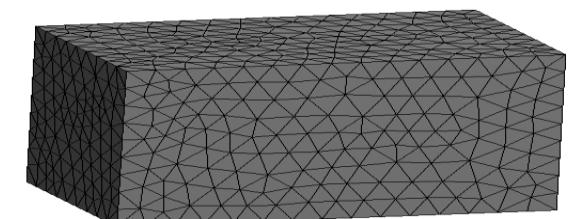
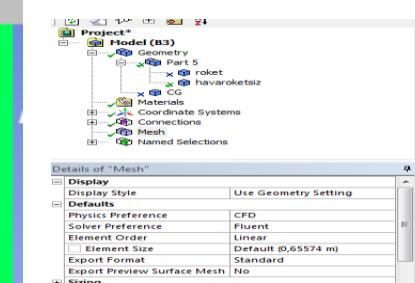
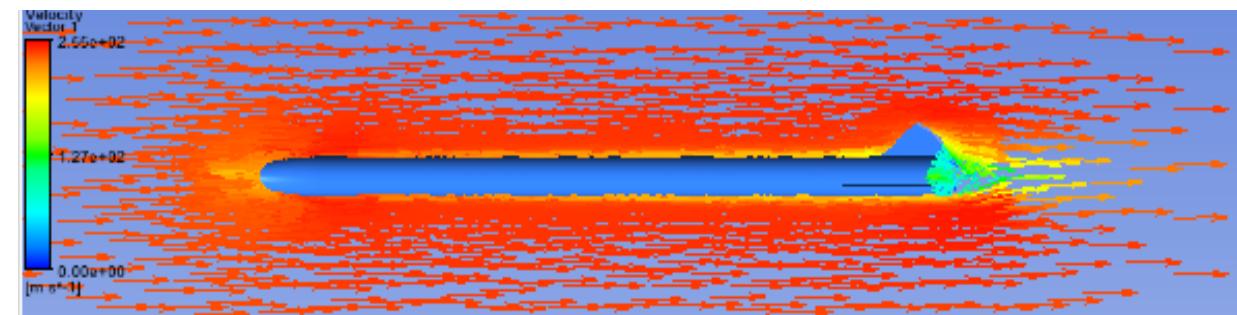
b) Eğme Testi: Burun konisi, gövde ve kanatçık materyalimiz olan Karbon Fiber 'den ve diğer bir alternatif olan Fiberglass 'tan gerekli numuneler alınarak, Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği Biyomekanik Laboratuvarı'nda bulunan Universal mekanik test cihazına bu teste özel başlığı cihaza entegre edip materyallerin eğme dayanımları saptanmıştır. Elde edilen veriler "Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler" alt başlığında paylaşılmıştır. Verilerin öngörülen değerlerle uyumu teyit edilmiştir. (08.04.2019-12.04.2019) <https://www.youtube.com/watch?v=r-iJRCc0zXE>



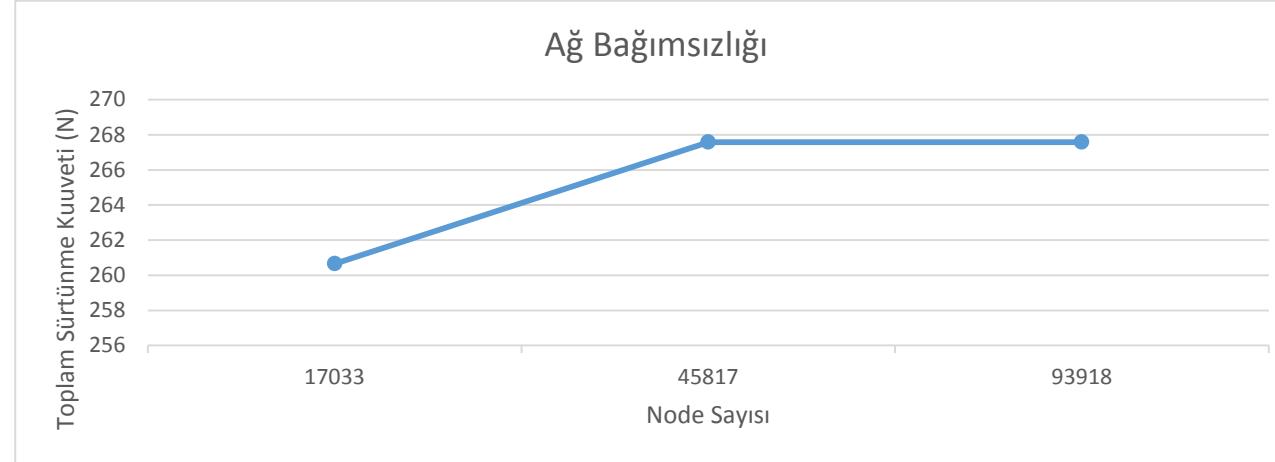


Testler

c) Ansys Mechanical - Ansys Fluent: Analizde, roket en yüksek hızda ulaşılan 250 m/s hava hızı için Ansys Fluent programında akış analizine tabi tutularak, direnç kuvveti ve statik basınç dağılımı hesaplanılmış, ardından da bu basınç yük olarak rokete yüklenmiş ve Ansys Static Structural programı ile gerilme ve şekil değiştirme analizi gerçekleştirilmiştir. Gerçekleştirilen analizler sonucu gerilme ve şekil değiştirme değerlerinin güvenli bölgede kaldığı kanıtlanmıştır. Ayrıca yaptığımız analizde rokete etkiyen toplam sürtünme kuvveti 267,58 N çıkmıştır. Analiz ile ilgili figürler aşağıda paylaşılmıştır. (15.04.2019-03.05.2019) <https://www.youtube.com/watch?v=RVgDFq58DRA&feature=youtu.be>

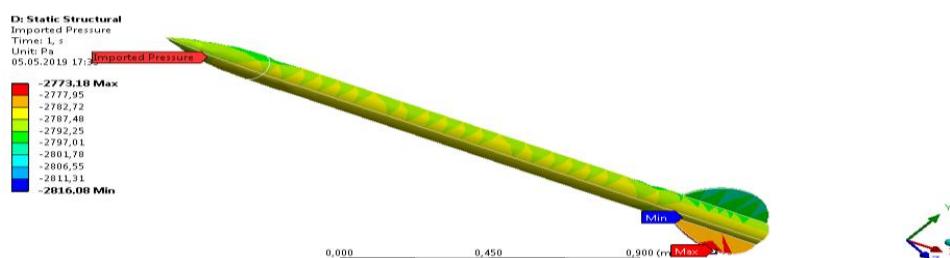


Testler

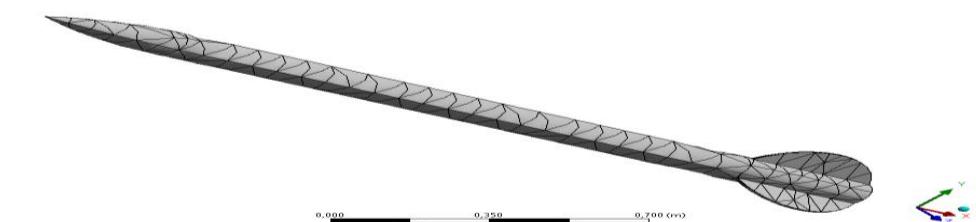


Ağ Bağımsızlığı:

Rokete etkiyen toplam sürtünme kuvvetini bulmak için yapılan akış analizinde, farklı ağ sayılarında değerler alınmıştır. Aşağıdaki şekilde görüldüğü üzere node sayısı 45817'den 93918'e çıkarıldığında, irdelediğimiz sürtünme kuvveti değişiklik göstermemiştir. Bu sebeple daha detaylı ağ atmaya gerek yoktur.



Rokete Statik Basıncın Yüklenmiş Hali (250 m/s hızda)

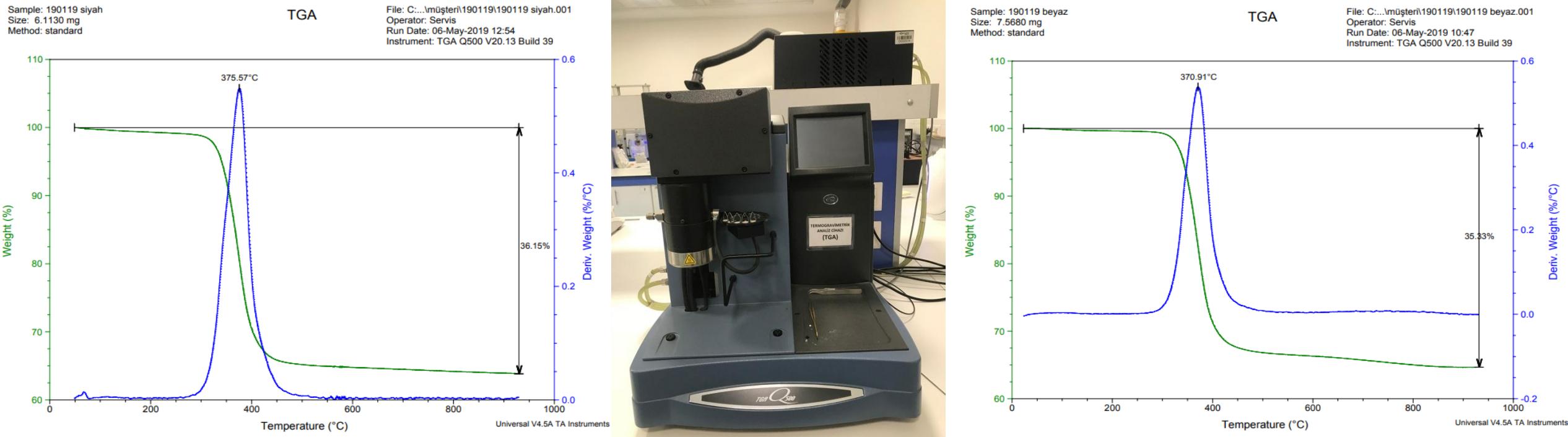


Roketin Mukavemet Analizi İçin Parçalara Ayrılmış (Mesh) Hali

Testler



d) Termogravimetrik Analiz: Burun konisi, gövde ve kanatçık materyalimiz olan Karbon Fiber'den ve diğer bir alternatif olan Fiberglass'tan gerekli numuneler alınarak, numunesi alınan materyallerin bozunma mekanizmaları hakkında bilgi alma ve kalite kontrolü amacıyla TGA gerçekleştirilmiştir. TGA sonucunda: Karbon Fiber numunesinin maksimum bozunma sıcaklığı $375,57^{\circ}\text{C}$, Karbon Fiber oranı %63,85; Fiberglass numunesinin maksimum bozunma sıcaklığı $370,91^{\circ}\text{C}$, Fiberglass oranı %64,67 olarak belirlenmiştir. (08.04.2019-12.04.2019)



Testler

2) Kurtarma sistemleri açılma testleri-

a) **Paraşüt testi:** Kurtarma sisteminde faydalı yükün ve roketin hasar almadan yere inişini sağlayan paraşütlerin; sürtünme kuvetine dayanımını, paraşütte herhangi bir hasar olup olmadığını ve ağırlık karşısında nasıl davranış sergileyeceğini izlemek amacıyla paraşüt altına bağlanan 5 kg'lık yük ile beraber 20 m yükseklikten atılmıştır. Yere düşüş hızı; sürtünme kuvveti, atalet kuvveti ve ağırlık kuvveti dikkate alınarak 2,41 m/s olarak saptanmıştır. (15.04.2019-26.04.2019)

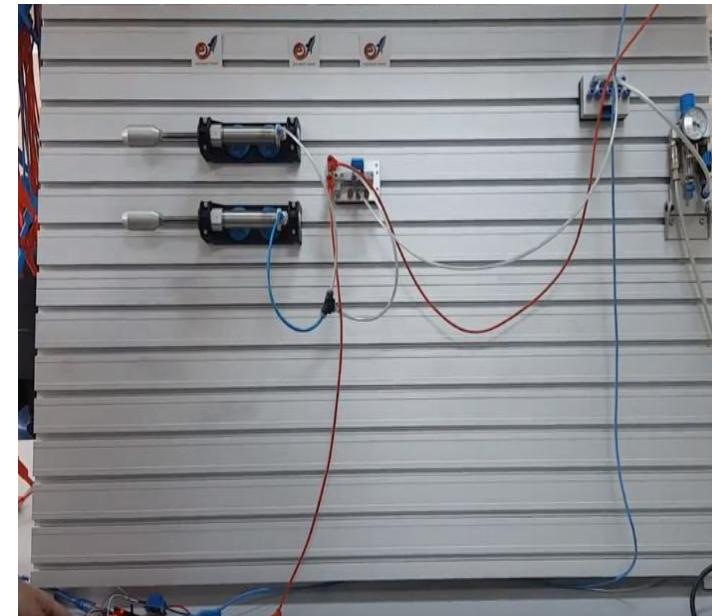
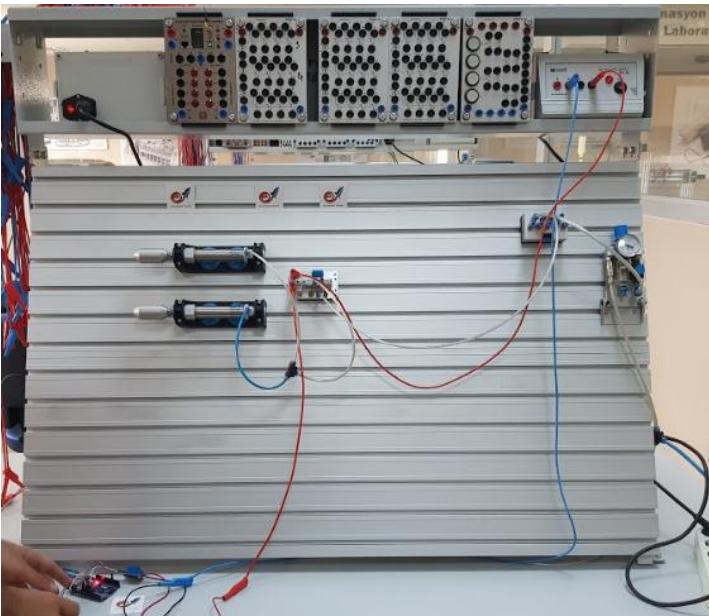
<https://www.youtube.com/watch?v=VvR2QXLSJYI&feature=youtu.be>



b)Selonoid valfli pnömatik sistem testi:

Kurtarma sisteminde; shoulderdaki L profile vurarak burun konisinin ayrılma işlemini gerçekleştirecek olan ve couplerdaki L profile vurarak motor gövdesi- ana gövde ayrimını gerçekleştirecek olan piston mekanizması prototipinin çalışma testleri gerçekleştirılmıştır. Roket uçuş halinde iken uçuş bilgisayarı yardımı ile tetiklenecek olan sistem, test aşamasında; uçuş sırasında karşılaşılmazı öngörülen koşullar mikroişlemciye yazılan kodun etkisiyle, röle ve potansiyometre yardımıyla sağlanmıştır. (29.04.2019-03.05.2019)

<https://www.youtube.com/watch?v=PY-zGN7B3vc&feature=youtu.be>



Testler

3) Aviyonik Sistem ve Telekomunikasyon Testleri:

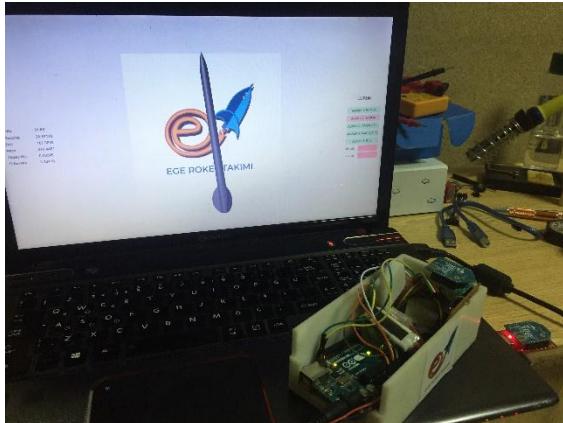
a) Elektronik Bileşen Testi:

Uçuş bilgisayarımızın her bir bileşeni ayrı ayrı test edilerek çalışır durumda olduğu teyit edilmiştir. Ardından, kütüphane gerekliliği duyduğumuz parçalarımız için en uygun olanlar seçilmiş ve kütüphanesinde iyileştirme yapmayı planladığımız parçalar için yeni yazılımımız, prototip aşaması için son halini almıştır.

b) Uçuş bilgisayarı ve Telekomunikasyon Testi:

Elektronik bileşen testi sonucunda geliştirilen yazılımlar birleştirilmiş ve devre kurulmuştur. Böylelikle prototipimiz son halini almıştır. Ana yazılımımız roketimizin atışı sırasında çıkışması gereken 3000 metre baz alınarak kodlanmıştır. 3000 metreye ulaşabilme fırsatı edinemediğimiz için -testimize özel olarak- testi gerçekleştirdiğimiz binanın yüksekliği olan 20 metreye göre oranlanmış bir yazılım geliştirilmiştir. Aşağıdaki linkte yer alan videoda görünebileceği üzere, roketimizdeki ana karar mekanizması olan basınç sensörümüzün verileri alınarak anlık yükseliş ile irtifa değerleri takip edilebilmektedir. Ayrıca aşağıdaki linkte yer alan videoda aviyonik sistemimiz farklı açılar ile tutularak, geliştirdiğimiz yer istasyonu programında roketimizin oryantasyonu anlık olarak izlenmiştir. Bu video ile roketimizin tüm sistemlerinin çalıştığı, ara yüzümüzdeki aşamaların geçisi ile kurtarma mekanizmasını irtifa verisine göre otomatik olarak açabileceğini ve iletişimini kablosuz olarak sağlayabileceği ispatlanmıştır.

https://www.youtube.com/watch?v=M0EbD_kvXms&feature=youtu.be (15.04.2019-26.04.2019)



Testler

4) Yapılması Öngörülen Testler:

a) **Şok kordonu gerilim testi:** Ayrılma esnasında veya ayrılma sonrasında oluşabilecek gerilime karşı, kordonun dayanımı test edilecek ve roket parçalarını taşıma kapasitesi kontrol edilecektir.

(03.06.2019 –07.06.2019)

b)**Paraşüt Testi:** Ana paraşüt, yardımcı paraşüt ve faydalı yük paraşütleri; birebir ölçülerde, uçuş sırasında maruz kalacakları ağırlıklara maruz bırakılarak, sağlamlık ve sürüklenebilme katsayıları teyit edilecektir.

(03.06.2019-14.06.2019)

c)**Burun Açılma Testi:** Selonoid valfli pnömatik sistem rokete monte edilip uçuş sırasında sistemin maruz kalacağı yüklerle maruz bırakılarak, sistemin burun konisinin ve Ana gövde - Motor gövdesinin ayrılmasını gerçekleştirebileceği teyit edilecektir.

(17.06.2019-21.06.2019)

d) **Aviyonik Sistem ve Telekomunikasyon Testleri:** Normal koşullarda testlerini gerçekleştirdiğimiz aviyonik sistemimizi, takımımızın sahip olduğu drone aracılığıyla yatay ve dikey mesafeler ile iletişim testlerine tabi tutup belirli yüksekliklerde kurtarma mekanizmamızı tetiklemeyi planladığımız testlerimiz ile yazılımsal geliştirmeler sağlayacağız. Aviyonik sistem çalışır durumdayken, roketimizin uçuş sırasında maruz kalacağı alçak basınç ve ivme değerleri yaratılarak; aviyonik sistemin yer istasyonu ile olan iletişim, arayüz üzerindeki tepkisi, veri depolama kalitesi, istenilen görevleri ne ölçüde yerine getirebildiği kontrol edilecektir.

Ayrıca uygun koşullar sağlandığı takdirde ülkemiz turizminde önemli yer alan ve geçtiğimiz yıl TEKNOFEST Kapsamında da uçurulan turistik amaçlı sıcak hava balonları ile hem aviyonik testlerimizi gerçekleştirmek hem de ülkemizdeki mühendislik öğrencilerinin TEKNOFEST gibi mühendislik yarışmalarına ilgilerini çekebilmek, tanıtım amaçlı aviyonik sistem testi yapmayı planlamaktayız.

(03.06.2019-21.06.2019)

e) **Bağlantı Dayanım Testleri:** Raketimizin birleştirilmesinde kullanılacak yapıştırıcı ve mesnet benzeri elemanların işlevselliği; örnek numuneler alınıp, prototipler oluşturularak test edilecektir. Bu testler sonucunda roket üzerindeki kuvvetler aracılığıyla analitik hesap yapılp roketin birleştirilmesinde kullanılacaktır.

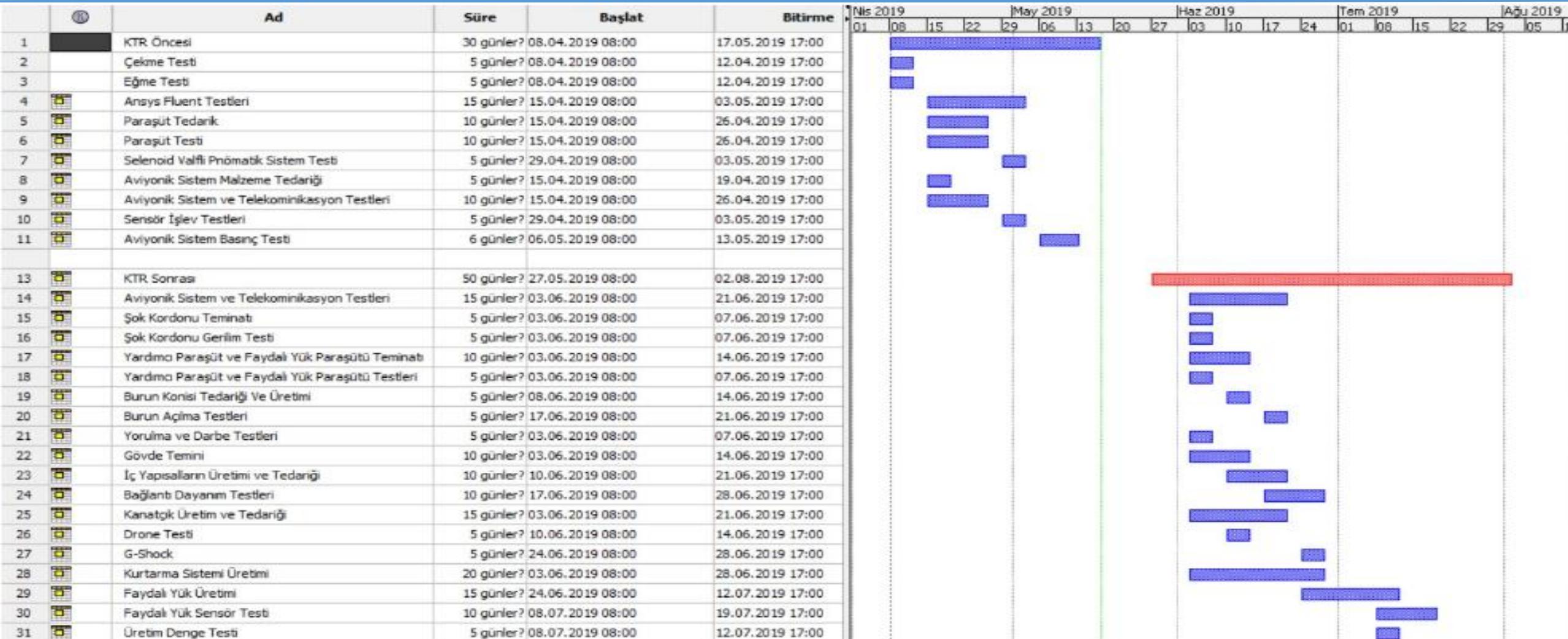
(17.06.2019-28.06.2019)

f) **Faydalı Yük Testleri:** Faydalı yükün, kendi içindeki elektronik donanımın testleri gerçekleştirilecektir. (08.07.2019-19.07.2019)

g) **Üretim Denge Testleri**



Takvim



Bütçe

Yapı	Adet	Malzeme	Fiyat (Türk Lirası)	Tedarik Kanalı	Tedarik Süreleri (Gün)
Burun Konisi	1	Karbon Fiber	500	Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	7
Burun Konisi Kalibi	1	Delrin	150	Ege Üniversitesi Mühendislik Fakültesi	3
Burun Konisi Kalibi CNC İşleme Ücreti	-	-	300	Ege Üniversitesi Mühendislik Fakültesi	-
Ana Gövde	1	Karbon Fiber	1800	Fibermak Mühendislik Makina Kalıp Kompozit Sanayi ve Ticaret Ltd. Şti	11
Bulkhead	2	Alüminyum	40	Onmak Makina San. Tic. Ltd. Şti	5
Paraşüt Kumaşı	3	Ripstop Nylon	400	Ege Üniversitesi EHAVK Öğrenci Topluluğu	Temin edildi.
Paraşüt Dikim Hizmeti	-	-	50	Ege Üniversitesi Tekstil Mühendisliği Bölümü	10
Tube Coupler	1	Karbon Fiber	200	Ege Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü	7
Şok Kordonu	2	Kevlar	200	Ege Üniversitesi EHAVK Öğrenci Topluluğu	Temin edildi.
Motor Gövdesi	1	Karbon Fiber	2400	Fibermak Mühendislik Makina Kalıp Kompozit Sanayi ve Ticaret Ltd. Şti	11
Motor Tüpü	1	Alüminyum	225	Onmak Makina San. Tic. Ltd. Şti	10
Motor Bloğu	1	Alüminyum	15	Onmak Makina San. Tic. Ltd. Şti	10
Retainer Ring	1	Çelik	50	Onmak Makina San. Tic. Ltd. Şti	10
Merkezleme Halkası	2	Alüminyum	105	Onmak Makina San. Tic. Ltd. Şti	10
Kanatçıklar	3	Karbon Fiber Plaka	600	Fibermak Mühendislik Makina Kalıp Kompozit Sanayi ve Ticaret Ltd. Şti	11
Mapa	4	Tek Parça Dövülmüş Demir	15	Onmak Makina San. Tic. Ltd. Şti	10
BMP180 Barometrik Sensör	2	-	7.67	https://www.direnc.net/bmp180-dijital-barometrik-sensor	Temin edildi.
EBYTE E45-TTL-100 Lora RF Modül	4	-	142.78	http://www.m2market.com.tr/e45-ttl-100	7
Arduino UNO – Atmega 328P	3	-	26.66	https://www.direnc.net/arduino-uno-r3-smd	Temin edildi.
Ebyte E15-USB-T2 3.3V 5V USB-TTL Çevirici Modül	2	-	16.02	https://www.robotistan.com/xbee-adaptor	7
Kurtarma Sistemi	1	-	1250	Ege Üniversitesi Meslek Yüksek Okulu	Temin edildi.



Bütçe

GY-NEO6MV2 GPS Modülü	3	-	128.98	https://www.robotistan.com/gy-neo6mv2-gps-modulu-ucus-kontrol-sistem-gpsi	Temin edildi.
Röle	2	-	8.67	https://www.robotistan.com/1-way-5v-relay-module-tekli-5v-role-karti	Temin edildi.
Pil	3	-	75,41	https://www.robotistan.com/111v-lipo-batarya-450mah-25c	7
Lipo Saklama Çantası	1		58.26	https://www.robotistan.com/lipo-saklama-cantasi-10x19cm	7
Delikli Plaket	4	-	5.28	https://www.direnc.net/10x10-delikli-plaket	Temin edildi.
Genel Toplam			12.098,37		

Bütçe Özeti:

Tedarik edilecek ürünlerin tedarik kanalları ile birebir iletişime geçilerek ürünlerin stok durumları ve temin süreleri internet adresleri dışında da sorgulanıp öğrenilmiştir. Sponsorluk arayışlarımız hala devam etmekte olup şuana kadar ürün ve hizmet desteği konusunda Ege Üniversitesi Mühendislik Fakültesi , Meslek Yüksek Okulu , Makine Mühendisliği ve Havacılık Topluluğu'ndan çeşitli destekler sağlanmıştır. Maddi destek konusunda görüşmeler devam etmekte olup anlaşma sağlanması taktirde sponsorluk sözleşmeleri ve proformaları detaylı olarak iletilecektir.

Ürünlerin tedarığının daha güvenli ve kolay olması amacı ile ücret farkları da göz önüne alınarak takımımızın bulunduğu İzmir ili ve yurt içi kurumlardan tedarik ve hizmetin sağlanmasına dikkat edilmiştir. Özellikle test sürecinde tedarikte karşılaşabilecek olağanüstü durumlara karşı tasarladığımız tüm sistemlerde kullanılabilecek muadil ürünler belirlenmiştir.

ROKET MOTORU MONTAJ TALİMATI

1. GİRİŞ

Bu dokümda, Roket Motorunun Yarışmada kullanılacak Rokete montajı ile ilgili hususlar anlatılmaktadır.

2. SORUMLULAR

1. Türker Erdem Öksüz
2. Tolga Aydın
3. Bartu Simsar

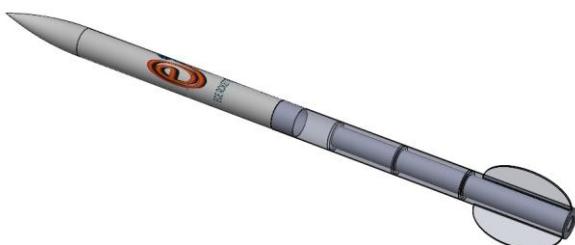
3. GEREKLİ ARAÇ/GEREÇ/AYGIT VE PARÇA LİSTESİ

Yarışma Komitesi tarafından teslim edilecek Roket Motorunun yarışmada kullanılacak Rokete montajının gerçekleştirilmesi için gerekli parçaların listesi ve bütünlemede kullanılacak Araç/Gereç/Aygıt Listesi sırasıyla Tablo 1 ve Tablo 2 ile verilmiştir.

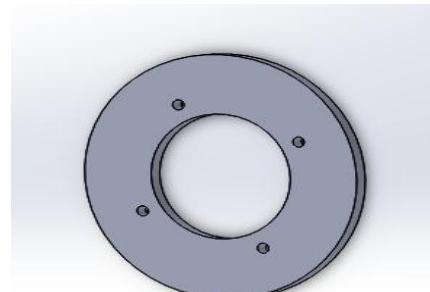
Tablo 1'de yer alan parçalara ilişkin görseller Şekil 1 ile gösterilmiştir.

Kalem Adı	Açıklama
Roket Motoru (M1545)	Yarışma komitesi tarafından sağlanacaktır.
Roket Bütünü	Şekil 1'de resmi/katı modeli gösterilmektedir.
Retainer Ring	Şekil 1'de resmi/katı modeli gösterilmektedir.
İmbus M6 Cıvata	Şekil 1'de resmi/katı modeli gösterilmektedir.

Tablo 1. Gerekli Parçaların Listesi



Roket Bütünü



Retainer Ring



İmbus M6 Cıvata

Şekil 1. Gerekli Parçalar

Araç/Gereç/Aygıt Adı	Açıklama
Pense	Olası mekanik düzeltmeleri gerçekleştirebilmek için kullanılması uygun görülmüştür.
Kargaburun	Olası mekanik düzeltmeleri gerçekleştirebilmek için kullanılması uygun görülmüştür.
Tokmak	Motoru, motor tüpünün içine deformasyona maruz bırakmadan yerleştirebilmek için kullanılması uygun görülmüştür.
Alyan Seti	İmbus civata kullanılmasından dolayı, civataları montajlamak için alyan seti kullanımı gerekmektedir.
Macun	Ek yerlerini doldurmak ve sızdırmazlığı sağlamak için kullanılması uygun görülmüştür.
Gres Yağı	Motorun, motor tüpüne daha rahat yerleştirilebilmesi için kullanılması uygun görülmüştür.

Tablo 2. Gerekli Araç/Gereç/Aygıt Listesi

4. UYGULAMA

1. Bütünleme işleminde kullanılacak bütün kalemlerin eksiksiz olarak hazır olduğu kontrol edilir.

2. Centering ringler ve engine block vasıtasyyla motor gövdesine sabitlenmiş olan motor tüpüne, motorun daha rahat geçebilmesi için gres yağı uygulanır.
3. Gres yağı uygulanmış olan motor tüpüne, motor yerleştirilir.
4. Yuvasına girmiş olan motorun, tokmak yardımıyla yuvaya tam oturduğu kesinleştirilir.
5. Yerine yerleştirilmiş olan motorun sabitlenmesi için kullanılacak olan retainer ringdeki delikler, motor tüpünde bulunan yuvalarla uyuşacak şekilde hizalanır.
6. Hizalanmış olan retainer ring M6 İmbus civatalar vasıtasyyla sabitlenir.
7. Sabitlenmiş olan retainer ringin sağlamlığı kontrol edilir.
8. Montajlanmış olan roketin, gözle muayenesi yapılır.
9. Roket motorunun rokete montajı tamamlanmıştır.

Hazırlayanlar

#	İŞİM SOYİŞİM	TAKIMDAKİ GÖREVİ	TARİH
1	BARTU SİMSAR	ATIŞ ALANI SORUMLUSU	17.05.2019
2	TOLGA AYDIN	ATIŞ SORUMLUSU	17.05.2019
3	MELİSSA ORHONSAYIN	ATIŞ SONRASI KURTARMA SORUMLUSU	17.05.2019
4	MEHMET ARDA ÖZDEN	ATIŞ ALANI SORUMLUSU	17.05.2019