CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

TEKNOFEST 2019
ROKET YARIŞMASI
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Takım Yapısı

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Takım Yapısı

Prof.Dr.
Hüseyin AKILLI

Prof.Dr.
Hakan YAVUZ

Sponsorluk

- Tarık YALIM
- Fırat KOTAN
- Gökmen DERİNALP
- Selim Can KARAKILÇIK
- Rıdvan DEMİRER
- Mehmet Hasan AKKAYA

Mekanik

- Bumin Han VARLI
- Durmuş Can ACER
- Melih Gazi KIRPIK
- Anıl ÇETİN
- Çağrı PERİ
- Ali KAYA
- Mert ÇAKMAKÇI
- Beyza KARAKAŞLI
- Ahmet Seyhun GÜLTEKİN

Elektronik

- Demir OKTAR
- Burak BALA
- Zafer SATAR
- Talha BAZ
- Yağız TUZ
- Yusuf YALÇIN
- Yusuf TOSUN
- Yasemin ERDOĞAN
- Ömer Faruk MAKAM
- Hüseyin KARADUMAN

Prof. Dr. Hüseyin Akıllı Takım Danışmanıdır.

Prof. Dr. Hakan Yavuz ’dan teknik destek alınmaktadır.

Bumin Han Varlı Takım Kaptanıdır.

Mekanik *Ekip*, Çukurova Üniversitesi Makine Mühendisliği Lisans ve Yüksek Lisans öğrencilerinden oluşmaktadır.

Elektronik *Ekip*, Çukurova Üniversitesi Elektrik-Elektronik,Bilgisayar Mühendisliği Lisans ve Yüksek Lisans öğrencilerinden oluşmaktadır.

Organizasyon *Ekip,* Çukurova Üniversitesi Makine Mühendisliği öğrencilerinden oluşmaktadır.

Roket Genel Tasarımı

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

ÖZET

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü	Yorum
Boy (metre):	**2.60**	Roket boyumuz kuyruk bölgesi dahil 2,60 metredir.
Çap (metre):	**0.14**	Kütle ve İrtifa optimizasyonumuz sonucu 14 cm gövde çapı öngörülmektedir
Roketin Kuru Ağırlığı(kg.):	**19.6**	Open Rocket (No Motor) Verisidir
Yakıt Kütlesi(kg.):	**3.84**	Motor Kataloğundan Alınmıştır
Motorun Kuru Ağırlığı(kg.):	**6.33**	Motor Kataloğundan Alınmıştır
Faydalı Yük Ağırlığı (kg.):	**4.00**	Şartnamemizdeki Minimum Kütle Esas Alınmıştır
Toplam Kalkış Ağırlığı (kg.):	**25.9**	Open Rocket (M2150) Verisidir
İtki Tipi:	**Katı Yakıt**	Geleneksel İtki Tiplerine Göre Daha Güvenli ve Çevre Dostudur [1]

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü	Yorum
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	**8.34:1**	Open Rocket (M2150) Simülasyon Verisidir
Rampa Hızı(m/s):	**31.7**	Open Rocket (M2150) Simülasyon Verisidir
Yanma Boyunca En az Statik Denge Değeri:	**1.55 (min)** **2.45 (max)**	Open Rocket *Stability vs. Time* En Az-En Fazla Simülasyon Verisidir
En büyük ivme (g):	**94.8 (m/s²) & 9.6 g**	Open Rocket (M2150) Simülasyon Verisinden Çevrilmiştir
En Yüksek Hız(m/s & M):	**265 m/s & 0.79 Mach**	Open Rocket (M2150) *Uçuş Boyu* Simülasyon Verisidir
Belirlenen İrtifa(m):	**3050 m**	Open Rocket (M2150) Simülasyon Verisidir

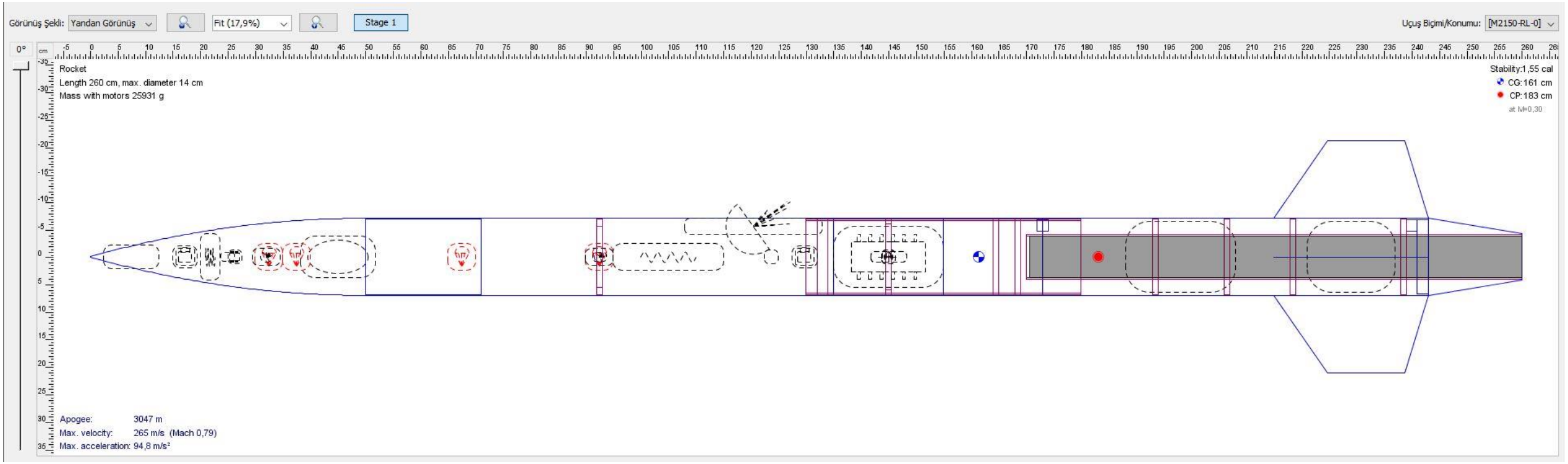
Motor Seçimleri

Marka :	**Cesaroni**	İsim: **M2150**	Sınıf	**M**
Motorun Toplam İtki Değeri(Ns)			**7455.4**	
Marka :	**Cesaroni**	İsim: **M1675**	Sınıf	**M**
Motorun Toplam İtki Değeri(Ns)			**6162.0**	

[1] (Research Gate) **Green Propellant: A Study**: Rupesh Aggarwal P. B. Sharma https://www.researchgate.net/publication/290429002_Green_Propellant_A_Study

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

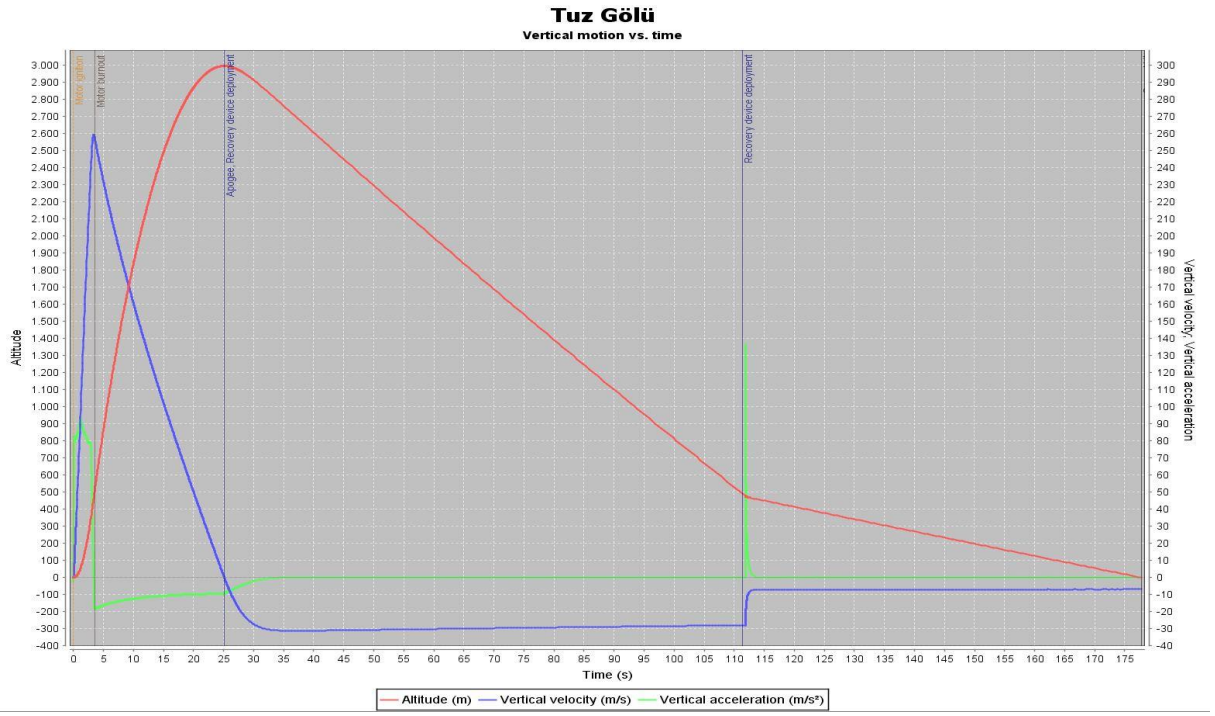
Open Rocket Genel Tasarım



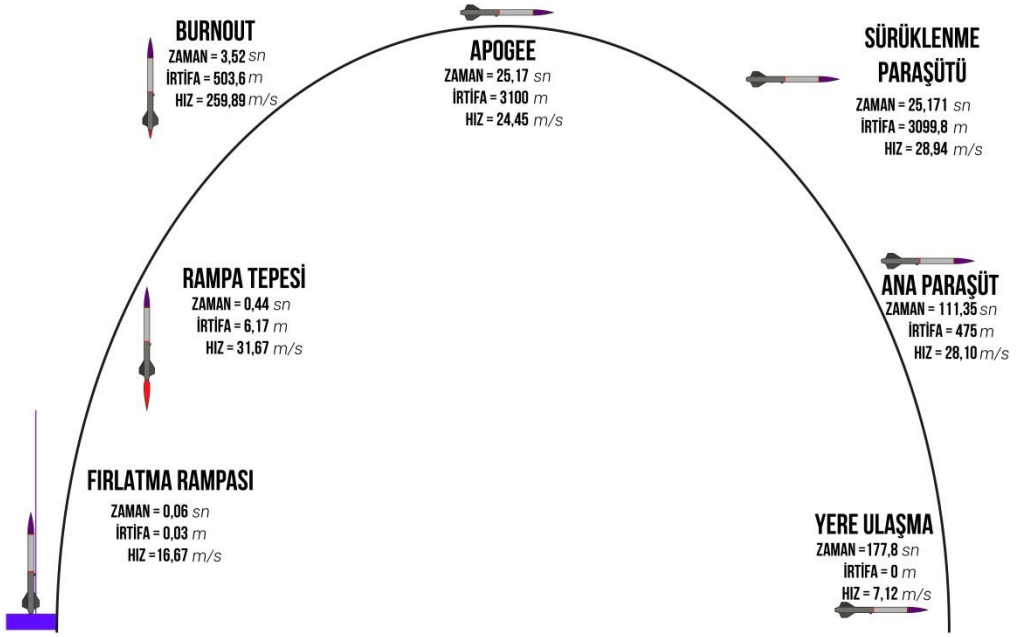
Görsel 1: Open Rocket Tasarım Ekranı

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Open Rocket Genel Tasarım



Görsel 2: Open Rocket Vertical Motion vs Time Grafiği



Görsel 3: Open Rocket Uçuş Aşaması Verileri

Görsel 1 ve Görsel 2, OpenRocket programında M2150 model motor tipi seçilerek yapılan simülasyon değerlerinden alınmıştır. Görsel 3, simülasyon verilerinin dışarı çıkarılması ile elde edilmiştir.

Open Rocket'in yanılma payı hesaba katılarak genel tasarımda 3050 metre irtifa değerinin hedef alınması belirlenmiştir.

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Open Rocket Genel Tasarım

Paraşüt Sürüklenme Hesabı

Tahmini düşüş noktasının hesaplanmasında iki farklı metot kullanılacaktır. İlk metotta, sistem ağırlığı, engelleme kuvvetine (Fdrag) eşitlenerek elde edilen formülle hesaplanmıştır. İkinci metotta ise grafik altında kalan alan hesabı üzerinden bir sürüklenme mesafesi bulunmuştur. Her iki değer, seçilen elektronik sensörlerin menzili dahilindedir.

$$v = \sqrt{\frac{2 \times W}{C_D \; x \; A \; x \; \rho}} \quad TTL = \frac{h}{v}$$

$$sürüklenme = v_{rüzgar} \text{ x TTL}$$

v:hız;
w: sistem ağırlığı;
cd: engelleme kuvveti katsayısı;
A: paraşüt yüzey alanı;
ρ: hava yoğunluğu;
TTL: sürüklenme zaman aralığı;
h: paraşüt açılma irtifası

Faydalı Yük

Sürüklenme Paraşütü:

$$A = \pi(0.15)^2 = 0.07m^2$$
$$C_D = 1.6$$
$$v = \sqrt{\frac{2\text{x}5\text{x}9{,}81}{1.6\text{x}0.07\text{ x}1{,}1}} = 28.21m/s$$
$$TTL = \frac{1500}{28.21} = 53.15s$$
$$sürüklenme = v_{rüzgar} \text{ x } TTL = 10x53.15 = 531.5m$$

Ana Paraşüt

$$A = \pi(0.8)^2 = 2.01m^2$$
$$C_D = 1{,}6$$
$$v = \sqrt{\frac{2\text{x}5\text{x}9{,}81}{1{,}6\text{x}2.01\text{ x}1{,}2}} = 5.04\ m/s$$
$$TTL = \frac{500}{5.04} = 99.17\ s$$
$$sürüklenme = v_{ruzgar} \text{ x } TTL\ = 10x99.17 = 991.7m$$

Faydalı Yük Toplam Maksimum Sürüklenme=1523.2 metre

Roket

Sürüklenme Paraşütü:

$$A = \pi(0.375)^2 = 0.442m^2$$
$$C_D = 1.6$$
$$v = \sqrt{\frac{2\text{x}15.059\text{x}9{,}81}{0{,}9\text{x}0.442\text{ x}1}} = 27.25m/s$$
$$TTL = \frac{3000}{27.25} = 110.09s$$
$$sürüklenme = v_{rüzgar} \text{ x } TTL = 10x110.09 = 1100.9m$$

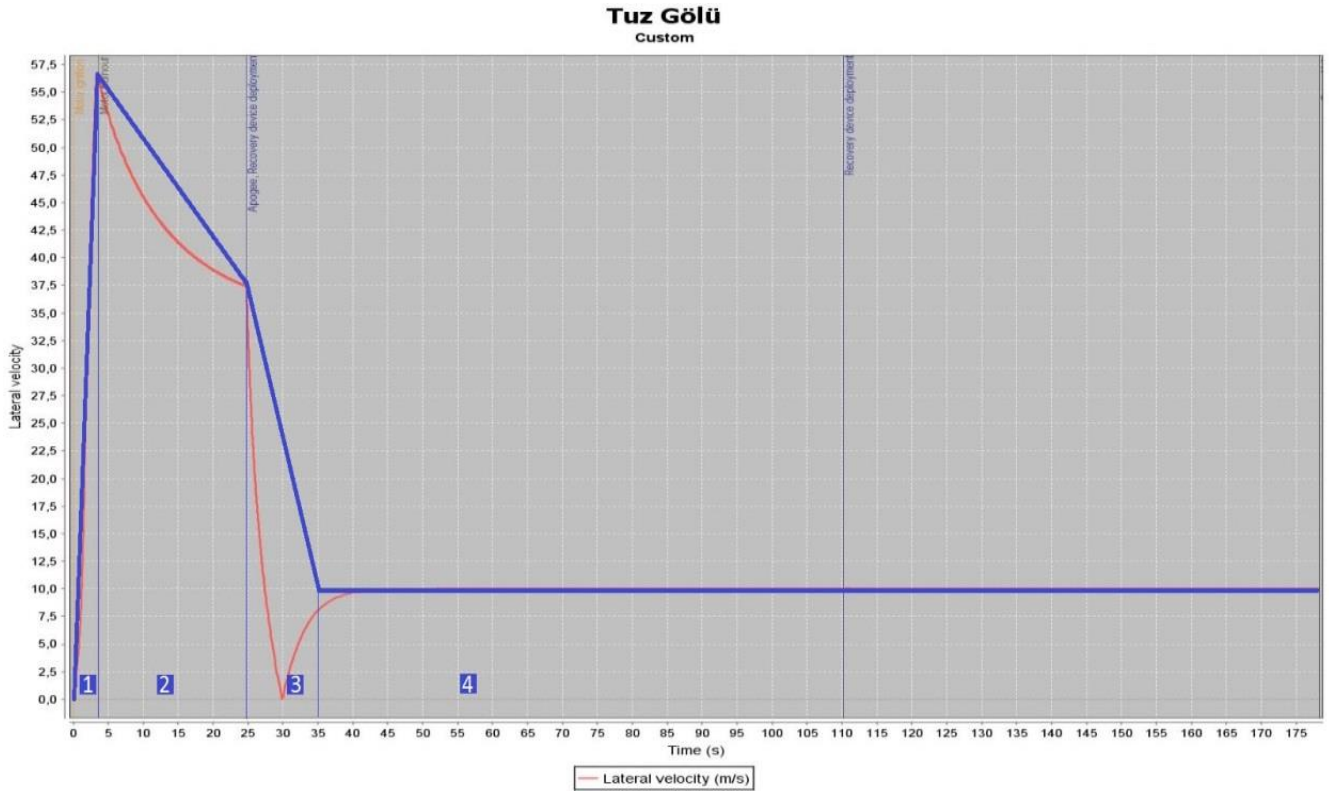
Ana Paraşüt

$$A = \pi(1.55)^2 = 7{,}548m^2$$
$$C_D = 1{,}6$$
$$v = \sqrt{\frac{2\text{x}15099\text{x}9{,}81}{0{,}9\text{x}7{,}548\text{ x}1{,}2}} = 6.02\ m/s$$
$$TTL = \frac{500}{6.02} = 83.05\ s$$
$$sürüklenme = v_{ruzgar} \text{ x } TTL\ = 10x83.05 = 830.5m$$

Roket Toplam Maksimum Sürüklenme=1931.41 metre

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Open Rocket Genel Tasarım



Görsel 4: Open Rocket Yatay Hız Bileşeni Grafiği

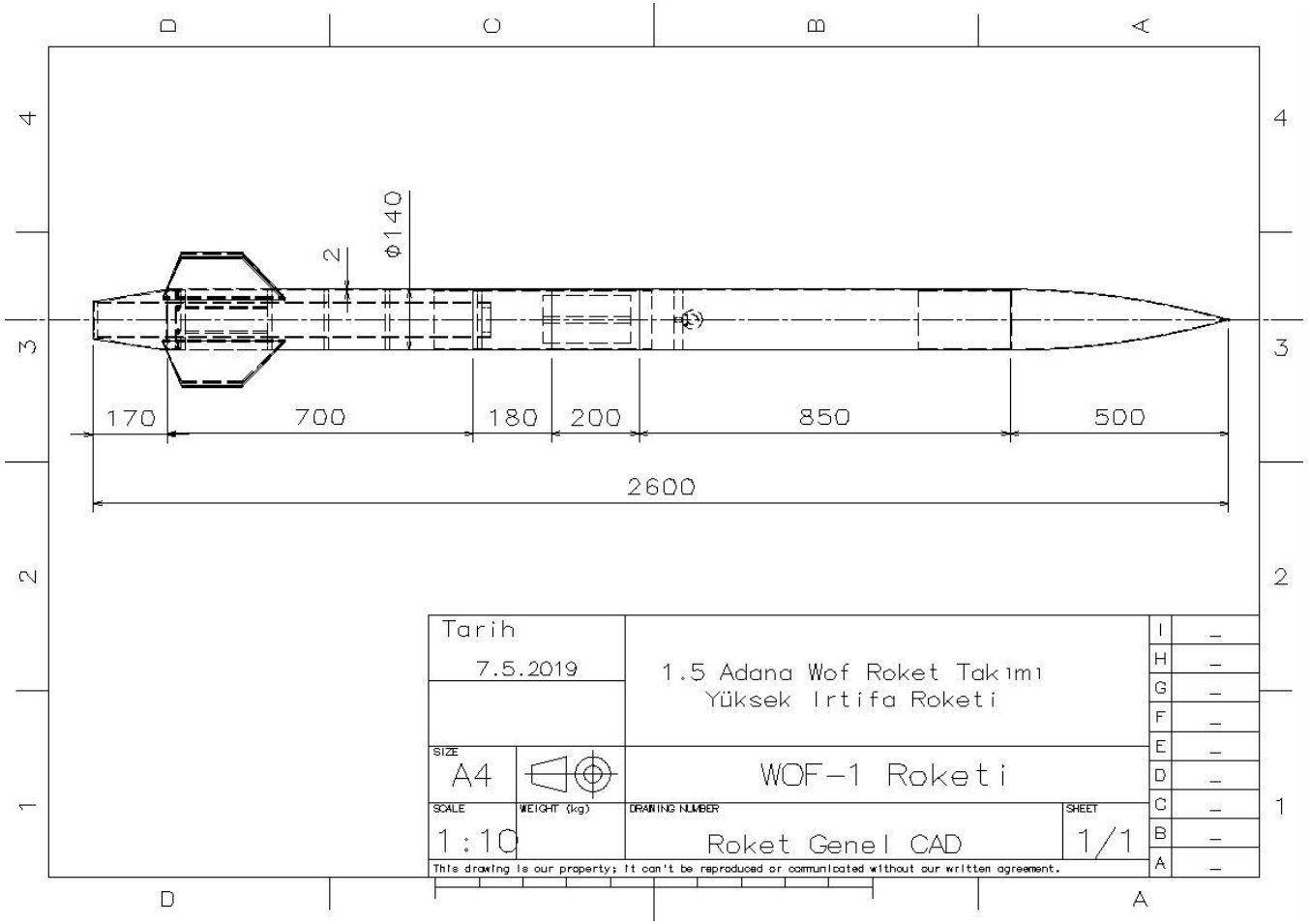
1. 99.750 m
2. 1015.8 m
3. 237.50 m
4. 1790.0 m

$$\sum suruklenme$$

= **3143.13m**

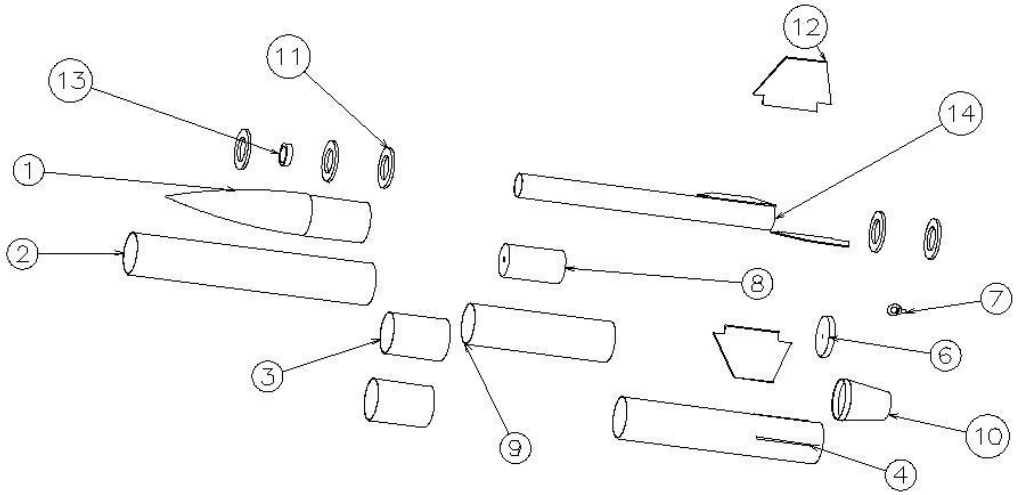
Open Rocket simülasyon parametlerine 10 m/s sabit rüzgar hızı girildikten sonra, roketin yatay hız bileşeni üzerinden (Görsel 4) alınan grafiğin altında kalan alan, maksimum sürüklenmesi mesafesini, yani, 3143.13 metreyi verecektir. Referans çizgiler çekilirken de *en kötü senaryo* hesabı esas alınmıştır. Seçilen elektronik modüllerin menzili ise 14 km çapındadır; bu oldukça güvenli bir kurtarma operasyonu gerçekleştirileceğinin işaretidir.

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



Görsel 5: Roket Genel CAD Çizimi

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



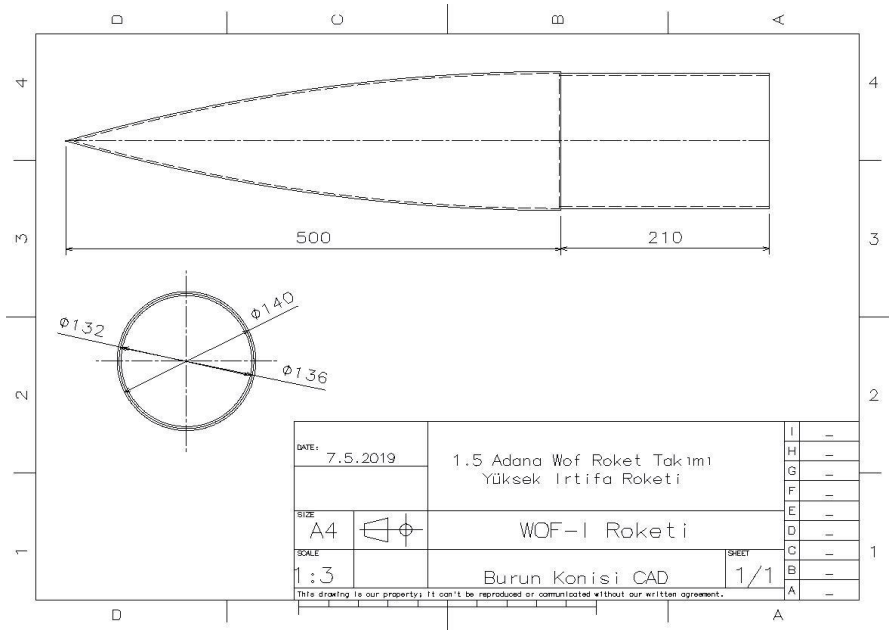
Quantity	Part Number	Number
1	Burun Konisi	1
1	Ust Govde	2
1	Fiberglass Entegrasyon Govde	3
1	Motor Govde	4
1	Merkezleme Halkası (Üst Govde)	5
1	Sandwich Bulkhead	6
1	Mapa	7
1	Aviyonik Kutusu	8
1	Fiberglass Baglanti	9
1	Kuyruk	10

Quantity	Part Number	Number
5	Merkezleme Halkası Kundak	11
4	Kanatcik	12
1	Motor Blogu	13
1	Motor Kundagi	14

Görsel 6: Roket Tüm Parçalar CAD Çizimi

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

Burun Konisi



Görsel 7: Burun Konisi CAD Çizimi

Burun Konisi belirlenen boyutları Görsel 7'deki teknik resimde sunulmuştur.

Burun **50 cm**; shoulder şartnameye uygun olarak çapın 1.5 katı uzunluğunda, yani **21 cm**'dir. **2 mm** et kalınlığı ile **14 cm** çapında üretimi belirlenmiştir.
Üretim Tarih Aralığı: **1 Temmuz-8 Temmuz 2019**
Test Tarih Aralığı: **8 Temmuz-31 Temmuz 2019**

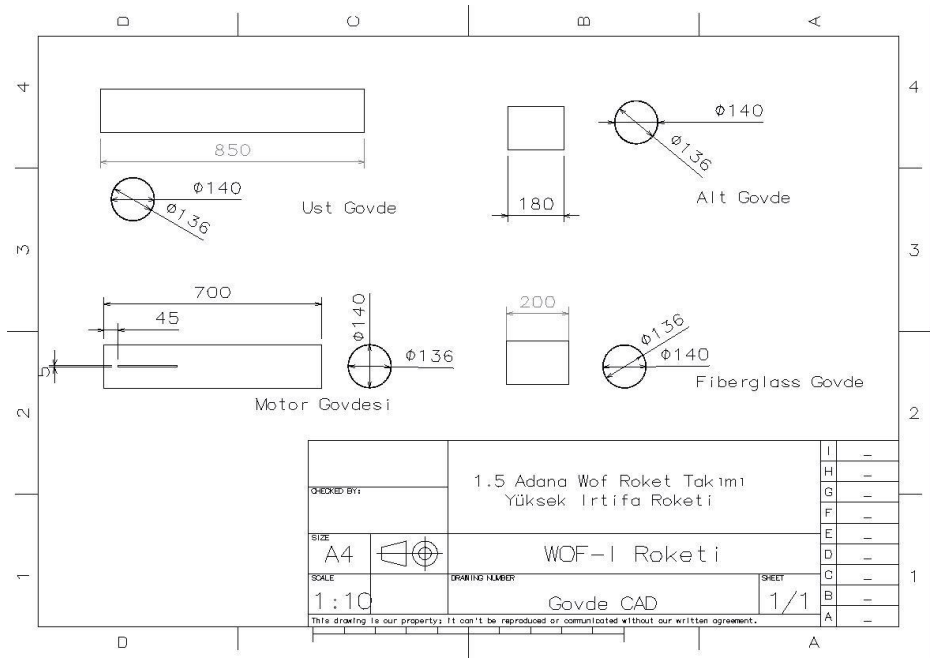
Üretiminde kullanılması öngörülen malzeme *Woven Carbon Fiber* isimli malzemedir. 3D yazıcı ile üretilen kalıp üzerinden elle yatırma vakum pompalama ya da vakum infüzyon tekniği ile üretilecektir.

Belirlenen kabuk kütlesi 700 gr 'dır.

Hata Tahmini	Olası Sebep	Uçuşa Etkisi	Çözüm Önerisi
Ejeksiyon, Açma Problemi	Hatalı Montaj, Açılma Mekanizması Kuvvet Yetersizliği	Paraşütlerin Açılmaması, Görev İptali	Testler yapılarak burun açma kuvveti bulunacak, doğru montajından emin olunacaktır

Tablo 1: Burun Konisi Hata Analizi ve Çözüm Önerisi

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



Görsel 8: Gövde CAD Çizimi

Gövde

Gövde öngörülen boyutları Görsel 8'deki teknik resimde sunulmuştur.
85 cm – 20 cm – 18 cm -70 cm uzunluklarında **14 cm** çapında
2 mm et kalınlığına sahip parçalardan oluşmaktadır.

Üretim kolaylığı, üzerinde rahat çalışılabilmesi gibi sebeplerle 4 parça halinde üretimi belirlenmiştir. Tüm gövde parçaları montaj esnasında birbirine fiberglass entegrasyon gövdesi ile sıkıştırılacak, vidalanacaktır.

Üretimlerinde kullanılması belirlenen malzeme *Woven Carbon Fiber* isimli malzemedir.

Üretim Tarih Aralığı: **1 Temmuz-8 Temmuz 2019**
Test Tarih Aralığı: **8 Temmuz-31 Temmuz 2019**

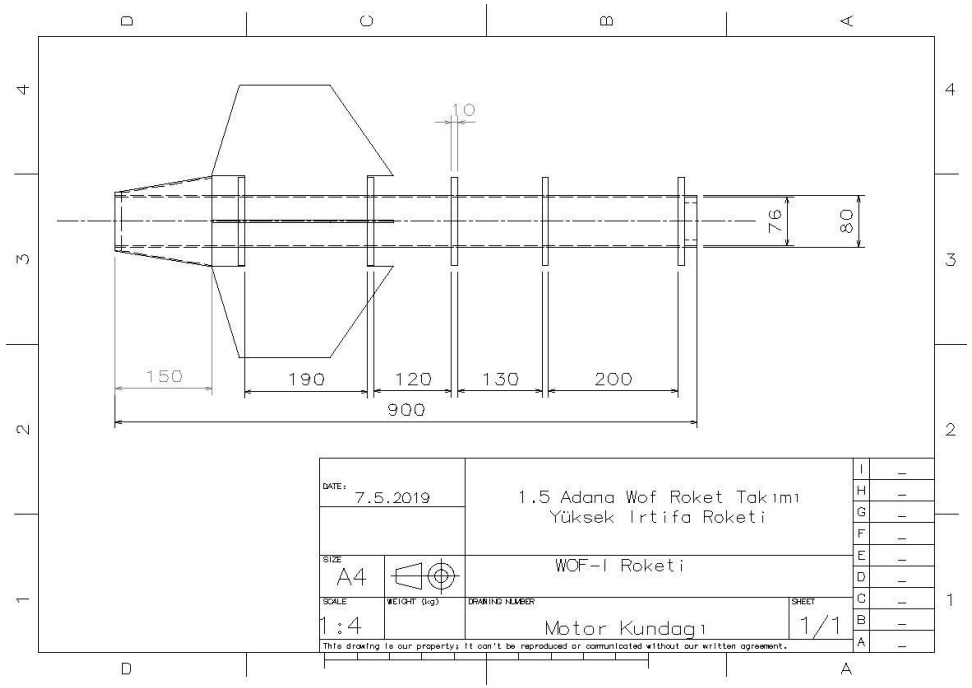
Aviyonik gövdenin üretiminde ise öngörülen malzeme elektronik sistemlerimizin yer istasyonu ile haberleşmesini sağlamak için *Fiberglass* olacaktır.

Öngörülen toplam kabuk kütlesi **3250 gr** 'dır.

Hata Tahmini	Olası Sebep	Uçuşa Etkisi	Çözüm Önerisi
Parçalar Arasında Eksenel Orantısızlık	Hatalı Montaj, Hatalı Üretim	İrtifa Kaybı, Uçuş Profilinde Sapm	Üretim Süreçlerinde Hassas Ölçüm Yapılacak, Doğru Montajından Emin Olunacaktır

Tablo 2: Gövde Hata Analizi ve Çözüm Önerisi

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



Görsel 9: Motor Kundağı CAD Çizimi

Motor Kundağı

Motor Kundağı öngörülen boyutları Görsel 9'daki teknik resimde sunulmuştur.

Motor uzunluğuna ve çapına bağlı olarak 90 cm uzunluğunda, 8 cm dış çap/ 7.6 cm iç çap olarak üretimi planlanmaktadır.

Üretimlerinde kullanılması öngörülen malzeme *Woven Carbon Fiber* isimli malzemedir.

Motor kütlesini homojen desteklemek amacıyla 4 adet merkezleme halkası kullanılması belirlenmiştir.

Üretim Tarih Aralığı: **1 Temmuz-8 Temmuz 2019**
Test Tarih Aralığı: **8 Temmuz-31 Temmuz 2019**

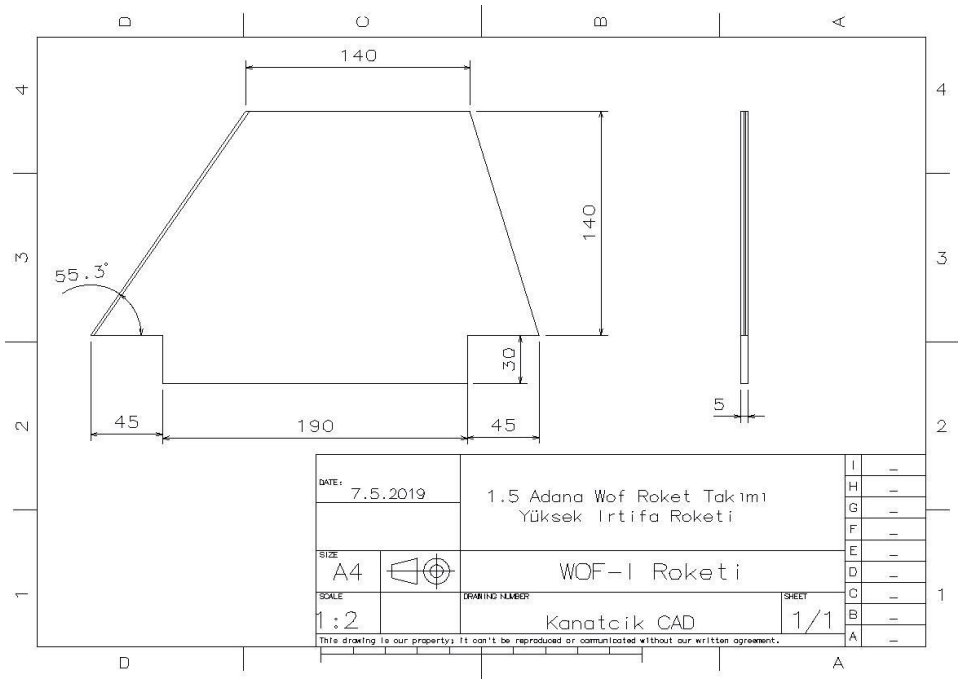
Öngörülen toplam kütlesi **990 gr** 'dır.

Hata Tahmini	Olası Sebep	Uçuşa Etkisi	Çözüm Önerisi
Uçuş Esnasında Kayma, Gövde Deformasyonu	Hatalı Montaj	Uçuş Performansında Kayıplar	Üretim Süreçlerinde Hassas Ölçümler Yapılacak, Doğru Montajından Emin Olunacaktır

Tablo 3: Motor Kundağı Hata Analizi ve Çözüm Önerisi

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

Kanatçık Seti



Görsel 10: Kanatçıklar CAD Çizimi

Kanatçıkların öngörülen boyutları Görsel 10'daki teknik resimde sunulmuştur.

4 adet kanatçık üretimi planlanmaktadır.

Üretiminde kullanılması öngörülen malzeme *Woven Carbon Fiber* isimli malzemedir.

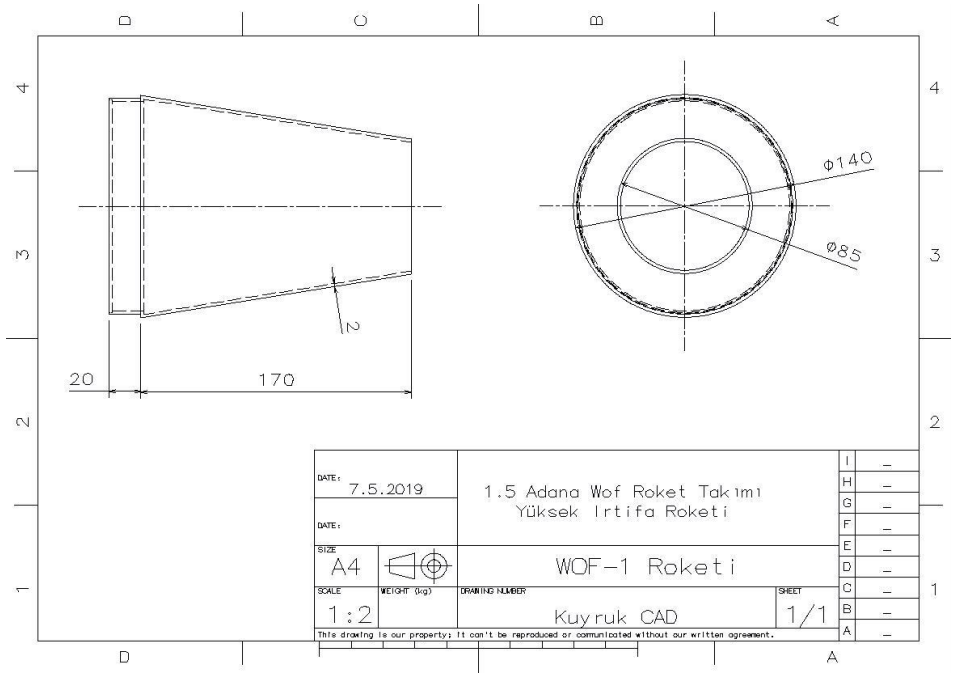
Üretim Tarih Aralığı: **1 Temmuz-8 Temmuz 2019**
Test Tarih Aralığı: **8 Temmuz-31 Temmuz 2019**

Öngörülen toplam kütlesi **800 gr** 'dır.

Hata Tahmini	Olası Sebep	Uçuşa Etkisi	Çözüm Önerisi
Uçuş Esnasında Kırılma; Rezonans	Aşırı Kayma Gerilmesi; Malzeme Doğal Frekansı ile Akışta Oluşan Girdap Frekansının Çakışması	Uçuş Profilinde Sapma, Stabilite Kaybı	Üretim Süreçlerinde Hassas Ölçüm Yapılacak, Doğru Montajından Emin Olunacaktır; Optimum Kanat Alanı ile Tasarım

Tablo 4: Kanatçıklar Hata Analizi ve Çözüm Önerisi

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi



Görsel 11: Kuyruk CAD Çizimi

Kuyruk

Kuyruğun öngörülen boyutları yandaki teknik resimde sunulmuştur.

17 cm uzunluğunda, 14 cm giriş çapı – 8.5 cm çıkış çapı belirlenmiştir. 2 cm shoulder uzunluğuna sahip kuyruk tasarımı, roketin rampaya yerleştirilmesinde hiçbir sorun teşkil etmemektedir.

Roket statik dengesinin korunma stratejisi kapsamında tasarımı planlanmaktadır. Kuyruk üretimi sayesinde çok daha geniş yüzey alanına sahip kanatçık ihtiyacı giderilmiş olup aynı zamanda motor montajının güvenliği sağlanmıştır.

Üretim Tarih Aralığı: **1 Temmuz-8 Temmuz 2019**
Test Tarih Aralığı: **8 Temmuz-31 Temmuz 2019**

Üretiminde kullanılması öngörülen malzeme *Woven Carbon Fiber* isimli malzemedir

Öngörülen toplam kütlesi **100 gr** ‘dır.

Hata Tahmini	Olası Sebep	Uçuşa Etkisi	Çözüm Önerisi
Motor Montajını İmkansız Kılması	Hatalı Üretim	Görev İptali	Üretim Süreçlerinde Hassas Ölçüm Yapılacak, Doğru Montajından Emin Olunacaktır

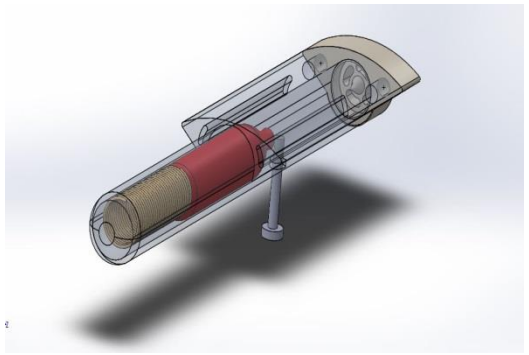
Tablo 5: Kuyruk Hata Analizi ve Çözüm Önerisi

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

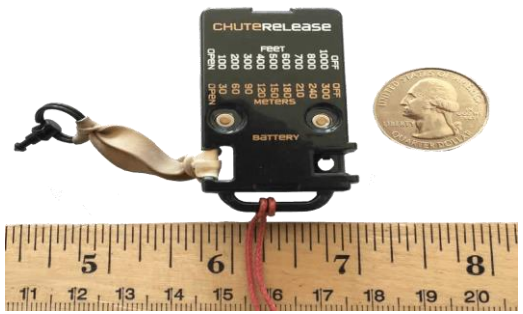
Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

Kurtarma Sistemleri

Görsel 12: Paraşüt Sistemi



Görsel 13: Açılma Mekanizması



Görsel 14: Chute Release

Görsel 15: Braided Kevlar İpi

Roket Sürüklenme Paraşütünün 75 cm çap, 8 ip ve 150 cm ip uzunluğuna sahip olarak üretimi belirlenmiştir.
Roket Ana Paraşütün 310 cm çap, 12 ip ve 400 cm ip uzunluğuna sahip olarak üretimi belirlenmiştir.

Faydalı Yük Sürüklenme Paraşütü-Faydalı Yük Ana Paraşütünün
30 cm-160 cm olarak üretimi belirlenmiştir (Görsel 12)

Bu hesaplamalar *Parachute Recovery Systems Design Manual by Theo W. Knack*e (Bölüm 7-8) referans alınarak yapılmıştır.

Kullanılması belirlenen paraşüt malzemesi Ripstop Nylon, paraşüt ipi 230 kg taşıma kapasitesine sahip **Braided Kevlar** olacaktır. (Görsel 15)

Şok kordu olarak **Kevlar 129** ip dokuma halatlar ya da Bungee Jumping halatlar kullanılacaktır. En kısa uzunluğu roket uzunluğunun 1.5 katı kuralına uyulmuş, 4 metre uzunluğa sahip olması belirlenmiştir.

Roket Ana Paraşütü ve Faydalı Yük Ana Paraşütü Chute Release ile açılacaktır. (Görsel 14)

Mapa, Fırdöndü, Karabina ayrıntıları için Bkz. Kurtarma Sistemleri Yansısı

Paraşüt iplerine düğüm atılmaması için **Radansa** ile iplere bağlanarak dayanımından emin olunacaktır.

Yukarıda verilen bilgiler *Parachute Recovery Systems Design Manual by Theo W. Knack*e Bölüm 5-3'den alınmıştır

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Mekanik Görünüm & Kütle Bütçesi

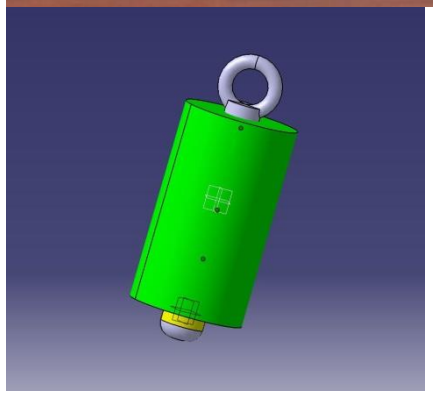
TEKNOFEST
İSTANBUL HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ

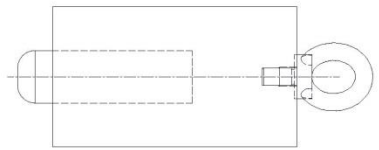
Parça No	Bileşen	Kütle(gr)	Malzeme	Adet
1	Burun Konisi	681	Karbon Fiber	1
2	Burun Konisi (Uç)	100	Alüminyum	1
3	Faydalı Yük	4000	Çelik	1
4	Üst Gövde	1080	Karbon Fiber	1
5	Fiberglass Aviyonik Gövde	160	Fiberglass	1
6	Alt Gövde	926	Karbon Fiber	1
7	Merkezleme Halkalarına Tutturulacak Çubuklar	5000	Kurşun	1
8	Motor Gövde	1080	Karbon Fiber	1
9	Motor Kundağı	816	Fiberglass	1

Parça No	Bileşen	Kütle(gr)	Malzeme	Adet
10	Kuyruk	192	Karbon Fiber	1
11	Kanatçık Seti	760	Karbon Fiber	1
12	Paraşüt	250	Ripstop Nylon	4
13	Şok Kordu	75	Tubular nylon	3
14	Merkezleme Halkası	32	Plywood (Birch)	8
15	Aviyonik Sistem	1000	Belirtilmemiş	1
16	Açılma Mekanizması	100	Belirtilmemiş	2
17	Piller	50	Lithium Ion	2
18	Bağlantı	500	Fiberlgass	2

Diğer parçalarla beraber (Ray butonu, Engine Block, Elektronik Sensörler, Mapa, Karabina, Fırdöndü) Roket Kuru Kütlesi 19.6 kg olarak belirlenmiştir. Motor eklenen roketin kalkış kütlesi ise 25.9 kg olacaktır.

Operasyon Konsepti (CONOPS)





Görsel 16: Faydalı Yük CAD Çizimi ve Tuz Gölü

Faydalı Yük

Bilimsel bir amaca hizmet eden faydalı yükün belirlenen irtifa değerine başarılı bir şekilde bırakılması görevi, yapılan tüm tasarımların temelindeki amaçtır.

Roketin fırlatma alanının Tuz Gölü olması ön kabulü ile birlikte, faydalı yük, hava kirliliğini ölçen elektronik sensörler ile üretilecektir.

Biyocoğrafik olarak küçük bir iç deniz özelliği gösteren Tuz Gölü ve çevresi, dünyanın başka hiçbir yerinde yaşamayan pek çok bitki ve hayvan türünün tek yaşam alanıdır.

Üreme, göç ve kışlama dönemlerinde çok sayıda farklı kuş türüne ev sahipliği yapan Tuz Gölü ve çevresi, Türkiye'de çok az noktada üreyen bazı kuş türlerinin düzenli olarak kuluçkaladığı alandır.

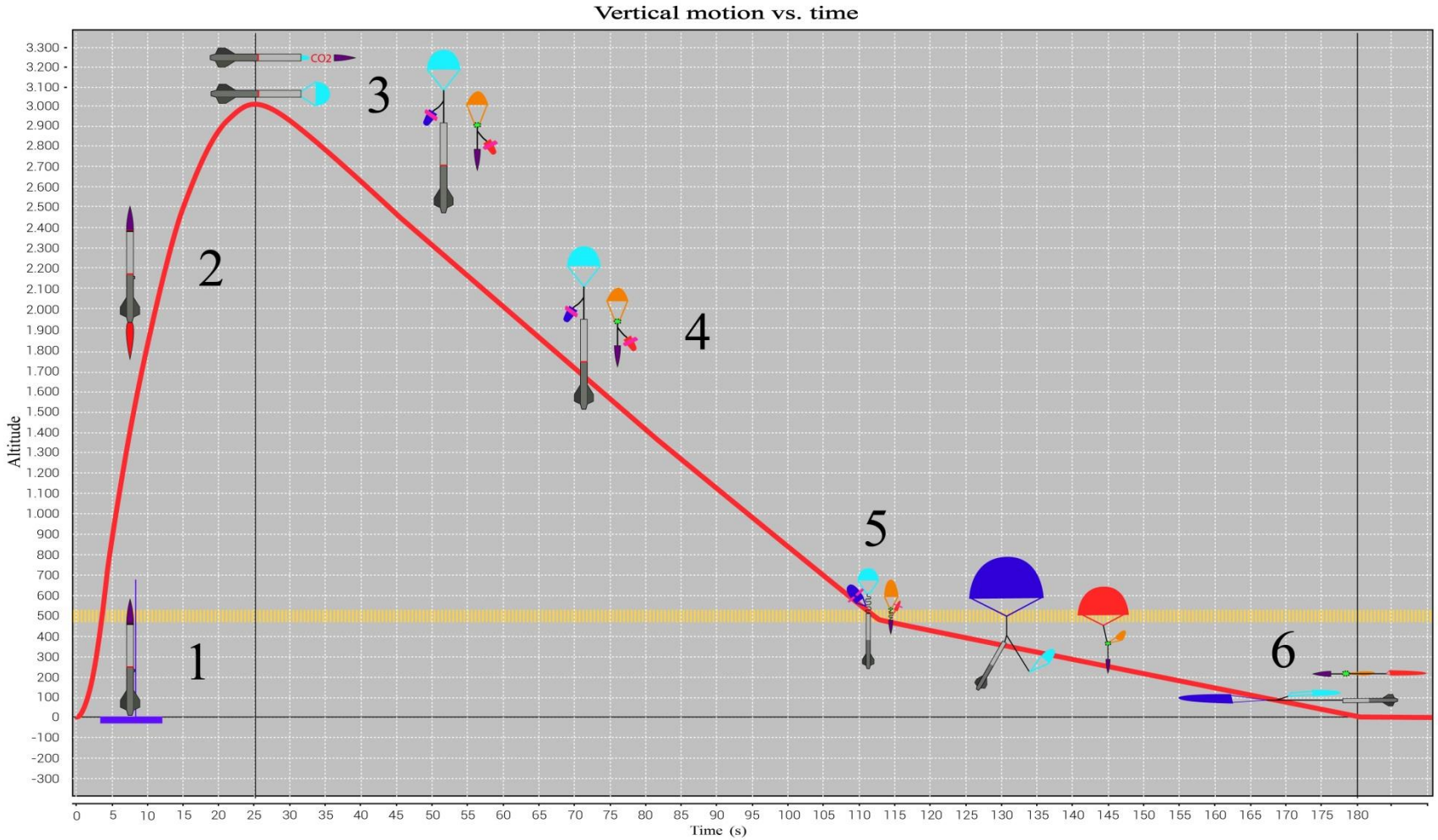
Flamingoların (Phoenicopterus roseus) dünyadaki en büyük doğal üreme kolonilerinden biridir. Angıt (Tadorna ferruginea), Suna (Tadorna tadorna), Bataklık Kırlangıcı (Glareola prantincola) ve Kılıçgaga (Recurvirostra avocetta), Tuz Gölü ve çevresinde sayıları önemli miktarlara ulaşan kuş türlerinden bazılarıdır. Bunlardan bazıları uluslararası sözleşmelerle korunan ve nesli tehlike altında olan türlerdir[1]

Faydalı yük tasarımı, burun konisi içerisinden bırakılacak, yukarıda bahsedilen kuş türlerinin göç yolları üzerindeki hava kirlilik değerlerini irtifaya bağlı olarak içerisindeki SD karta kaydedecektir.

Faydalı yükün başarılı bir şekilde kurtarılması operasyonunun ardından kaydedilen verilere ulaşılabilecektir.

1. Tabiat Varlıklarını Koruma Genel Müdürlüğü, Tuz Gölü Özel Çevre Koruma Bölgesi 2014-2018 Makalesi: https://webdosya.csb.gov.tr/csb/dokumanlar/tabiat0020.pdf

Operasyon Konsepti (CONOPS)



Görsel 17: Operasyon Konsepti

Operasyon Konsepti (CONOPS)

1-FIRLATMA RAMPASI

Roket, montajı tamamlandıktan sonra; AltimeterTwo, FiberGlass Entegrasyon gövdesi içindeki kapak-hazneye sabitlenir. Roket, Fırlatma Rampası'na takım üyeleri tarafından taşınır. Aviyonik Sistemler çalıştırılır.

2-BURNOUT

Roket, Burnout aşamasına tek parça halinde ulaşır.

3-APOGEE

ROKET

Roket, Apogee aşamasına ulaştığında, CO2 açılma mekanizması tetiklenir, Faydalı Yük burun konisi ile birlikte roketten ayrılır. Roket Gövdesinden; Roket Sürüklenme Paraşütü ve Ana Paraşüt atmosfere bırakılır, Roket Sürüklenme Paraşütü açılır. Ana Paraşüt ise Chute-Release ile kilitli şekilde serbest düşüşe geçer.

BURUN KONİSİ

Apogee aşamasında Burun Sürüklenme Paraşütü serbest kalan Burun Konisi Kapağından çıkış yapar. Faydalı Yük ile birlikte atmosfere bırakılır. Burun Ana Paraşüt ise Chute-Release ile kilitli şekilde serbest düşüşe geçer.

4-KONTROLLÜ DÜŞÜŞ

Roket ve Faydalı Yük-Burun birbirinden bağımsız olarak düşüşe geçer.

5-ANA PARAŞÜT SERBEST BIRAKILMA

450 metrede Roket ve Burun Konisi-Faydalı Yük Ana Paraşütleri Chute-Release ile birbirinden bağımsız olarak serbest bırakılır.

6-YER

Roket ve Faydalı Yük-Burun Konisi birbirinden bağımsız olarak takım üyeleri tarafından kurtarılır.

Görsel 17: Operasyon Konsepti

Operasyon Konsepti (CONOPS)

Anlık Alınan Telemetri Verileri, Elektronik Ekibimizden Demir Oktar ya da Zeynep Yasemin Erdoğan tarafından bilgisayarımıza kaydedilecektir.
Roketin Rampaya Taşınması, Ahmet Seyhun Gültekin ya da Ali Kaya tarafından yapılacaktır.
Motorun Yüklenmesi işlemi Bumin Han Varlı ya da Ahmet Seyhun Gültekin tarafından yapılacaktır.
Ateşleme Sisteminin kontrolleri ise Anıl Çetin ya da Melih Gazi Kırpık tarafından yapılacaktır.

Takım üyeleri ateşlemenin ardından birbiriyle iletişimini lisans gerektirmeyen Aselsan MT-690 (Görsel 17) marka 4 adet telsizle sağlayacaklardır. Anlık alınan veriler yer bilgisayarı üzerinde, roket aviyonik sistemleri üzerindeki SD kart modülünde kaydedilecektir.
Ticari ve özgün sistemler üzerinden alınan veriler ile hareket edilerek roket kurtarma işleminde Çukurova Üniversitesi Elektrik Elektronik Mühendisliği demirbaşı DJI Mavic Pro (Görsel 18) marka drone kullanılması belirlenmiştir.

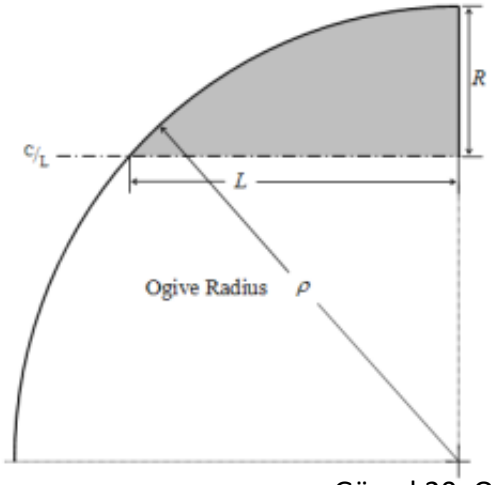
Görsel 18: Aselsan MT-690

Görsel 19: DJI Mavic Pro

Roket Alt Sistemleri

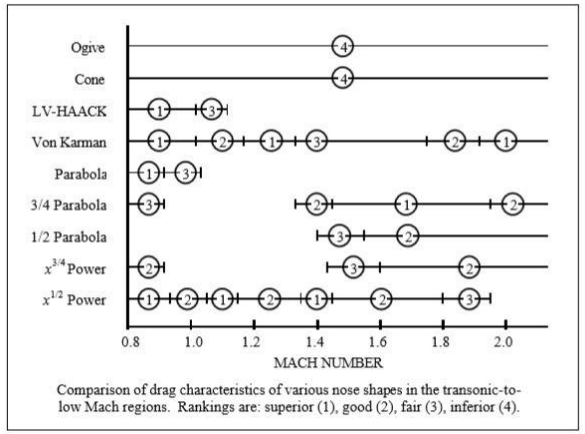
CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Burun Konisi



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

Görsel 20: Ogive Geometri



Grafik 1: Burun Konisi Uçuş Performansı Grafiği

Ses altı (< 0.8 mach) uçuşlar yapılması kriteri göz önüne alındığında, burun konisi geometrisinin roket performansına etkisi Grafik 1 referansı ile[3] oldukça düşük görünmektedir.

Üretim kolaylığı, metal uç desteği gibi avantajlar üzerinden Ogive Geometrisi üretilmesi ve metal uç desteği belirlenmiştir. Kullanılacak formül yandaki gibi sunulmuştur.

Üretiminde kullanılması belirlenen malzeme *Woven Carbon Fiber* isimli malzemedir.

Yarı kesit üzerinden 2 parça halinde 3D yazıcı ile PLA baskı alınarak kalıp üretilecektir.
8 kat karbon fiber kumaş kullanılarak, el yatırma-vakum torbalama ya da vakum infüzyon tekniği ile özgün bir üretim yapılması planlanmaktadır. Üretiminde Hexion MGS L 160 marka epoxy kullanılacaktır.

[3] THE DESCRIPTIVE GEOMETRY OF NOSE CONES © 1996 Gary A. Crowell Sr

Burun Konisi

Görsel 21: Metal Uç

Kompozit bir malzeme ile üretim gerçekleştirilmesi, keskin köşelere sahip burun konisi geometrisinde performans, mukavemet kaybı yaşatacağı için *Metal Uç* kullanılacaktır (Görsel 21)

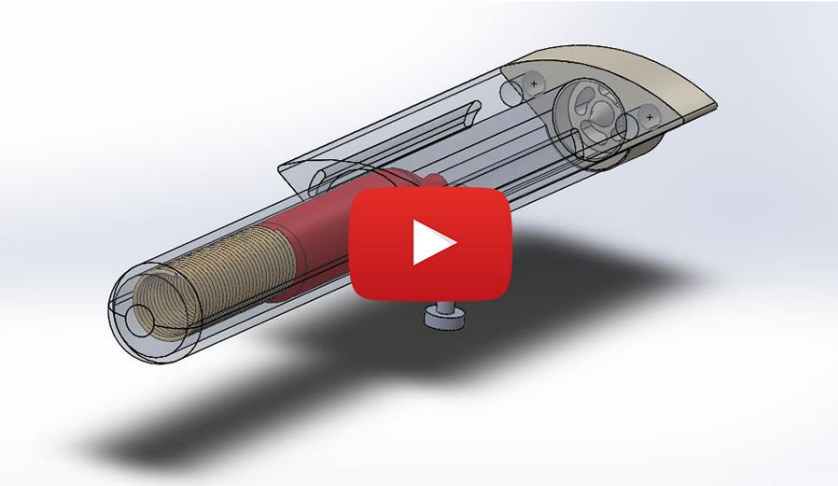
Metal ucun, *anlık gerilim yığılması*nı kaldırabilecek olması, uçuş sonrası değiştirilebilir olması gibi sebeplerle Alüminyum malzeme ile üretilecek uç desteğinin alınması planlanmaktadır.

15 Haziran 2019 – 25 Haziran 2019 tarihi aralığında üretimi, CO2 ile açılma testleri yapılacaktır. Paraşütlerin montajı yapıldıktan sonra atış, kurtarma testlerinin yapılması planlanmaktadır.

Önem Seviyesi	5	4	3	3	**Toplam**
Özellik	Performans	İç Ünite Hacmi	Metal Uç Desteği	Üretim Kolaylığı	
Ellipsoid	9	9	2	5	**102**
Conical	7	6	5	4	**86**
Ogive	10	7	10	4	**120**

Tablo 7: Burun Konisi (Önem seviyesinin belirlenen kriterler ile çarpıldıktan sonra, tüm değerlerin toplanması üzerinden planlanan, yeşil renk ile seçimin gösterildiği) **Puan Tablosu**

Kurtarma Sistemi



Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=-3L7iGtBd2o

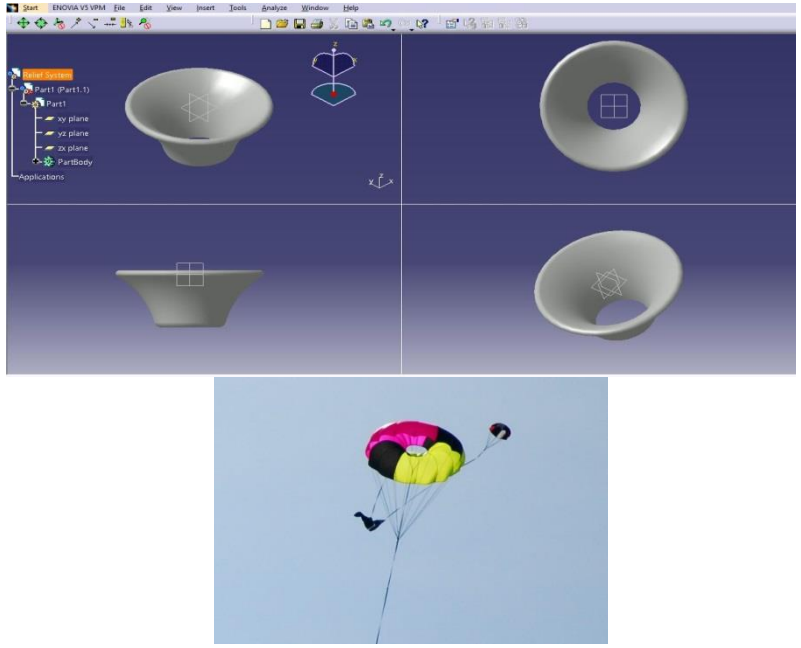
Havalı tüfeklerde kullanılan mekanizmanın roketçiliğe adaptasyonuna yönelik, özgün bir CO_2 ayrılma mekanizması kullanılacaktır.

Kütle kaygısı göz önünde bulundurularak 3D Yazıcı ile tasarımın iskelet baskısı alınıp tetik mekanizmasında CNC ile işlenen metal delici parça kullanılması hedeflenmektedir. Yay ile sıkışan CO_2 tüpü, aviyonik sistemlerden aldığı sinyal ile tepe noktasında serbest bırakılacak, ortaya çıkan basınç burun ayırma-faydalı yük bırakma işlevini yerine getirecektir.

Önem Seviyesi	5	4	3	3	**Toplam**
Özellik	Performans	Kütle	Enerji Gereksinimi	Üretim Kolaylığı	
Lineer Aktüatör	7	2	2	8	**73**
CO_2	9	10	9	2	**118**
Mekanik Tasarım	6	3	10	7	**93**

Tablo 8: Kurtarma Sistemi Puan Tablosu

Kurtarma Sistemi



Görsel 22: Paraşüt Relief Sistemi

Roket tüm paraşütlerinde, diğer solid paraşüt tipleri arasında en yüksek engelleme kuvveti (drag coefficient) değerine sahip paraşüt çeşidi olan **Annular** geometriye sahip tasarımlar kullanılacaktır.

Annular geometri, iyi bir osilasyon değerine sahiptir. Yanal alanı daha az olduğu için roket ve faydalı yük sürüklenme oranı düşecektir.

Paraşüt Açılmalarında ortaya çıkan muazzam ivmeyi tolere ederek sağlıklı bir kurtarma operasyonu sağlamak için paraşüt açılma zaman aralığını uzatan özgün bir üretim ortaya konulması planlanmaktadır. Şok kordunun beşten fazla gruplar halinde Z şeklinde katlanarak bantlanması; Görsel 22'deki ''relief'' ***slider*** ismi verilen sistemler ile, anlık ivmenin paraşüt iplerini ve kumaşını yırtmasının engellenmesi üzerine tasarımlar yapılacaktır. Bu tasarıma göre paraşüt açılma zamanı geciktirilecektir. Bir yüzük gibi paraşütü tutan relief sistem, açılma gerçekleştiği anda şok yükünü emecek, kendini bıraktıktan sonra paraşütün açılmasını sağlayacaktır.

Sürüklenme Paraşütünün roket düşüş hızını 20-40 m/s aralığında tutması için tepe noktasında açılması, Ana Paraşütün ise roket düşüş hızını 4-9 m/s aralığında tutması için 450 metrede chute release ile açılması planlanmaktadır. Paraşüt renkleri mor, açık yeşil, sarı renklerinden bir ya da birkaçına sahip olacaktır.

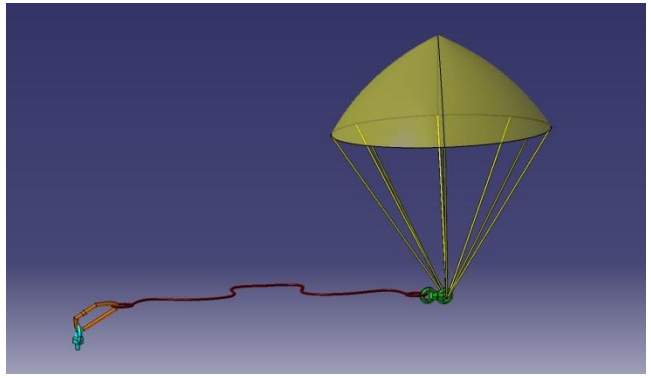
Önem Seviyesi	5	4	3	3	**Toplam**
Özellik	Performans	Engelleme Kuvveti	Kargo Taşıma	Üretim Kolaylığı	
Annular	8	10	8	8	**128**
Extended Skirt	6	7	8	9	**109**

Tablo 9: Paraşüt Geometrisi Puan Tablosu

Yukarıda verilen bilgiler *Parachute Recovery Systems Design Manual by Theo W. Knacke* Bölüm 5-3'den alınmıştır

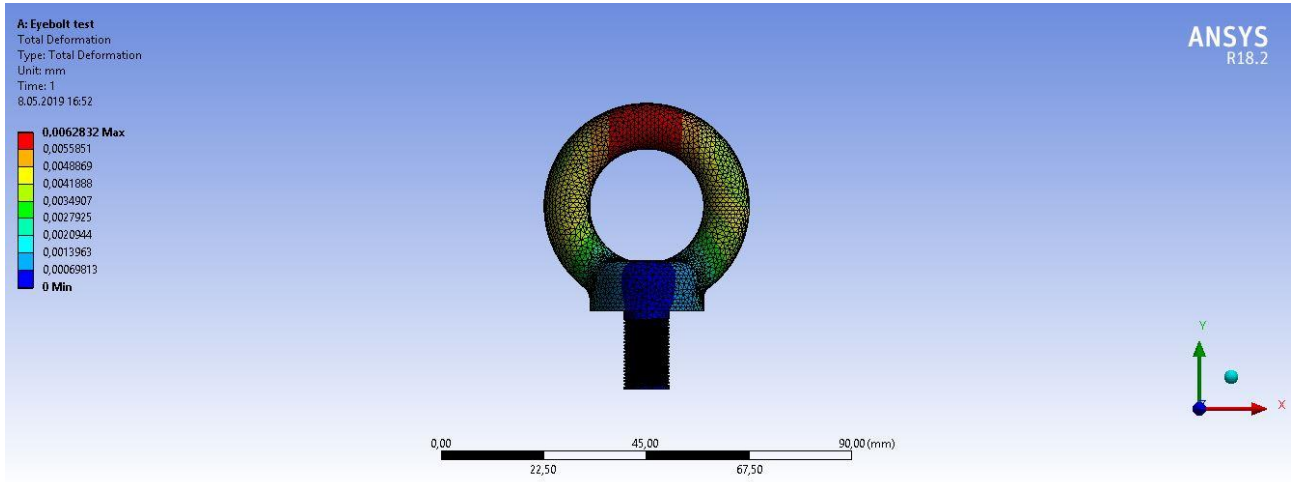
CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Kurtarma Sistemi



Görsel 22: Kurtarma Elemanları CAD Çizimi

Görsel 23: Chute Release



Görsel 24: Mapa Statik Analiz

Apogee aşamasında paraşütlerin açılması ile birlikte gövdeye yüklenen anlık yüklerin absorbe edilmesi ve şok kordu-paraşüt iplerinin dolaşmaması için kullanılması hedeflenen tasarım Görsel 22'deki gibi sunulmuştur.

Buna göre, Mapa-Karabina-Şok Kordu-Fırdöndü sıralamasıyla bir kullanım gerçekleştirilecektir. Ürünler ise aşağıdaki gibi sunulmuştur.

Mapa: Netmak M10 (1 Ton, Güvenlik Katsayısı:4)
Fırdöndü: GM Climbing (30kN Çekme Mukavemeti)
Karabina: Simond Rocky (40 kN Çekme Mukavemeti)
Şok Kordu: Kevlar129 (5 Ton Çekme Mukavemeti)

Ürünlerin kataloglardan seçilmesine yönelik puan tabloları için
(bkz. bir sonraki yansı)

Chute Release 17 gram kütlesi, kurtarma operasyonu yükünü yarı yarıya düşüren performansı ile kurtarma sisteminde oldukça önemli bir rol oynayacaktır. (Görsel 23)

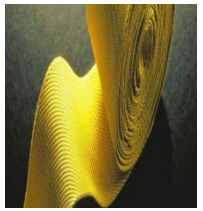
Mapa, hesaplamalar yansısında belirlenen yük karşısında yalnızca $6x10^{-4}$ mm deformasyon göstermektedir. (Görsel 24)

Kurtarma Sistemi

Görsel 24: Fırdöndü

Önem Seviyesi	5	4	3	3	Toplam
Özellik	Mukavemet	Kütle	Maaliyet	Temin	
GM Climbing	10	10	4	5	**117**
Pacearth Swivel	10	9	3	1	**98**

Tablo 10: Paraşüt İplerinin Birbirine Dolaşmaması İçin Kullanılacak Olan Fırdöndü İsimli Bağlantı Elemanının Markalara Göre Puan Tablosu



Görsel 25: Şok Kordu

Önem Seviyesi	5	3	1	3	Toplam
Özellik	Mukavemet	Kütle	Elastikiyet	Temin	
Kevlar 129	10	7	0	3	**80**
Polyester	7	3	5	10	**79**

Tablo 11: Paraşüt ile Roket arasındaki Şok Yükünü Taşıyan Şok Kordu İsimli Bağlantı Elemanının Markalara Göre Puan Tablosu

Görsel 26: Karabina

Önem Seviyesi	5	4	3	3	Toplam
Özellik	Mukavemet	Kütle	Maaliyet	Temin	
Simond Rocky	10	8	10	10	**142**
Favofit Ultra	8	8	2	1	**81**

Tablo 12: Mapa ile Şok Kordu Arasındaki Karabina İsimli Bağlantı Elemanının Markalara Göre Puan Tablosu

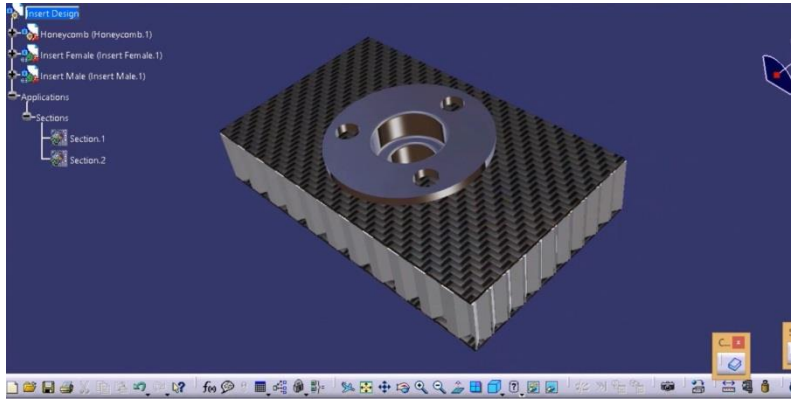
Görsel 27: Mapa

Önem Seviyesi	5	4	3	3	Toplam
Özellik	Mukavemet	Kütle	Maaliyet	Temin	
NetMak - M10	10	9	7	10	**137**
Asil Çelik - M12	10	6	7	10	**125**

Tablo 13: Roket Gövdesi İçerisinde Tüm Kurtarma Sistemini Taşıyan Mapa İsimli Bağlantı Elemanının Markalara Göre Puan Tablosu

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Kurtarma Sistemi



Görsel 28: Honeycomb, Karbon Fiber Sandviç Kompozit CAD Çizimi

Tüm bağlantı elemanları ve kurtarma sistemlerinin gövde içerisindeki ‘’taşıyıcı kolon’’u **bulkhead** ismi verilen kalıcı, sabit roket yapısalıdır.

Bu yapısalın anlık darbe gerilimlerini kaldıran bir tasarıma ve malzeme seçimine sahip olması, uçuş görevinin emniyetli bir şekilde tamamlanması adına son derece önemli bir rol oynar.

Yapılacak testler doğrultusunda, sandviç bir kompozit çalışması ürünü olan, mapa bağlantısında diş açmayı mümkün hale getiren metal plakaya sahip *Bal Peteği – Karbon Fiber* (Görsel 28) tasarımı ya da metal bir malzeme olan Alüminyum Bulkhead (Görsel 29) kullanılacaktır.

Görsel 29: Alüminyum Bulkhead

Önem Seviyesi	5	4	3	3	**Toplam**
Özellik	Mukavemet	Kütle	Maaliyet	Temin	
Honeycomb Karbon Fiber Sandviç Kompozit	10	10	5	10	**135**
Alüminyum Disk	8	6	6	10	**112**

Tablo 14: Bulkhead Puan Tablosu

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

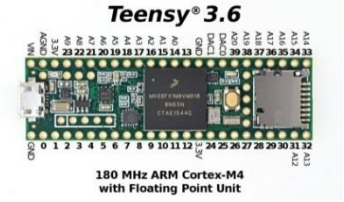
Aviyonik

TEKNOFEST
İSTANBUL HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ

Aviyonik Sistemlerde kullanılacak modüller aşağıdaki gibi sunulmuştur.

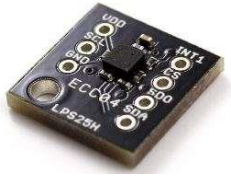
Teensy 3.6 Devre Kontrol Kartı
Görsel 30

Aviyonik sistem kontrol denetleyicisi olarak sistemler Teensy 3.6 modülü ile kontrol edilecektir. Teensy 3.6 pek çok porta, yerleşik bir SD kart modülüne sahiptir; yüksek hafıza ve işlem gücü içeren, Arduino Mega'dan çok daha az yer kaplayan bir devre kontrol kartıdır.



LPS25H Basınç/İrtifa Sensörü
Görsel 33

260mbar ile 1260 mbar arasında +/-0.2 mbar hassasiyetinde ölçüm yapılabilmesi, üzerinde 3.3V regülatör bulundurması ve 2.5-5.5V arası gerilimlerde sorunsuz çalışmaktadır.



XBee-Pro 900 XSC S3B Alıcı-Verici Modülü
Görsel 31

Özgün paraşüt ve roket tasarımına dair yapılan hesaplamalar ve meteorolojiden alınan veriler doğrultusunda roketin en kötü senaryo ile 5 km çapında bir alana düşeceği belirlenmiştir; anten desteği ile menzili 14 km den 45 km'ye kadar çıkarılabilen Xbee Pro modülü bu noktada tercih edilen en güvenilir modül olmuştur

Supex 18650 3.7V – 2500 mAh Şarjlı Lityum Pil
Görsel 34

Şarj edilebilir, kullanımı Li-Po pillere göre daha güvenlidir.

Neo-7m Çift Anten Ara Yüz GPS Modülü
Görsel 32

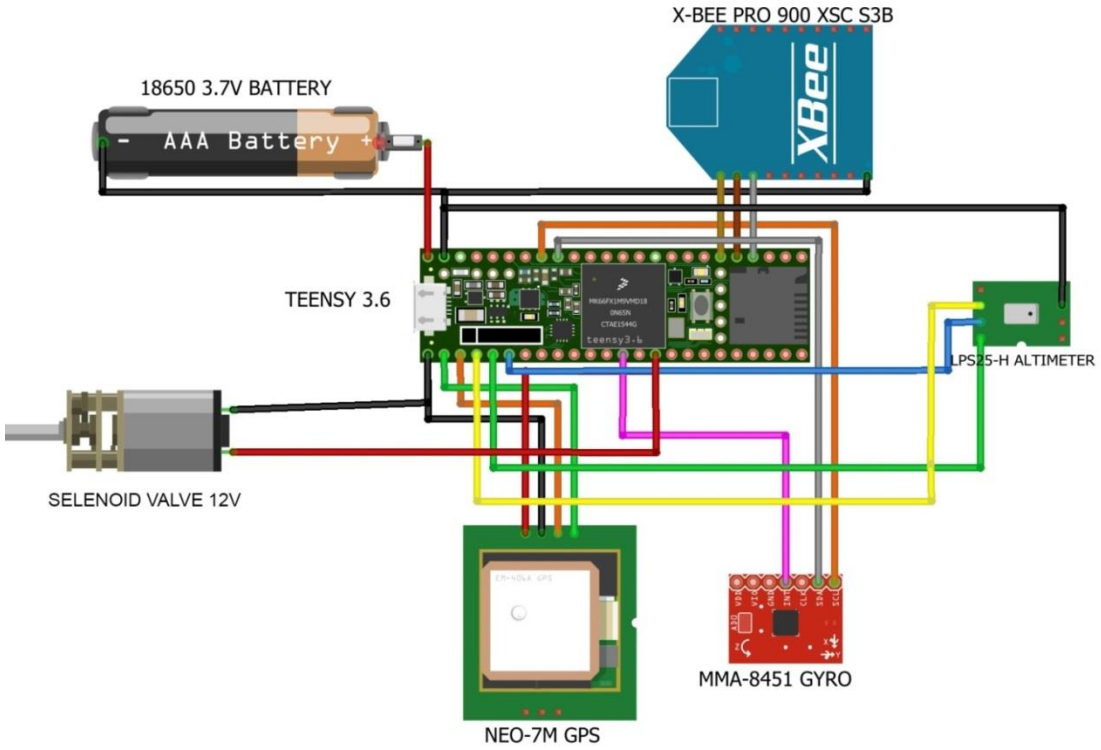
Yüksek hassisyete sahip bu modül, kullanılacak Teensy 3.6 kontrol kartı ile uyumludur. Modülün konumlama hassasiyeti ise **2.5mCEP**'dır ve günümüzde ticari olarak en yaygın kullanılan GPS sensörlerinin başında gelmektedir.

MMA-8451 3 eksenli Jiroskop Sensörü
Görsel 35

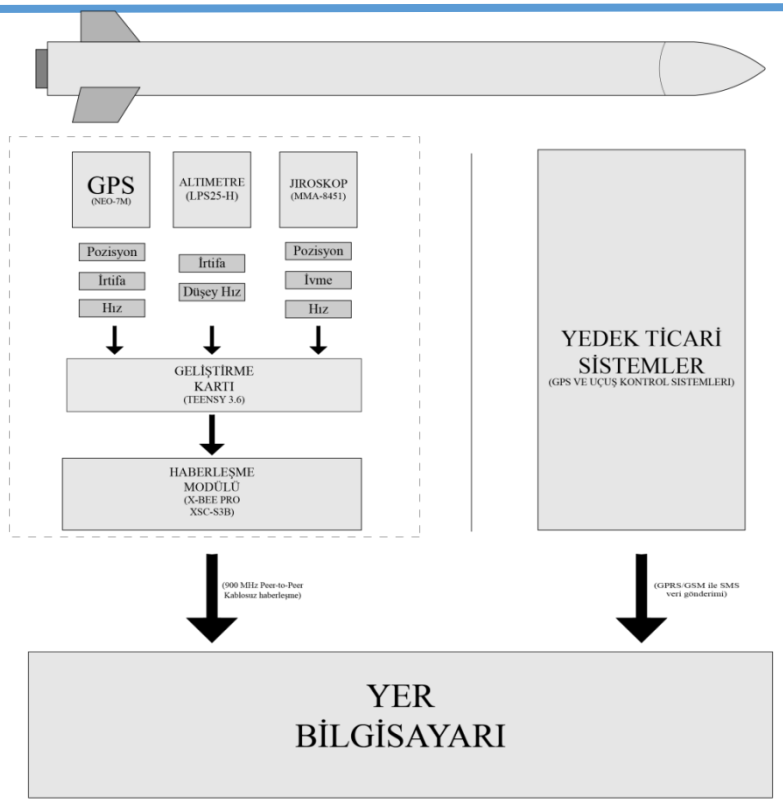
Yüksek hassasiyete sahip bu 3 eksenli eğim sensör, her eksendeki hareketi yüksek hızla bildirerek paraşüt açmamız tetiklemesi işlevinde kullanılacaktır.

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Aviyonik



Görsel 36: Kullanılacak Aviyonik Sistem Şeması



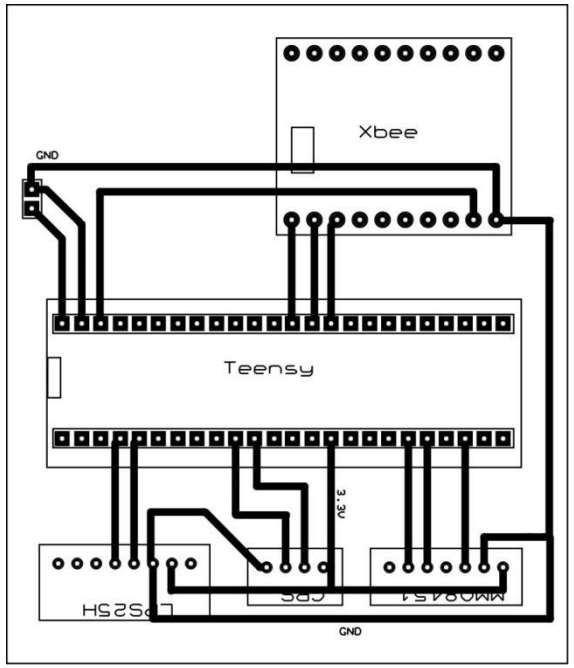
Görsel 37: Ticari Sistemler ile Özgün Sistemlerin Çalışma Prensibi

Sistemin yapısal tasarımında, özellikle birbiriyle aynı nitelikte ölçümler yapan birden fazla sensör kullanılacaktır. Kritik ölçüm değerleninin farklı sensörlerden elde edilmesiyle, bu kritik parametrelerin sağlıklı bir şekilde ölçülmesi sağlanacaktır. Ölçülen ortak değerler arasında sorunlu görünen ölçüme sahip sensör, sistemin sonraki adımlarında arızalı olduğu şüphesiyle dikkate alınmayacaktır.

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Aviyonik

Tüm modül ve sistemler bir arada uyum içerisinde çalıştığı test edildikten sonra, uçuş bilgisayarının daha kompakt ve stabil olması amacıyla, aviyonik sistem bir PCB karta basılacaktır. Karar verilen PCB tasarımı Görsel 38'de sunulmuştur.



Görsel 38: Aviyonik Sistem PCB Kart Çizimi

Önem Seviyesi	5	4	3	3	Toplam
Kablosuz Haberleşme	Veri Hızı	Menzil	Tedarik	Maaliyet	
Dorji	7	6	5	7	**95**
X-Bee	10	9	3	7	**116**
LoRA	6	3	8	4	**78**

Tablo 15: Kablosuz Haberleşme Puan Tablosu

Önem Seviyesi	5	4	4	3	Toplam
GPS Modülleri	Hassasiyet	Performans	Veri Hızı	Maaliyet	
NEO-6M	5	6	5	9	**96**
NEO-7M	8	7	5	9	**115**

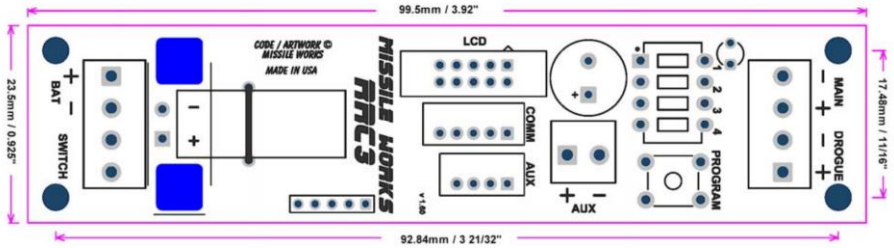
Tablo 16: GPS Modülleri Puan Tablosu

Önem Seviyesi	5	4	3	3	Toplam
Devre Kontrol Kartı	Veri Hızı	Hafıza	Pin Sayısı	Maaliyet	
Mega	7	6	10	7	**110**
Teensy	10	9	9	10	**143**
Uno	4	3	5	6	**65**

Tablo 17: Devre Kontrol Kartı Puan Tablosu

Ticari Sistemler

Görsel 39: Ticari GPS Sistemi Teknotakip



Görsel 40: Ticari Uçuş Bilgisayarı RRC3

Yedek Uçuş Bilgisayarı

Yedek ticari bilgisayar olarak RRC3 Altimeter (Görsel 40) kullanılacaktır. Bu sistem, basınç sensöründen aldığı verilere dayanarak, ana uçuş bilgisayarının devreye girmemesi halinde devreye girecek, burun açma mekanizmasının tetiklenmesini sağlayacaktır

Yedek GPS Takip Sistemi

Yedek GPS sistemi olarak Teknotakip GPS takip cihazını kullanılacaktır (Görsel 39)
Yüksek hassasiyetli sensörler sayesinde roket gövdesi ve faydalı yükün uçuş ve yere düşmesi esnasındaki konumunu SMS ile bilgi verecek, kurtarma operasyonunda önemli bir rol oynayacaktır.

Önem Seviyesi	5	5	3	3	Toplam
Yedek Uçuş Bilgisayarı	Programlama Becerisi	Harici Modül Uyumu	Tedarik	Maaliyet	
RRC2+	2	0	3	10	**49**
RRC3	10	6	5	6	**113**
Stratologger	7	1	5	8	**79**

Tablo 18: Ticari Uçuş Bilgisayarı Puan Tablosu

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

Çukurova Üniversitesi Mekanik Anabilim Dalı Öğretim Üyesi **Prof. Dr. Naki Tütüncü** ‘nün tavsiyesi üzerine, yenilikçi bir üretim usülü kullanılarak, kompozit bir malzeme olan *Woven Carbon Fiber* üzerinde çalışılması, roketin yapısal parçalarının üretilmesi kararlaştırılmıştır.

Yüksek mukavemet, operasyondaki sıcaklıklara ve korozyona karşı dirençli olması, yüksek sertlik değeri, temin edilebilirlik ve yüzey pürüzlülüğünün azaltılması için ek bir işlem gerekmemesi gibi sebeplerle karbon fiber seçilmiştir. Bu malzemenin roketçilikteki en önemli avantajı ise nispeten hafif olması sebebiyle stabiliteyi korumak için spesifik noktalara harici kütle eklenebilmesidir.

El yatırma, vakum torbalama ya da vakum infüzyon tekniği kullanılarak yarım silindir ya da çelik boru kalıp üzerinden 8 kat Carbon Fiber kumaş kullanılarak gövde bölüm bölüm üretilecek, birleştirilecektir. Üretimde **Hexion MGS L 160** marka Epoxy kullanılacaktır.

Önem Seviyesi	5	4	4	3	Toplam
Özellik	Mukavemet	Kütle	İşlenebilme Yeteneği	Yenilikçi Üretim Usulü	
Çelik	7	5	5	5	90
Carbon Fiber	8	8	10	8	136
Glass Fiber	7	7	10	7	124
PVC	3	8	5	5	82

Tablo 19: Gövde Yapısalları Malzeme Puan Tablosu

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

Hesaplamalar

1) Belirlenen İvmelere Göre Mukavemet Analizi: Simülasyon verilerinden elde edilen ivmelerin, roket kütlesi ve güvenlik faktörü ile çarpılması sonucu kuvvete dönüştürüldüğü bir hesaptır. Maksimum ivme, roket *burnout* aşamasındayken görünmektedir, hesapta belirlenen roket kütlesi ise aynı aşamadaki kütledir. Güvenlik faktörü 5 alınmıştır.

Roket max. ivme değeri: 94.8 m/s² (Open Rocket M2150 Motor Verisidir)
Roket toplam kütle: 25.9kg

***F = m x a x güvenlik faktörü*=** 25.9 kg x 94.8 m/s² x 5 **= 12276.6 N = 1.26 Ton** (Tasarımın bu yüke dayandığı, güvenilir bölgede kaldığı testler yansısında ispat edilecektir)

2) Paraşüt Alanı Üzerinden F_D Hesabına Göre Mukavemet Analizi: Ana Paraşüt kanopisinin hava ile tamamen dolduğu anda yarattığı sürtünme hesabı üzerinden yapılan mukavemet hesabıdır.

$$F_D = ½ \times \rho \times v^2 \times C_D \times A$$

0.5 x 1.225 x 28^2 x 0.9 x (π x 1.61^2) = 3519.4 N x 4 Güvenlik Faktörü= **14077.52 N= 1.44 Ton** (Tasarımın bu yüke dayandığı, güvenilir bölgede kaldığı testler yansısında ispat edilecektir)

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

TEKNOFEST
İSTANBUL HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ

Hesaplamalar

3) Paraşüt Şok Yüküne Göre Mukavemet Analizi: Tepe noktasında ve kontrollü düşüş aşamalarında, paraşütler açıldığı anda şok yükü olarak adlandırılabilecek gerilimler yaratır. Her ne kadar statik analizler **konservatif** sonuçlar, yani, daha güvenli sonuçlara sahip olsa da paraşüt dizaynında kullanılan, **paraşüt açıldığı anda ortaya çıkan şok yükü hesabı** ile bir önceki yansıda bahsedilen mukavemet analizlerinin kıyaslanması adına bir hesap yapılacaktır. Bu hesap, tersine mühendislik olarak değerlendirilebilir. Paraşüt dizaynındaki sınır şartları, *üst bulkhead* 'e binecek yük değeri olarak düşünülecek, üretilecek bulkhead'in bu değere dayanıyor olması hedeflenecektir.

$$F_x = (C_D S)_P \times \rho \times C_x \times x_1$$

$(C_D S)_P$: Tam açık paraşütün sürüklenme alanı (ft^2)

ρ: Dinamik basınç (lb/ft^2)

C_x**:** Paraşüt açılma kuvvet katsayısı (Tablo 5-1) (Boyutsuz)

X_1: Kuvvet azaltma faktörü (Boyutsuz)

q = v^2 / 841.4 (Dinamik Basınç, lb/ft^2)

ρ = (Hava yoğunluğu, $slugs/ft^3$)

v = (Kesintisiz bir noktadaki akış hızı, ft/s)

S = $(Çap/1.1284)^2$

F_x = 0.9 x $(10{,}24ft/1.1284)^2$ x $(98.7^2/841.4)$ x 1.4 x 1.1= 1321.5 lb = **599.9 kg x 5 Güvenlik Faktörü = 2997.5 kg (29405.4 N)**

Sonuç: Roket Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler Yukarıda Sunulan 3 Hesaba Göre, Anlık/Statik Yüklere Güvenlik Faktörleri ile Dayanmalı; Tasarımın, Bağlantı Elemanlarının Güvenli Olduğu İspat Edilmelidir. Testler Yansısındaki ANSYS Analizlerinde bu sınır değerleri kullanılacaktır.

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler

Özgün üretim gövde tasarımı, elle yatırma/vakum pompalama ya da vakum infüzyon tekniği ile üretilecektir.

Motor çapına bağlı olarak optimum dış çapın ise 14 cm olacağı planlanmıştır.

Roket uzunluğunun roket çapının 10 ila 20 katı aralığında kalarak yüksek performans[4] sağlaması göz önünde bulundurularak optimum roket uzunluğu belirlenmiştir.

Zipper Effect ismi verilen, şok kordunun sürüklenme aşamasında gövdeyi yırtma riskinin önüne geçmek amacıyla, merkezleme halkalarına ya da burun konisinin entegre edildiği gövde çapına kauçuk kaplanması planlanmaktadır.

1,5 Adana Elektromobil Takımı Altyapısı kullanılarak aşağıdaki görseller doğrultusunda kalıplar üretilecek, üretim özgün adımlarla tamamlanacaktır.

Görsel 41: 1.5 Adana Laboratuvarı

Görsel 42: 1.5 Adana Laboratuvarı

Görsel 43: 1.5 Adana Laboratuvarı

[4] Introduction to Rocket Science and Engineering by Taylor Travis Rocket Dynamics, Guidance, and Control

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Yapısal - Kanatçık

Roketlerin sabit ve geniş alana sahip kanatçıklarının olması stabiliteyi koruyucu rol oynayacağı[5] için 4 adet geniş alana sahip kanatçık üretilecektir.

5 mm et kalınlığına sahip Karbon Fiber kanatçıklar, motor kundağına montajlanacaktır.

Doğrudan Plywood (Birch) yapıda kanatçık üretiminin planlanmamasının nedeni düşük mukavemet kaygısıdır.

Üretim aşamasında zorluk yaşanmaması için 2:1 oranında ölçüler referans alınarak bir geometri tasarlanmıştır.

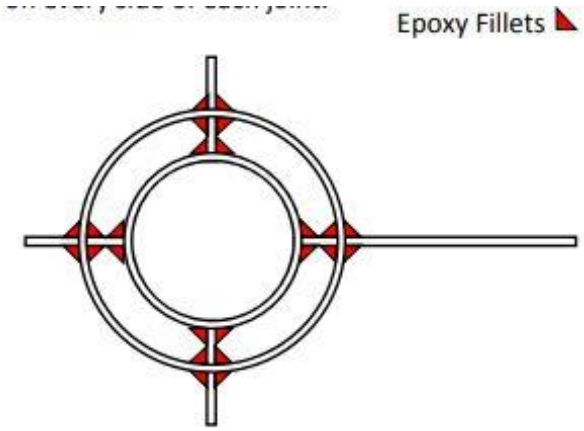
Yarışma Kriteri	Kanatçık Tasarımına Etkisi
0.8 Mach altında uçuşlar; Uçuş Boyunca 1.5-3 Stabilite Değeri	Kanatçık yüksekliği daha fazla engelleme kuvveti (drag force) 'a maruz kalması amacıyla geniş alana sahip üretilecektir, gövde üzerindeki konumu stabiliteyi koruyacak şekilde belirlenmiştir

Tablo 20: Yarışma Kriteri-Kanatçık Tasarımına Yansıması Tablosu

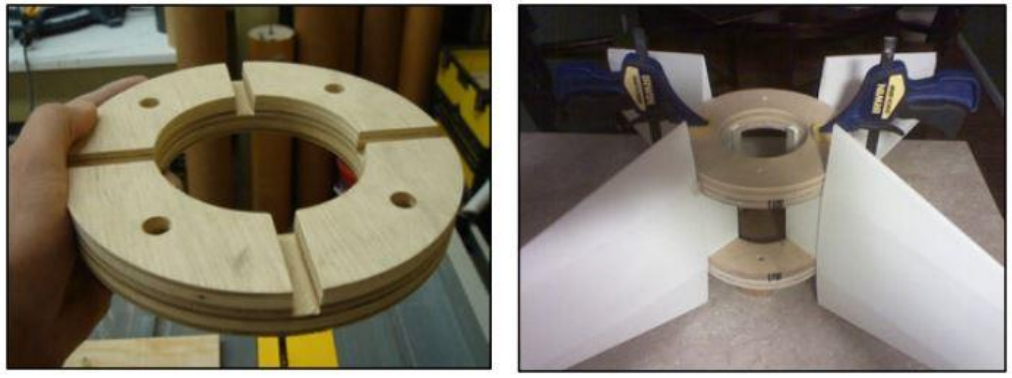
[5]Roket ve Füze Mühendisliği, Erk Inger (Sayfa 57)

Yapısal - Kanatçık

Örnek resimler paralelinde, motor kundağına montajı sağlanarak özgün bir üretim yöntemi belirlenmiştir.



Görsel 44: Kanatçık Üretim ve Montaj Süreçleri

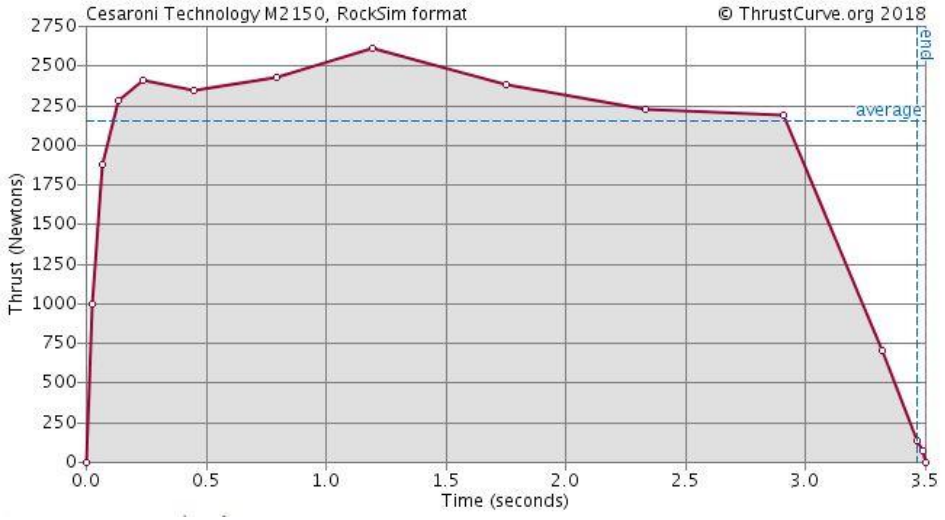


Görsel 45: Kanatçık Üretim ve Montaj Süreçleri

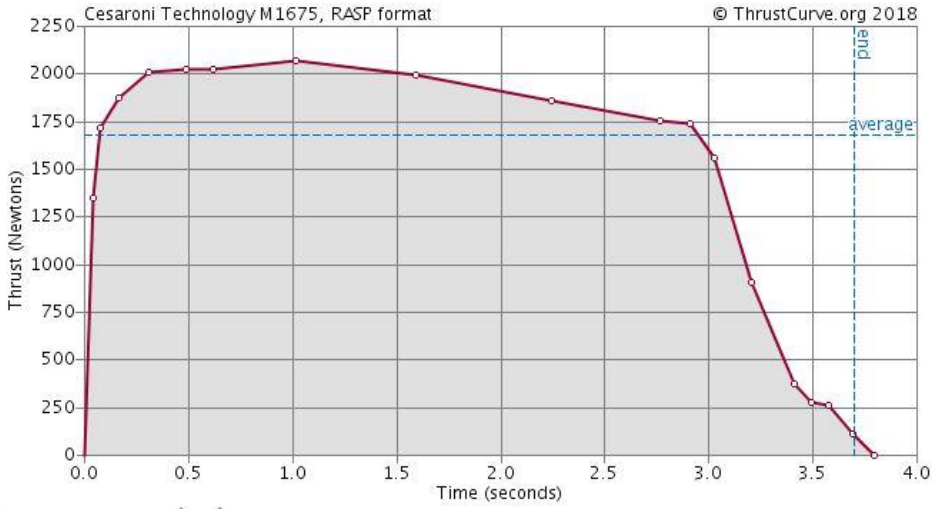
Görsel 46: Kanatçık Üretim ve Montaj Süreçleri

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Motor



Grafik 2: Cesaroni Marka M2150 motor modeline ait itki- zaman grafiğidir



Grafik 3: Cesaroni Marka M1675 motor modeline ait itki-zaman grafiğidir.

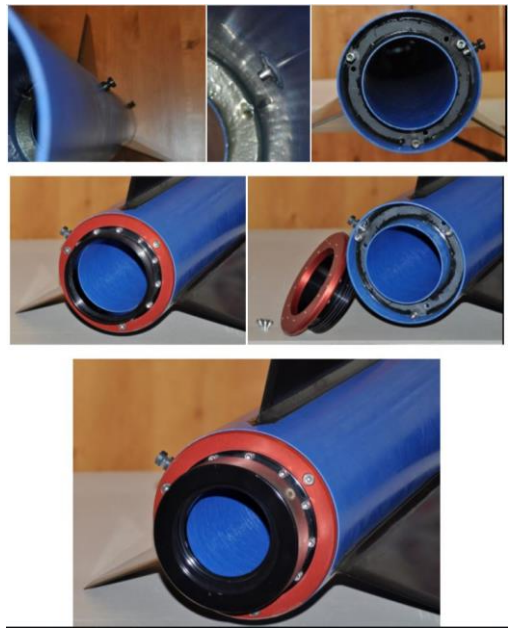
Motor Kataloğu içerisindeki güç-kütle oranı optimum olan Cesaroni marka M2150 model motorun öncelikli olarak kullanılması planlanmaktadır. Roket çapının 10-20 katı uzunluğunda bir gövde tasarımına uyumlu ikinci motorun ise M1675 olduğu düşünülmektedir. Motor Kundağı imalatında iç çapa uygun silindir demir bir boru kalıp üzerinden Karbon Fiber ile üretim planlanmaktadır.

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Motor

Motor Montaj Stratejileri içerisinde en güvenilir iki yöntemin Retainer (Motor Kapağı) –Görsel 45- sistemi ile Boattail (Kuyruk) teknikleridir. Kuyruk, retainer görevi görecek şekilde tasarlanmıştır, üretim aşamasından sonra M2150 motor boyutlarında bir üretim yapılacak, montaj testlerine başlanacaktır

İtki-İrtifa performansı çok yüksek olan motorların nispeten hafif bir roket ile hedeflenen irtifaya güvenli, dengeli bir şekilde ulaşabilmesi için **gövdeye sabit yük eklenmesi planlanmaktadır**. Bu yüklerin, motor kundağı etrafındaki merkezleme halkalarının içerisinden geçirilen **kurşun çubuklar** şeklinde montajlanması belirlenmiştir. (Görsel 48) Kurşun çubuklar, motor kundağı etrafındaki merkezleme halkalarına mukavemet sağlarken kütlenin homojen bir şekilde kundak etrafında dağılmasını sağlayacaktır.



Görsel 47: Motor Kapağı

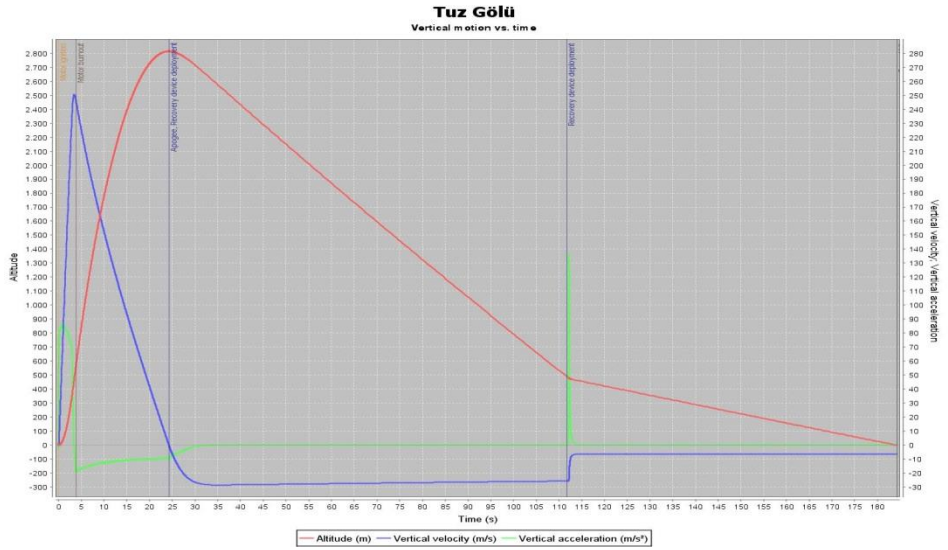
Görsel 48: Sabit Kurşun Çubuklar

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

İkinci Motor Seçimi

İkinci motor seçeneği olarak Cesaroni Marka M1675 motoru seçilmiştir.
Minör değişiklikler, kanatçık sayısının 3'e indirilmesi, motor gövdedeki kurşun çubuk kütlesinin azaltılması olarak belirlenmiştir.

Görsel 49 ve Görsel 50 M1675 ikinci motora ait stabilite ve irtifa değerlerini gösteren simülasyon verileridir.
İkinci motor seçimine göre rampa çıkış hızı,stabilite (1.74-2.7), irtifa değerleri kriterlere uygun olarak korunmaktadır.

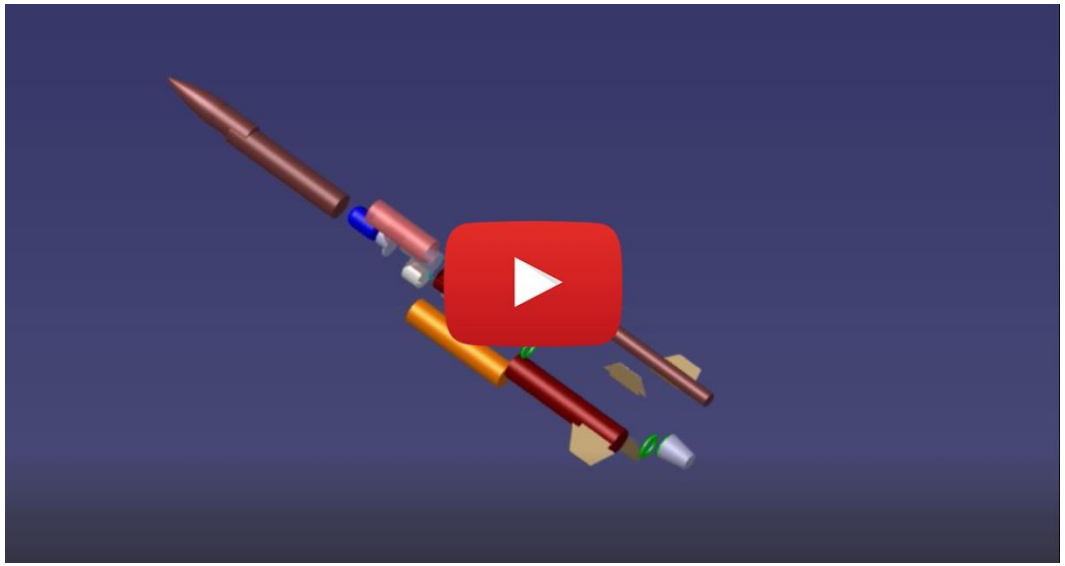


Görsel 49: İkinci Motor Uçuş Profili

Görsel 50: İkinci Motor Uçuş Boyunca Stabilite ve Rampa Hızı Profili

Roketin Bütünleştirilmesi ve Testler

Roket Bütünleştirme Stratejisi



Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=Lr33kUTdbUI

Açılma mekanizması, paraşütler, şok kordu, mapa gibi kurtarma sistemleri üst gövdedeki yerlerine yerleştirilecek; Burun Konisi, Shoulder uzantısı ile Üst Gövdeye sıkıştırılarak uçuşa hazır hale getirilecektir. 3 Adet kırılır pim ile doğru montajlandığından emin olunacaktır.

Aviyonik Fiberglass Gövde Coupler (Bağlantı) parçası ile *Üst Gövde-Alt Gövde-Motor Gövde* arasında geniş bir **entegrasyon gövdesi** görevi görecektir. Bu bütünleştirme stratejisi elektronik sistemlerin haberleşmesi açısından oldukça kritik bir öneme sahiptir. Elektronik sistemlere güç verilecek, montaj aşamasında çalıştığından emin olunacaktır.

Tüm gövdeler birbirine fiberglass entegrasyon gövdesi ile montajlanacak, vidalar ile sabitlenecektir. Kurtarma operasyonunda yalnızca Burun Konisi açılacaktır.

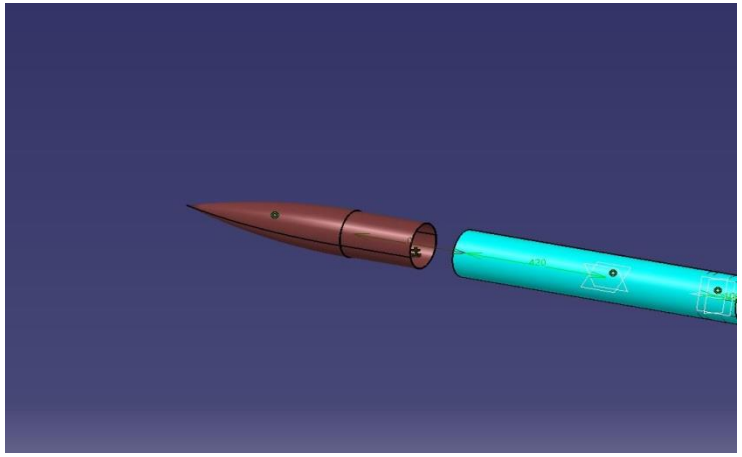
Yarışma alanında yaşanabilecek yanlış montaj senaryoları göz önünde bulundurularak üretimin %100 doğru olması için **CMM Cihazı** ile ölçüm yapılacaktır. (Görsel için Bkz. Testler yansısı)

Perçinleme gibi havacılık sektöründe yaygın kullanılan bütünleştirme stratejileri ise Roket tasarımında demontaj zorluğu çıkarması açısından tercih edilmeyecektir.

Motor, en son montajlanacaktır. Ağırlık ve Basınç merkezleri işaretlenecektir.

Altimeterthree cihazı Fiberglass Aviyonik Gövde üzerinde kapak-hazne ile rampada montajlanacaktır.

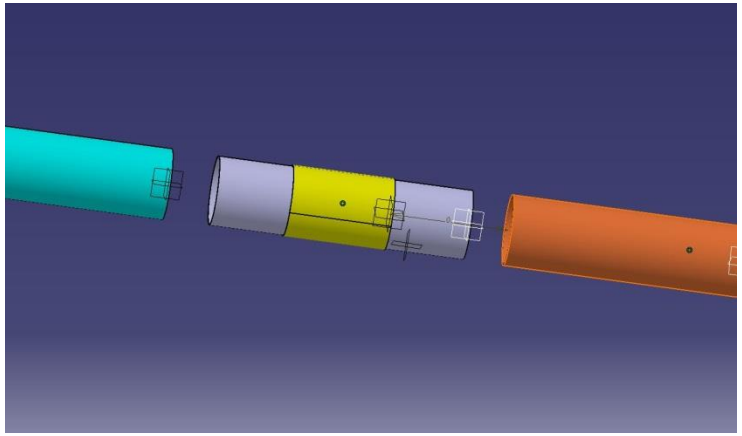
Roket Bütünleştirme Stratejisi



Görsel 51: Burun Konisi ve Üst Gövde Montaj CAD Çizimi

Burun Konisi ve Üst Gövde sıkı geçme, kırılır pim ile montajlanacaktır (Görsel 51)

Kurtarma Sistemlerinin çalışacağı tek yer olan montaj hattı, yapılacak testler doğrultusunda açılması için gerekli kuvvetin bulunmasıyla faydalı yük bırakma işlevini de görecektir.

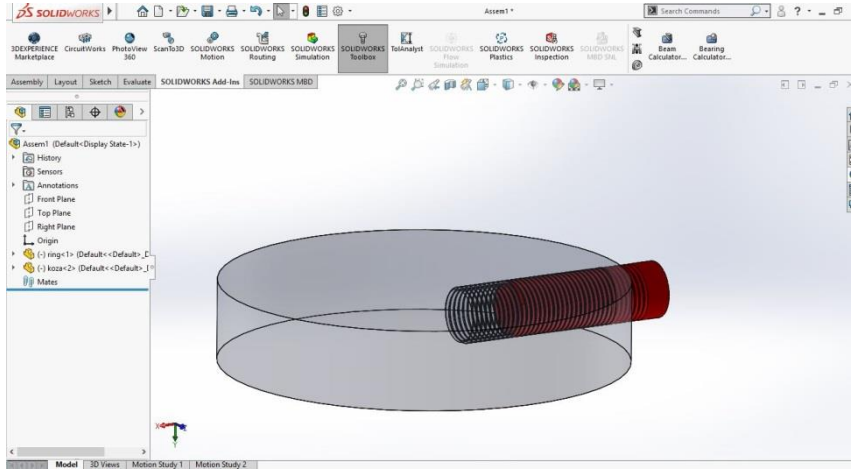


Görsel 52: Üst Gövde ve Entegrasyon Gövdesi Montaj CAD Çizimi

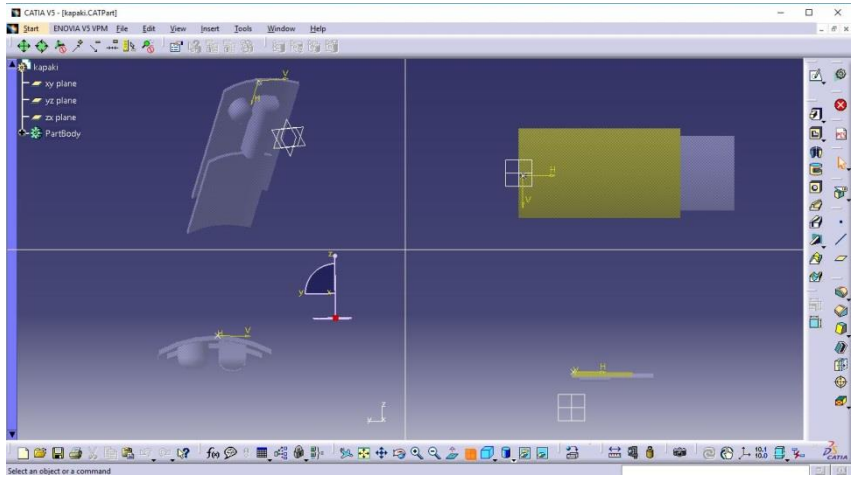
Üst Gövde-Fiberglass Entegrasyon Gövdesi-Alt Gövde-Motor Gövde vidalar ile montajlanacaktır (Görsel 52)

Kurtarma Operasyonunda herhangi bir işlevi bulunmayan bu roket yapısallarının, doğru ve emniyetli montajlanması amacıyla üretim süreçlerinde hassas ölçümler yapılacaktır.

Roket Bütünleştirme Stratejisi



Görsel 53: AltimeterThree Yuvası CAD Çizimi Birinci Senaryo



Görsel 54: AltimeterThree Yuvası CAD Çizimi İkinci Senaryo

Roket fırlatma rampasına yerleştirilmeden önceki son montaj, Altimeterthree cihazının gövdeye montajıdır.

Planan birinci senaryoya göre (Görsel 53) merkezleme halkası yuvaya sahip olarak üretilecek, Altimeterthree cihazı 3D yazıcı ile üretilen koza içerisinde dişler yardımı ile montajlanacaktır.

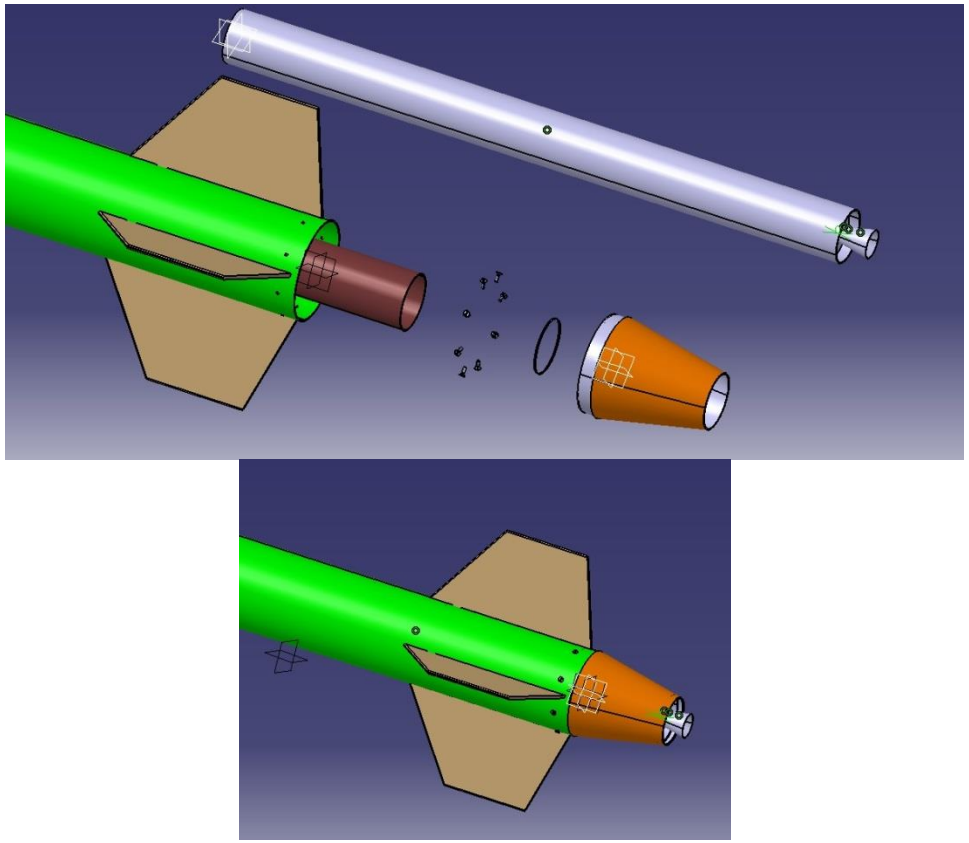
İkinci senaryo ise (Görsel 54) aviyonik gövdeye bir kapak açılması yönündedir. Kapak içerisindeki yuvaya Altimeterthree montajlanacaktır.

Yapılacak testler doğrultusunda hangisinin kullanılacağı kararlaştırılacaktır

Önem Seviyesi	5	4	4	3	**Toplam**
Altimetre Montajı	Titreşim	Performans	Üretilebilirlik	Maaliyet	
İkinci Senaryo	5	8	5	6	**95**
Birinci Senaryo	5	9	5	6	**99**

Tablo 21: AltimeterThree Montaj Puan Tablosu

Roket Bütünleştirme Stratejisi



Görsel 55: Motor Montaj CAD Çizimi

Bu yansıda, roket motorunun yarışmada kullanılacak rokete montajı ile ilgili hususlar anlatılmaktadır.

Sorumlular: Bumin Han Varlı, Melih Gazi Kırpık, Anıl Çetin

Kalem Adı	Açıklama
Cesaroni - L990	Yarışma Komitesi Tarafından Sağlanacaktır
Roket Bütünü ve Roket Kuyruğu	Görsel 55'te gösterilmektedir
M3 Civata	Görsel 56'da gösterilmektedir
İş Güvenliği Ekipmanları	Görsel 57'de gösterilmektedir
Allen Anahtar	Görsel 58'de gösterilmektedir

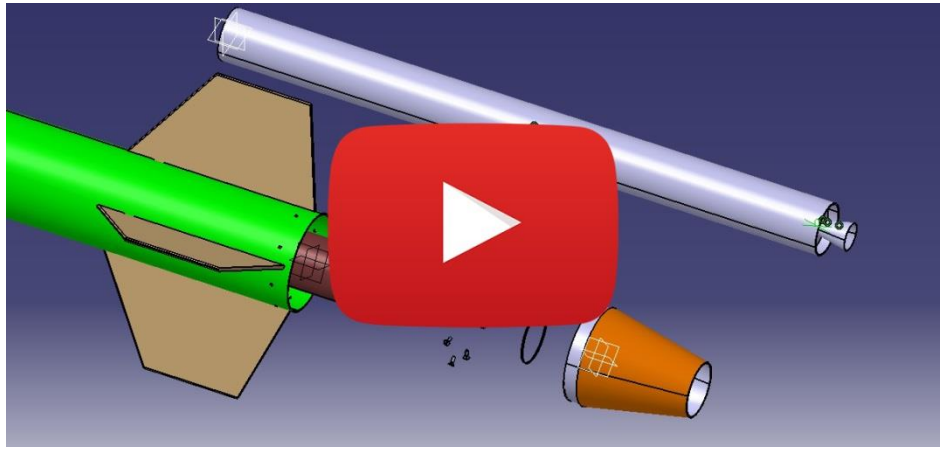
Tablo 22: Gerekli Parçaların Listesi

Görsel 58: Allen Anahtar

Görsel 56: Civata

Görsel 57: İş Güvenliği Ekipmanları

Roket Bütünleştirme Stratejisi



Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=qpWeIS6ZE60

Hazırlayanlar	
İsim Soyisim	Takımdaki Görevi
Bumin Han Varlı	Takım Kaptanı
Anıl Çetin	Motor Montaj Sorumlusu
Ahmet Seyhun Gültekin	Motor Montaj Sorumlusu

Tablo 23: Hazırlayanlar Listesi

Uygulama Süreçleri

1. Motor stratejisinde kullanılacak bütün kalemlerin eksiksiz olarak hazır olduğu kontrol edilir (Bkz. Bir Önceki Yansı
2. Yarışma Komitesi tarafından sağlanan yakıtsız, boş motor; motor kundağı, kuyruk ile uyumuna yönelik prova edilir.
3. Motor montajı, Roketsan yetkili mühendisleri tarafından yapılarak takım üyelerine teslim edilir.
4. Dolu, atışa hazır Cesaroni M2150, motor kundağına yetkili iş güvenliği uzmanı gözetiminde dikkatle yerleştirilir.
5. Motor nozul parçası, kuyruktan dışarı çıkacak şekilde yerleştirilir; retainer (motor kapağı) bölümüne kadar güvenli bir şekilde itilir, yerleştirildiğinden emin olunur.
6. Kuyruk, roket alt gövdesine yanıcı, kesici, şarjlı delici ekipmanlar kullanılmadan, sadece allen anahtarı ile montajlanır.
7. Roket motorunun gövdeye montajı tamamlanır.

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Testler

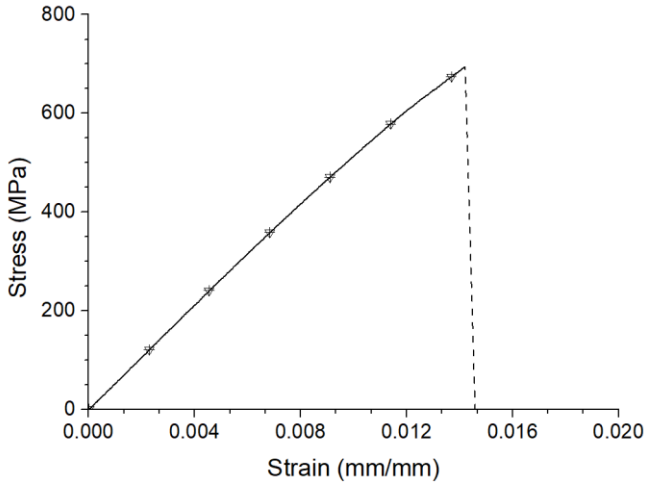
Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=Fql1vQ25cJI

Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=U1lbkirDW50

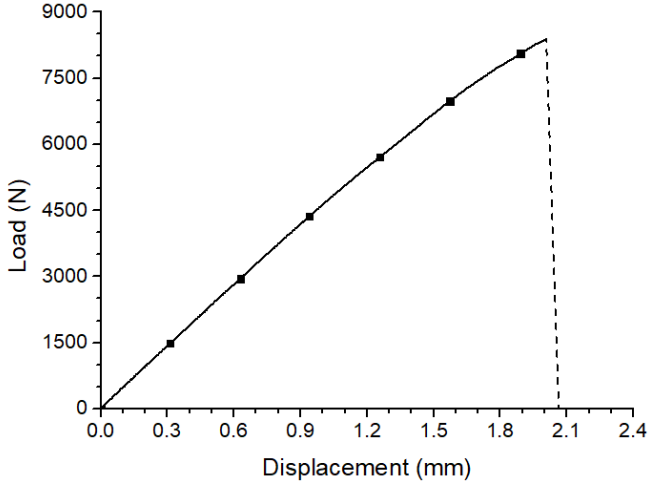
En önemli laboratuvar testlerinden olan Charpy ve Çekme Testi sonucunda,

Roketin kurtarılma aşamasında yere çarpma hızının gövdede deformasyon yaratmayacağı belirlenmiştir.
Buna Göre: $a_{cn} = \frac{E_c}{hxb} x10^3$ formülünden yola çıkılarak
E_c , ölçüm değeri 2.88 J olarak; hxb, test numunesi alanı, 0.036 m^2 olarak belirlenmiştir.
79.8 kJ/m^2 değeri enerji absorbe kapasitesine, darba dayanımına eşittir.

Çekme testi sonuçlarına göre yapısallar yansısında belirlenen sınır şartlarının ötesinde bir üretim yapıldığı belirlenmiştir. (Görsel 59 – Görsel 60)



Görsel 59: Gerilim-Gerinim Eğrisi



Görsel 60: Yük-Deformasyon Eğrisi

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Testler

TEKNOFEST
İSTANBUL HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ

Adana Meteoroloji Müdürlüğü'nden Tuz Gölü'nün son 18 yılına ait irtifaya bağlı olarak hava tahmin verilerini talep edilmesi üzerine, ortalama rüzgar değerleri ile ANSYS CFD Analizleri yapılmıştır. Bu analiz sürtünme katsayısının rüzgar tüneli ile kıyasında, burun açma hesaplarında kullanılacaktır.

Yükseklik(m)	Basınç(hPa)	Sıcaklık(C)	Rüzgar Hızı(Knot)	Rüzgar Yönü	Nem (%)
0	910,07	25,55	5,52	192	27
500	860,80	19,93	7,23	204	35
1000	811,82	15,10	7,36	200	44
1500	764,88	10,67	8,44	206	51
2000	720,02	6,96	10,39	213	49
2500	677,25	3,92	11,96	224	42
3000	636,57	0,86	13,52	229	38
3500	597,96	-2,05	15,30	238	32

Tablo 24: Meteoroloji son 18 yılın irtifaya bağlı hava tahminleri

Forces

	Forces* (n)			Coefficients		
Zone	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
exit	(-0.0066300649 0 1.4899011e-17)	(3.5128366e-20 2.8823747e-05 1.004295e-06)	(-0.0066300649 2.8823747e-05 1.004295e-06)	(-0.074531505 0 1.674864e-16)	(3.9489357e-19 0.00032402054 1.1289726e-05)	(-0.074531505 0.00032402054 1.1289726e-05)
rocket	(0.010506991 -0.89530887 -3.7999574e-05)	(0.030085028 0.00033733207 1.9438684e-06)	(0.040592019 -0.89497153 -3.6055706e-05)	(0.11811376 -10.064565 -0.00042717009)	(0.33819916 0.0037920996 2.1851889e-05)	(0.45631292 -10.060773 -0.00040531821)
wing	(0.0092676659 -0.003887564 -0.00029817285)	(0.0086800909 0.00022701589 -1.5246175e-06)	(0.017947757 -0.0036605481 -0.00029969746)	(0.10418195 -0.043701834 -0.0033518934)	(0.097576758 0.0025519864 -1.7138902e-05)	(0.20175871 -0.041149848 -0.0033690323)
Net	(0.013144592 -0.89919643 -0.00033617242)	(0.038765119 0.0005931717 1.4235459e-06)	(0.051909711 -0.89860326 -0.00033474888)	(0.1477642 -10.108267 -0.0037790635)	(0.43577592 0.0066681066 1.6002712e-05)	(0.58354012 -10.101598 -0.0037630608)

Drag Forces - Direction Vector (1 0 0)

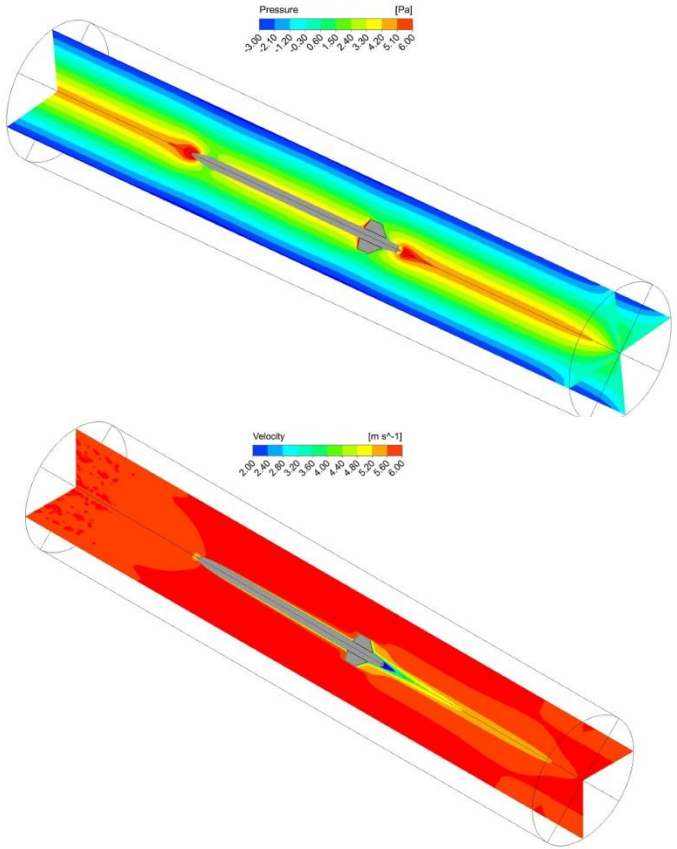
	Forces* (n)			Coefficients		
Zone	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
exit	-0.0066300649	3.5128366e-20	-0.0066300649	-0.074531505	3.9489357e-19	-0.074531505
rocket	0.010506991	0.030085028	0.040592019	0.11811376	0.33819916	0.45631292
wing	0.0092676659	0.0086800909	0.017947757	0.10418195	0.097576758	0.20175871
Net	0.013144592	0.038765119	0.051909711	0.1477642	0.43577592	0.58354012

Lift Forces - Direction Vector (0 1 0)

	Forces* (n)			Coefficients		
Zone	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
exit	0	2.8823747e-05	2.8823747e-05	0	5.5910019e-06	5.5910019e-06
rocket	-0.89530887	0.00033733207	-0.89497153	-0.17366492	6.5433e-05	-0.17359948
wing	-0.003887564	0.00022701589	-0.0036605481	-0.00075407885	4.4034742e-05	-0.00071004411
Net	-0.89919643	0.0005931717	-0.89860326	-0.174419	0.00011505874	-0.17430394

Görsel 61: ANSYS CFD test sonuçları

Testler



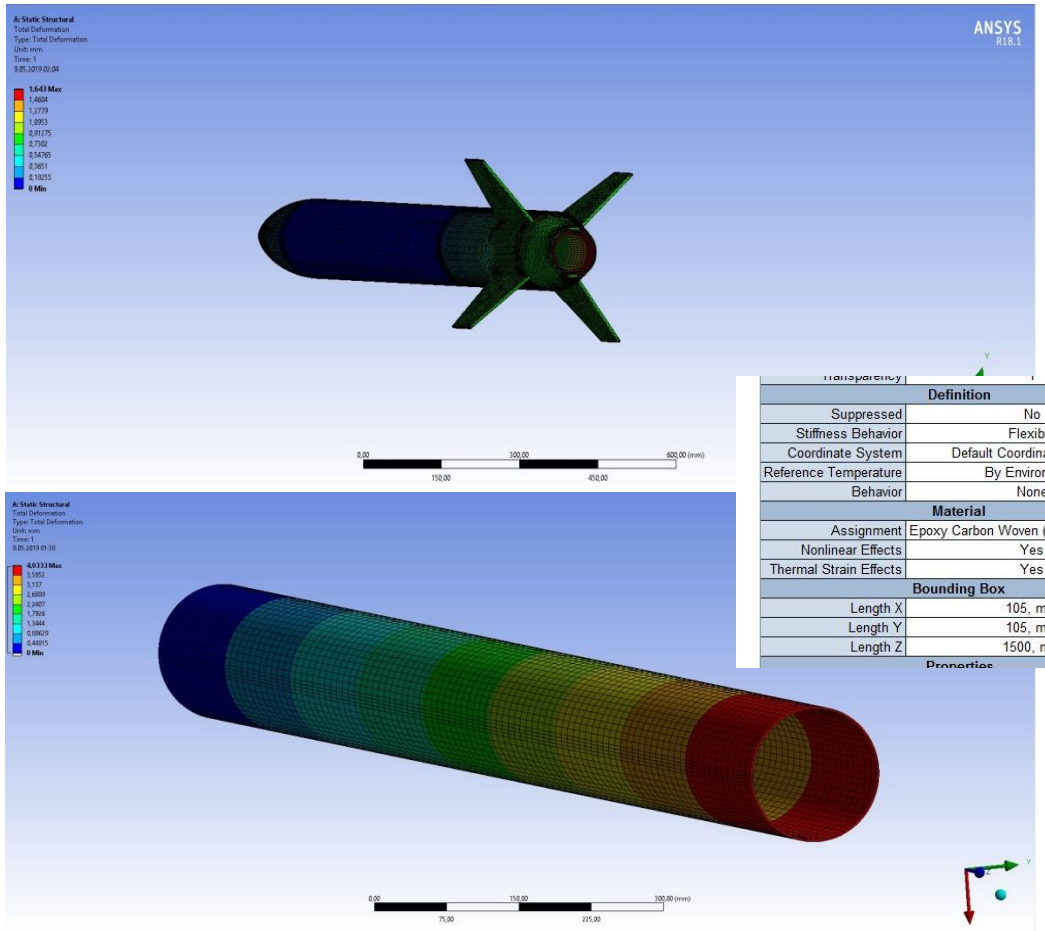
Görsel 62: ANSYS CFD test sonuçları

ANSYS CFD Analizleri sonucu elde edilen engelleme kuvveti katsayısı (drag coefficient), rüzgar tüneli test düzeneği ile kıyaslanacaktır.
Bu değer, roketin tepe noktasında burun açması için gereken kuvveti hesaplarken işlevsel bir değere sahip olacaktır.

Görsel 63: Rüzgar Tüneli Test Cihazı

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Testler



Definition	
Suppressed	No
Stiffness Behavior	Flexible
Coordinate System	Default Coordinate System
Reference Temperature	By Environment
Behavior	None
Material	
Assignment	Epoxy Carbon Woven (230 GPa) Prepreg
Nonlinear Effects	Yes
Thermal Strain Effects	Yes
Bounding Box	
Length X	105, mm
Length Y	105, mm
Length Z	1500, mm
Properties	

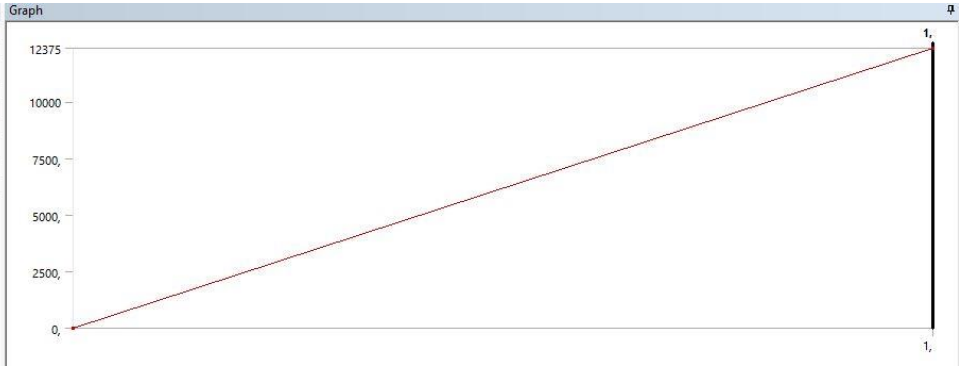
Görsel 64: ANSYS Static Structural Test Sonuçları

ANSYS Static Structural Analysis üzerinde yapılan ilk analiz, roket motorunun yanma aşamasındaki senaryo üzerinden yapılmıştır.
Buna göre, roket maksimum ivmeye sahipken 5 güvenlik faktörü ile belirlenen yük, motor kundağında **1.64 mm** deformasyon yaratmıştır.
Roket yapısalı bu hesaba göre, güvenli bir tasarımdır.

İkinci analiz, temel olarak roket gövdesinin basma mukavemetini kapsamaktadır.
Maksimum yük karşısında deformasyon **4.03 mm** olarak belirlenmiştir.
Belirlenen yük, hiçbir zaman roket gövdesine doğrudan uygulanmayacak olsa bile, roket yapısalı, bu hesaba göre güvenli bir tasarıma sahiptir.

Details of "Force"

Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Face
Definition	
Type	Force
Define By	Vector
Magnitude	12375 N (ramped)
Direction	Click to Change
Suppressed	No

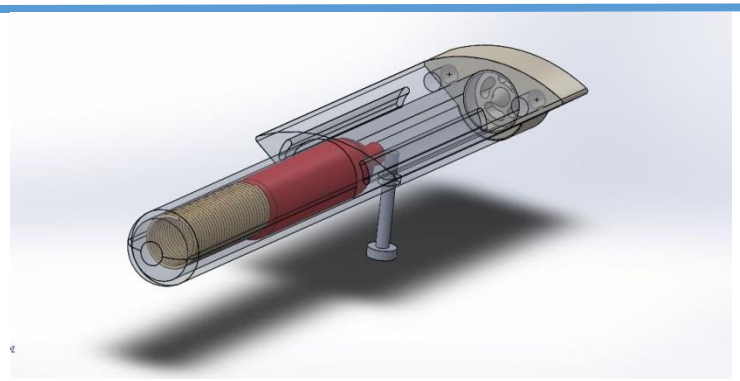


Görsel 65: ANSYS Static Structural Kuvvet Değeri (12375N)

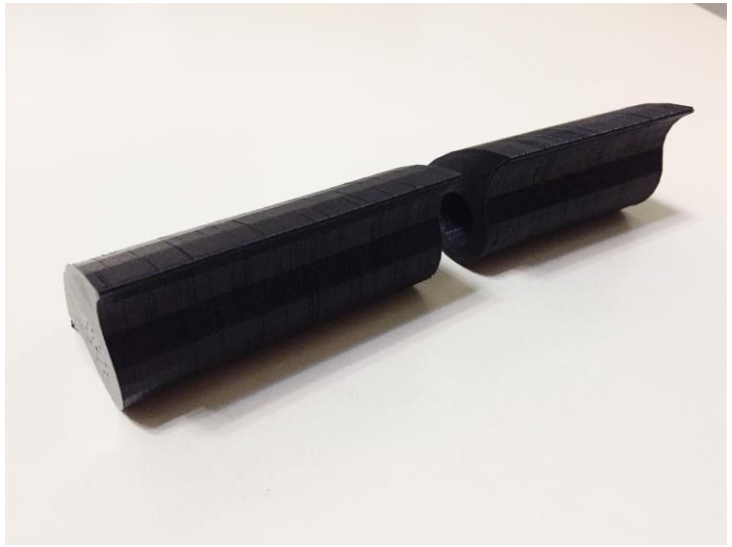
Testler

Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=hpN805COg5g

Kurtarma Sistemleri yansısında bahsedildiği üzere, CO_2ile çalışan özgün bir açılma mekanizması üretilecektir.
Sistem prototipi 3D yazıcı ile üretilmiş, kullanılması kararlaştırılan tüp roket burun konisinden çok daha ağır bir cismi itebilmiştir. Tasarım, yarışmada kullanılacak işlevi yerine getirebilecektir.



Görsel 66: Açılma Mekanizması CAD Çizimi



Görsel 67: Açılma Mekanizması 3D Yazıcı ile Prototip Üretimi

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Testler

Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=yowi_hXX5x0

Elle yatırma, vakum pompalama tekniği ile üretilen gövde numunesi, Open Rocket verileri ile kıyaslanmış; özgün üretimde 20 cm'de 50 gr daha hafif bir üretim tespit edilmiştir.
Buna göre, yapısallar üzerinde boya yapılabilecek, simülasyon verileri ile aynı kütle değerleri korunabilecektir.

İkinci test video'su, test numunelerinin kesim işlemini göstermektedir.

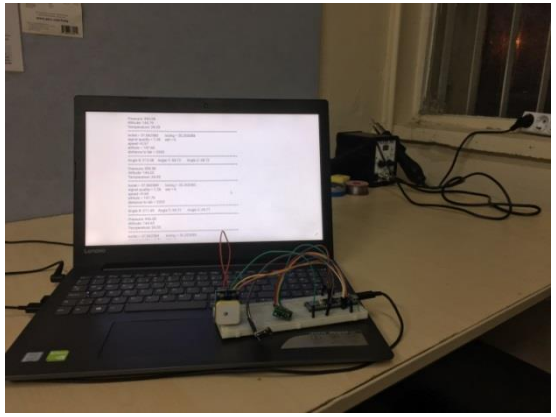
Yarışma alanında yanıcı, kıvılcım çıkaran kesici işlemler yapılmaması adına üretimler CMM Cihazı ile hassas ölçümler ile yarışmaya hazırlanacaktır.

Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=6Ck_g3uHNpQ

Görsel 68: Gövde Numune Kompozit Üretim Testi

Görsel 69: CMM Cihazı

Testler



Görsel 70: Aviyonik Testlerinde Kullanılacak Teensy modülü

Aviyonik Testleri

Aviyonik Testler yansısında kullanılacak aviyonik sistem (Görsel 70) bir kutu tarafından korunacaktır.

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

Drone Testi kapsamında, roket aviyonik sisteminde kullanılan haberleşme modülünün irtifaya bağlı olarak işlevini koruyup korumadığı test edilmiştir.

Xbee modülünün doğru anten kullanımı ile birlikte 14 km'ye kadar performans gösterdiği göz önüne alındığında, dikey mesafe ile bahsedilen değer ölçülemeyecek olsa bile, yatay mesafe üzerinden Genel Test Raporu'nda testler yapılacaktır.

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Testler

Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=t-is9_libMw

Aviyonik sistemlerin yatay mesafeye bağlı olarak işlevi test edilmiştir.

Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=mNypDmUV0nI

Roket burnout aşamasında ortaya çıkan mekanik titreşimler simüle edilerek aviyonik sistem üzerinde performans kaybı yaşatıp yaşatmadığı test edilmiştir.

Testler

Video Linki: https://www.youtube.com/watch?v=bO7mUpb721k

Görsel 71: Model Roket Atışları ile Kalibrasyon Testleri

Roket apogee aşamasında tetiklenecek olan burun açılma mekanizmasının prototip üretimi test edilmiştir.

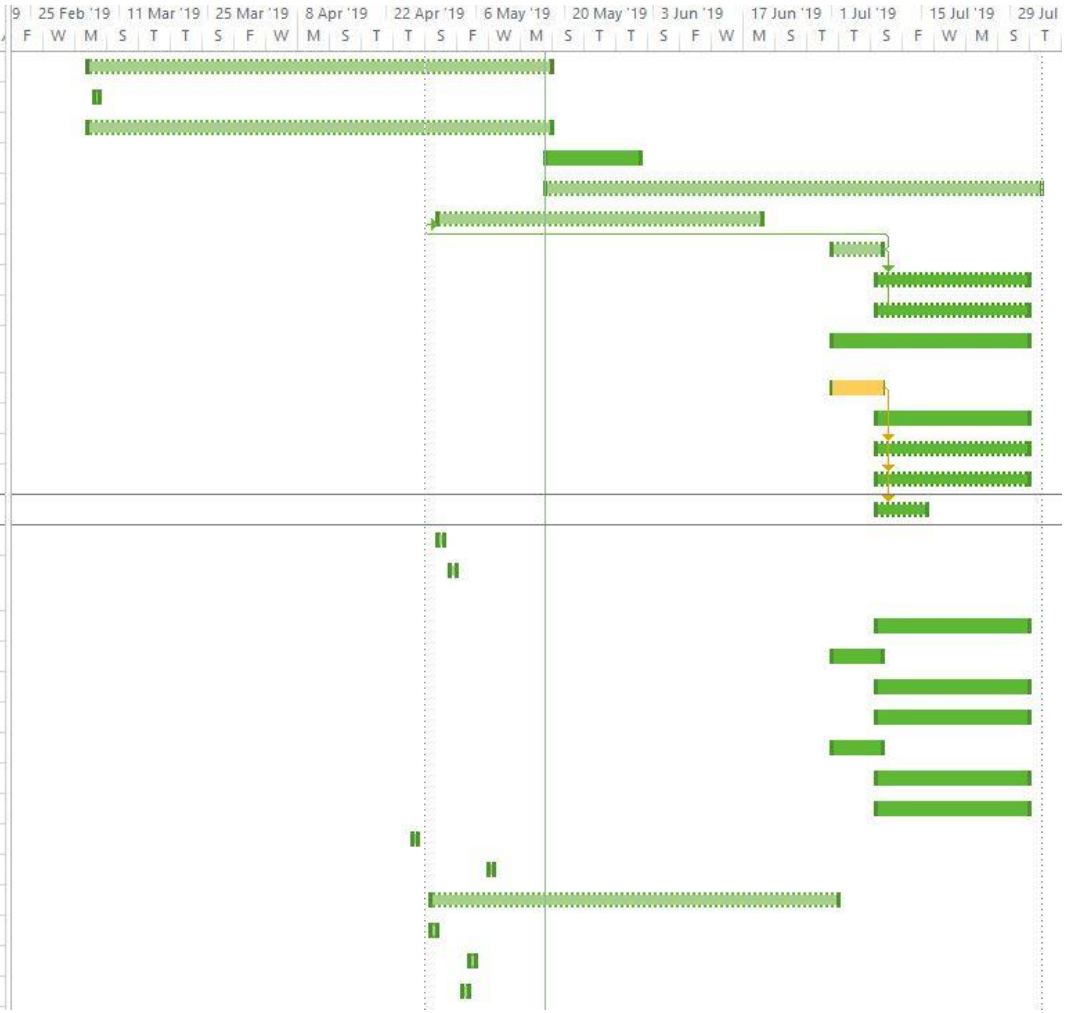
Altimeterthree cihazı ile özgün sistemlerimiz, model roket atışları ve drone uçuşları ile kalibre edilmiş, ölçümlerinin doğru olduğundan emin olunmuştur.

Görsel 72: Drone Testinde Kullanılan Altimeterthree Cihazı

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Takvim

	Mod	Görev Adı	Süre	Başlama	Bitiş	Öncüller	Resource Names
1		Tasarım Araştırma-Geliştirme Çalışmaları	53 days	Wed 6.03.19	Fri 17.05.19		
2		Ön Tasarım Raporu Teslim Süresi	1 day	Thu 7.03.19	Thu 7.03.19		
3		Kritik Tasarım Raporu Teslim Süreci	53 days	Wed 6.03.19	Fri 17.05.19		
4		Kritik Tasarım Raporu Elemelerinin Açıklanması	11 days	Fri 17.05.19	Fri 31.05.19		
5		Genel Test Raporu ve Atış Hazırlık Raporu Süreci	56 days	Fri 17.05.19	Fri 2.08.19		
6		Mekanik Malzeme Tedarik Süreci	37 days	Tue 30.04.19	Wed 19.06.19	7	
7		Burun Konisi Kalıp Hazırlanması ve Üretimi	6 days	Mon 1.07.19	Mon 8.07.19		
8		Burun Konisi Açılma Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19	7	
9		Burun Konisi CMM Cihazı Hassas Ölçüm Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19	7	
10		Burun Konisi Faydalı Yük, Paraşüt, GPS Entegrasyonu Testi	23 days	Mon 1.07.19	Wed 31.07.19		
11		Gövde Üretimi	6 days	Mon 1.07.19	Mon 8.07.19		
12		Center Ring Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19		
13		Gövde Mukavemeti Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19	11	
14		Kurtarma Mekanizması Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19	11	
15		Açılma Mekanızması Üretimi	6 days	Mon 8.07.19	Mon 15.07.19	11	
16		İlk Üretimin Gerçekleşmesi	1 day	Tue 30.04.19	Tue 30.04.19		
17		Mapa, Radansa, Karabina, Fırdöndü ve Şok Kordu Siparişleri Verilmesi	1 day	Thu 2.05.19	Thu 2.05.19		
18		Kundak Montaj Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19		
19		Kuyruk ve Kanatçık Üretimi	6 days	Mon 1.07.19	Mon 8.07.19		
20		Kanatçık ve Kuyruk için CMM Cihazı Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19		
21		ANSYS ile Mukavemet Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19		
22		Paraşüt Dikim Süresi	6 days	Mon 1.07.19	Mon 8.07.19		
23		Roket Kütlesi ile Paraşüt Yük Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19		
24		Fırdöndü, Mapa, Karabina ile Entegrasyon Testi	18 days	Mon 8.07.19	Wed 31.07.19		
25		Elektronik Sensörlerin Siparişi Yenilenmesi	1 day	Fri 26.04.19	Fri 26.04.19		
26		Elektronik Sensörlerin Drone ile Testi	1 day	Wed 8.05.19	Wed 8.05.19		
27		Elektronik Sensörlerin Uçuş Okulundaki Uçaklar ile Testi	46 days	Mon 29.04.19	Mon 1.07.19		
28		Bütünleştirme Stratejileri Testi	1 day	Mon 29.04.19	Mon 29.04.19		
29		Titreşim Analizleri Yapılması	1 day	Sun 5.05.19	Sun 5.05.19		
30		Charpy-Çekme Testi	1 day	Sat 4.05.19	Sat 4.05.19		



MS Project 2003

CUKUROVA ROCKETRY
Wings of the Future

Bütçe

Öngörülen Malzeme	Fiyat
Woven Karbon Fiber	2000 TL
Aviyonik Sistemler	3000 TL
Paraşüt Kumaşı, Paraşüt İpleri	Sponsorluk ile Karşılanacaktır
Plywood (Birch)	250 TL
Fiberglass	500 TL
Kurşun Çubuklar	200 TL
Açılma Mekanizması	200 TL

Öngörülen Malzeme	Fiyat
RRC3	1000 TL
AltimeterThree	700 TL
Chute Release	1750 TL
Şok Kordu	Sponsorluk ile Karşılanacaktır
Epoxy	500 TL

Toplam= 10.100 TL