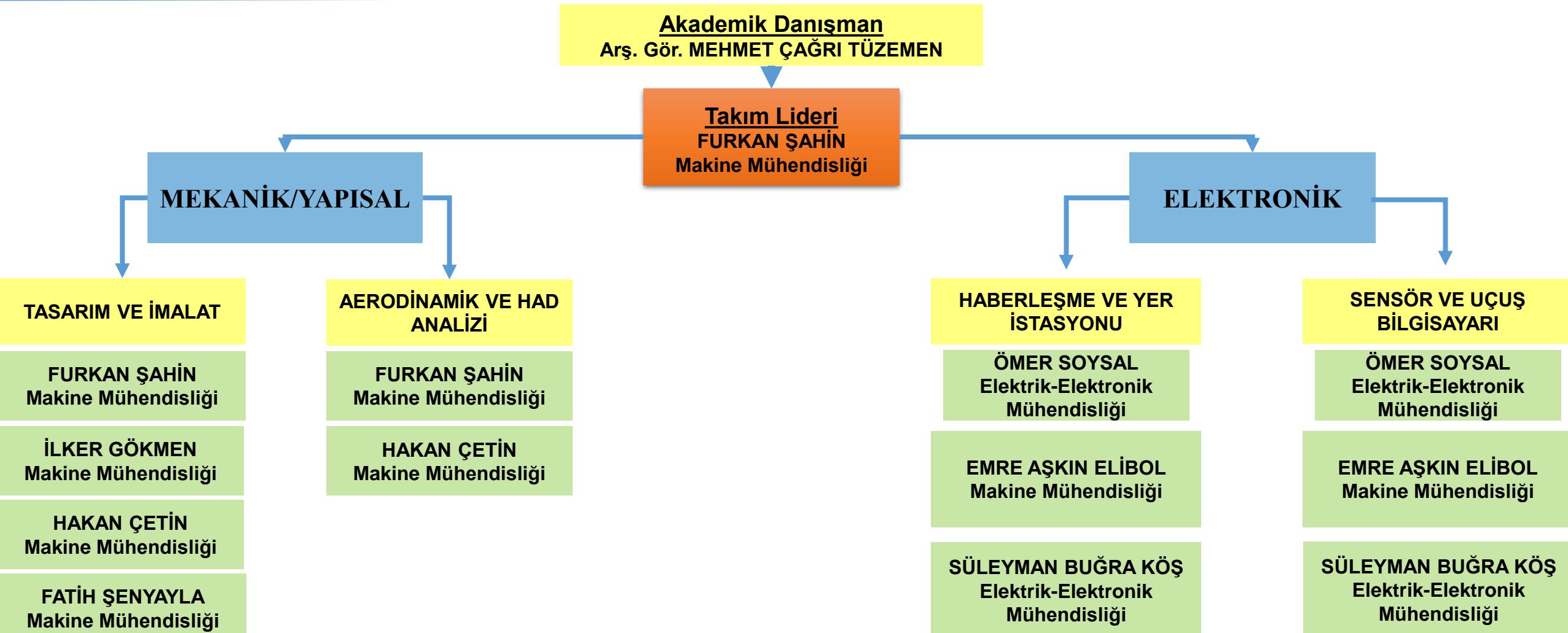


TEKNOFEST 2020 ROKET YARIŞMASI

AYYUK 3000 ROKET TAKIMI
Atışa Hazırlık Raporu (AHR)

Takım Yapısı



KTR'den Değişimler

KTR'den Sonra Yapılan Tasarım Değişiklikleri	Tasarım Değişikliklerinin Nedenleri
Motor kundağının çelik borudan alüminyum boru olarak değiştirilmesi	Uygun çapta çelik boru temininin sağlanamaması sonucu dikişsiz çekme alüminyum boru kullanılmıştır. Ağırlık kaybının yaşanmaması için merkezleme halkası sayısı artırılacaktır.
Burun konisi için kullanılacak olan çelik kalibin, mdf kalıp ile değiştirilmesi	Pandemi dolasıyla çelik roket burun konisi üretimi kalibi üretimi sağlanamadığı için, karbon fiber burun üretilememiştir. Deneme amaçlı kestamid burun konisi üretilmiştir. Çelik burun konisi kalibinin üretiminde yaşanan aksaklılıklar ve maliyetinden ötürü değişikliğe gidilme ihtiyacı duyulmuştur. Mdf sunta kütük parça cnc ile işlenerek, 2 adet dişi kalıp üretilmiş ve bu kalıpların içerisine elle yatırma yapılacaktır. AHR den sonraki 2 hafta içerisinde karbon fiber burun konisi imalatı yapılacaktır.

Roket Alt Sistemleri

Roket Bileşenleri	Tedarik Durumu	Üretim Durumu	Tamamlanma Durumu	Tamamlanma Tarihi
Burun Konisi	Burun konisi kalıbı 28.07.2020 tarihi itibarıyle tedarik edilebildi Karbon fiber kumaş ve reçineler tedarik edildi.	Kestamid burun konisi üretimi yapıldı.	Pandemiden dolayı burun konisi kalıbı üretilmediği için karbon fiber burun imalatı yapılamadı. Fakat gerekli tüm kalıplar ve malzemeler elimizde mevcuttur. Şimdilik deneme amaçlı kestamid malzeme işlenerek burun konisi üretildi. AHR den sonraki süreçte karbon fiber burun konisi üretimelecektir.	15.08.2020 tarihine kadar karbon fiber burun konisi üretimelecektir. Burun konisi kalıbı ilerleyen slaytlarda gösterilmiştir.
Ayrılma Mekanızması	Tüm parçaları tedarik edildi.	Üretim yapıldı.	%100 tamamlandı.	28.07.2020
Paraşütler	Tüm kumaş ve parakordlar tedarik edildi.	Üretim yapıldı.	%100 tamamlandı.	18.07.2020
Faydalı Yük	Çelik malzeme tedarik edildi.	Üretim yapıldı.	%100 tamamlandı.	20.07.2020
Gövdeler	Gövde kalıpları, karbon fiber kumaş, epoksi, sertleştirici ve kalıp ayırıcı temin edildi. Zımpara ve boyama işlemleri tamamlandı.	Üretim yapıldı.	%100 tamamlandı.	27.06.2020
Kanatçıklar	Çelik malzeme temin edildi.	Lazer kesimi yapıldı.	%100 tamamlandı.	05.07.2020
Aviyonik Ekipmanlar	Tüm aviyonik ekipmanlar tedarik edildi.	Tüm bileşenler birleştirilip, testleri yapıldı ve PCB basımı yapıldı.	%100 tamamlandı.	10.06.2020
Motor Kundağı ve Motor Kapağı	Gijonlar, merkezleme halkaları, somunlar ve motor kundağı tedarik edildi.	Tüm çelik malzemeler temin edildi.	%100 tamamlandı.	02.07.2020

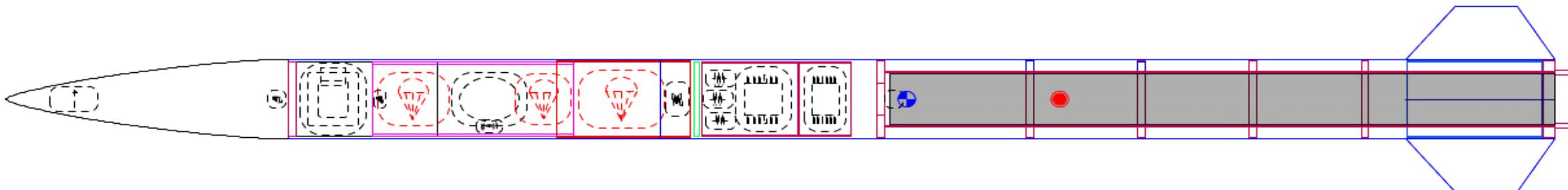
OpenRocket / Roket Tasarımı Genel Görünüm



Rocket
Length 210 cm, max. diameter 11,8 cm
Mass with motors 25851 g

İç silindir(kovan): Entegrasyon Gövdesi:
Uzunluk= 27 cm Uzunluk= 18 cm

Stability:1,74 cal
● CG: 121 cm
● CP: 142 cm
at Iv=0,30



Apogee: 3042 m
Max. velocity: 266 m/s (Mach 0,79)
Max. acceleration: 95,2 m/s²

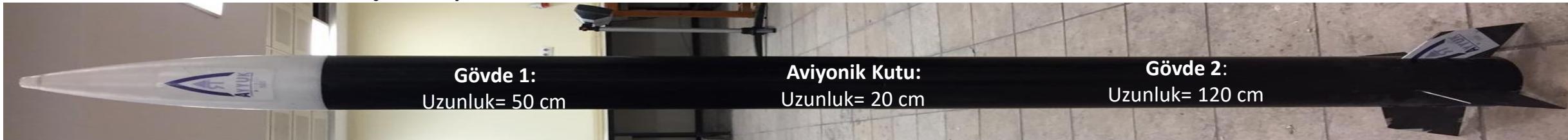
OpenRocket / Roket Tasarımı Genel Görünüm



Kestamid burun konisi

Paraşüt ve Faydalı Yük

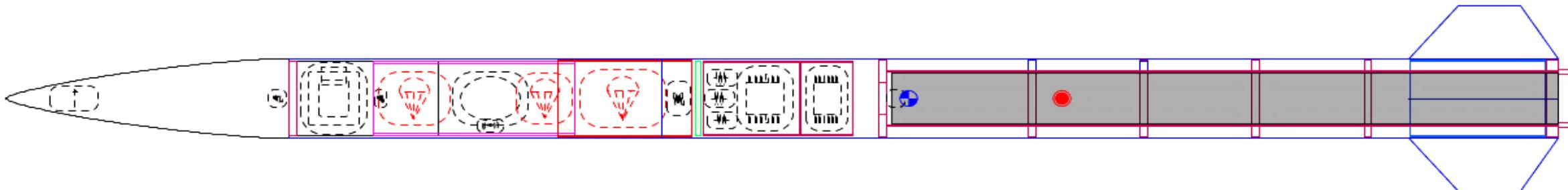
Roket Dış Çap = 11,8 cm
Roket İç Çap = 11,4 cm



Rocket
Length 210 cm, max. diameter 11,8 cm
Mass with motors 25851 g

İç silindir(kovan): Entegrasyon Gövdesi:
Uzunluk= 27 cm Uzunluk= 18 cm

Stability:1,74 cal
• CG: 121 cm
• CP: 142 cm
at lv=0,30



Apogee: 3042 m
Max. velocity: 266 m/s (Mach 0,79)
Max. acceleration: 95,2 m/s²

Roket Alt Sistemleri

Mekanik Görünümleri ve Detayları

Burun ve Faydalı Yük Mekanik Görünüm

Burun 3 Boyutlu Görünümü (CAD)

Pandemi koşulları nedeniyle üretimi sağlanamamış olup, gerekli kalıp ve malzemesi ise tedarik edilmiştir. AHR den sonra üretimi gerçekleştirilecektir.



Üretilmiş Burun Görüntüsü



Montaj ve ayrılma denemeleri için şimdilik kestamid burun konisi üretilmiştir.

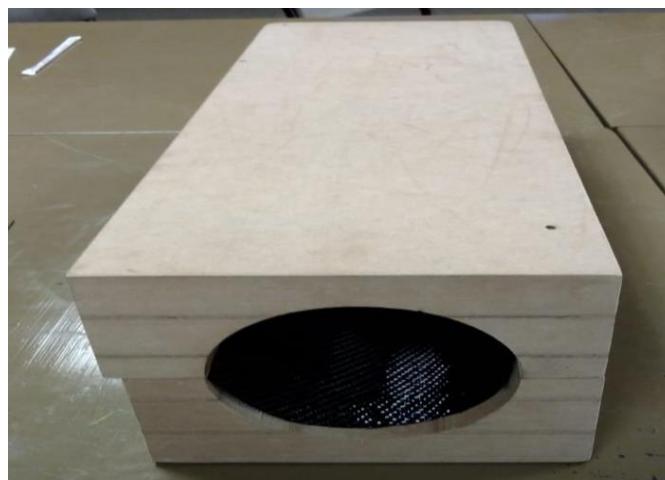
Faydalı Yük ve Faydalı Yük Bölümü 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Üretilmiş Faydalı Yük ve Faydalı Yük Bölümü Görüntüsü

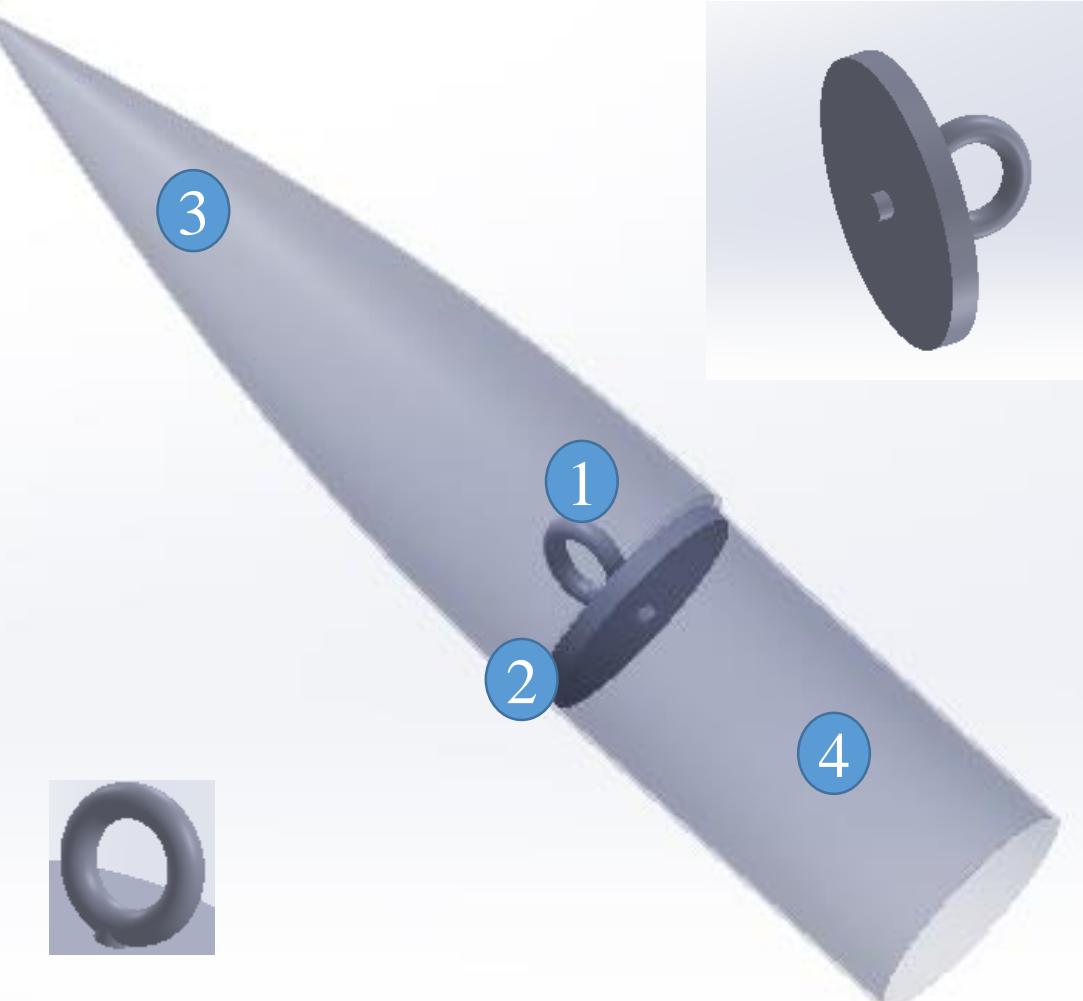


Burun Konisi – Detay



- Pandemi koşulları nedeniyle tedarik edilemeyen burun konisi kalıbı tedarik edilmiş fakat üretimi AHR ‘ye yetişmemiştir.
- Burun konisinin imalatı 15.08.2020 tarihine kadar gerçekleştirilecektir.
- Burun geometrisinin hassas olması CNC tezgahta işlenmesini zorunlu kılmaktadır.
- Burun geometrisinin tam ölçülerini çıkarılıp, mdf kütük parçadan 3 eksenli cnc ile işlenip, iki dişî kalıp eldesi sağlanmıştır.
- Daha sonra kalıpların içerisinde el yatırma yöntemiyle karbon fiber serimi gerçekleştirilecektir.
- 2 farklı dişî kaliba yapılan serim sonrasında iki kalıp birleştirilerek kürleşmesi beklenecek ve burun kalabı üretimi gerçekleştirilecektir.

Burun Konisi – Detay



1 Alt Parça Mapa (M10)

- Burun konisinin, ayrılmadan sonra roket gövdesine şok kordonuyla bağlı kalması için kullanılacaktır.
- M10 vida kullanılacaktır.

2 Alt Parça Bulkhead

- Burun konisinin shoulder kısmının başladığı yere 110 mm çapında, 10 mm kalınlığında bir bulkhead yerleştirilerek ayrılma mekanizmasının buraya vida ile sabitlenmesi sağlanacaktır.
- Bulkhead hem sıkı geçme kullanılarak hem burun gövdesinden 3 adet vida ile sabitlenecektir.

3 Alt Parça Altimetre

- Azami irtifanın hakem heyeti tarafından değerlendirilebilmesi için kullanılacak **Altimetre** (Jolly Logic AltimeterTwo veya AltimeterThree) burun kısmının ön tarafına yerleştirilecektir.

4 Ayrılma mekanizmasının yerleştirileceği konum

- Ayrılma mekanizması bulkhead kısmına vida ile sabitlenecektir.

Burun Konisi – Detay

- Tasarlanan roket burun konisinde şekil olarak **LD-Haack** geometrisi tercih edilmiştir.
- 38 cm** uzunlığında ve **11,8 cm** çapındadır. **Kalıp malzemesi** olarak mdf sunta seçilmiştir, kalıp içerisine serilecek malzeme olarak da **karbon fiber** seçilmiştir.
- Burun konisinin **shoulder** kısmının uzunluğu ise **20 cm** ve dış çapı **11 cm** olacaktır.
- Geometri seçiminde burun geometrisinin drag kuvveti etkisini azaltan yeteneği dikkate alınmıştır.
- Mevcut irtifa ve hız koşullarında **LD-Haack** geometrisinin daha uygun olacağı düşünülmüştür.



- Burun konisi drag kuvvetine maruz kalan bir parcadır. Bu açıdan malzeme mukavemeti önem arz etmektedir. Basma yüküne zorlanan burun konisi bu zorlanmaya dayanabilir şekilde olmalıdır. Seçimi yapılan malzemenin özellikleri basma gerilmesini karşılayacak tatmin edici özelliktedir.
- Burun konisinin roket gövdesine bağlantısı sıkı geçme ile yapılacaktır.
- Ayrılma buradan sağlanacaktır.**

Faydalı Yük- Detay

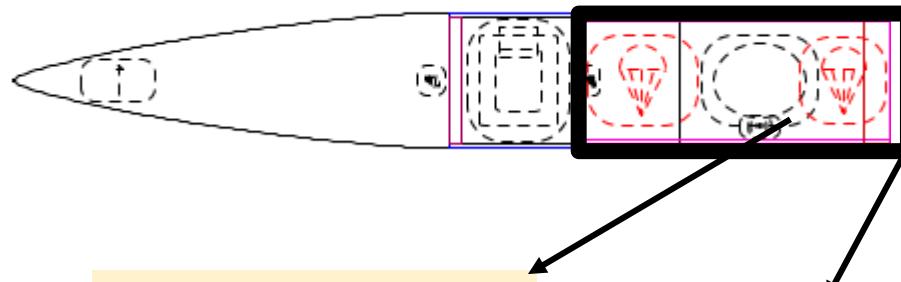
Faydalı yük : 3D Roket Modeli

Kütük çelik bir parça, CNC ile işlendi, ölçekli 3D roket modeli haline getirildi ve faydalı yük olarak kullanılacaktır.

- Malzeme : Çelik
- Uzunluk : 10 cm
- Çap : 8 cm
- Ağırlık : 4000 g



Openrocket üzerinden faydalı yük bölümünün gösterimi

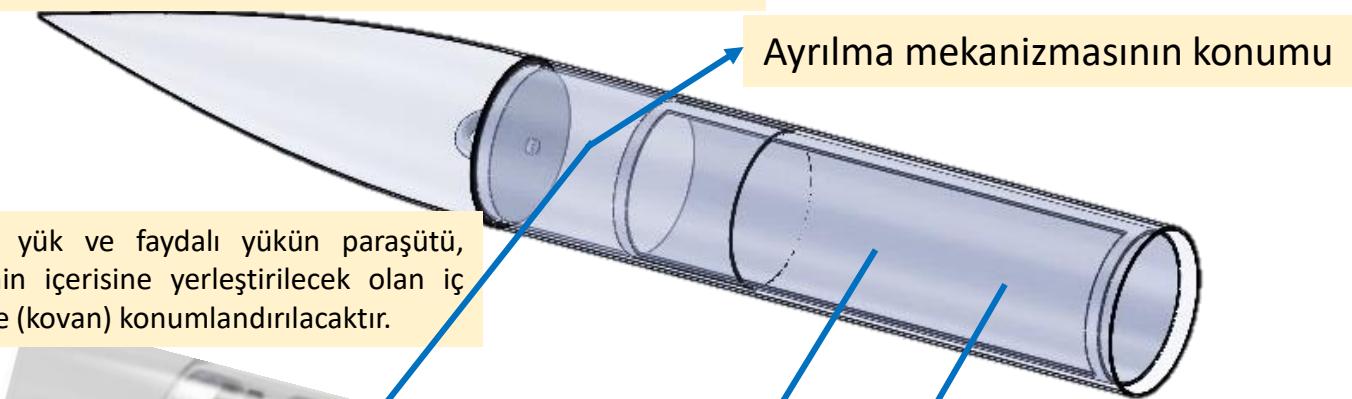


Faydalı yük ve paraşütü

İç Silindir (kovan)

***Faydalı yük roketin dışına çıkarılıp
bağımsız bir şekilde, kendi paraşütü ile iniş yapacaktır.

Roket içerisindeki faydalı yük bölümü



Faydalı yük ve faydalı yükün paraşütü,
gövdenin içerisinde yerleştirilecek olan iç
silindire (kovan) konumlandırılacaktır.

İç Silindir (kovan)

- Malzeme : Çelik
- Uzunluk : 27 cm
- İç Çap : 10,4 cm
- Dış çap : 10,8 cm

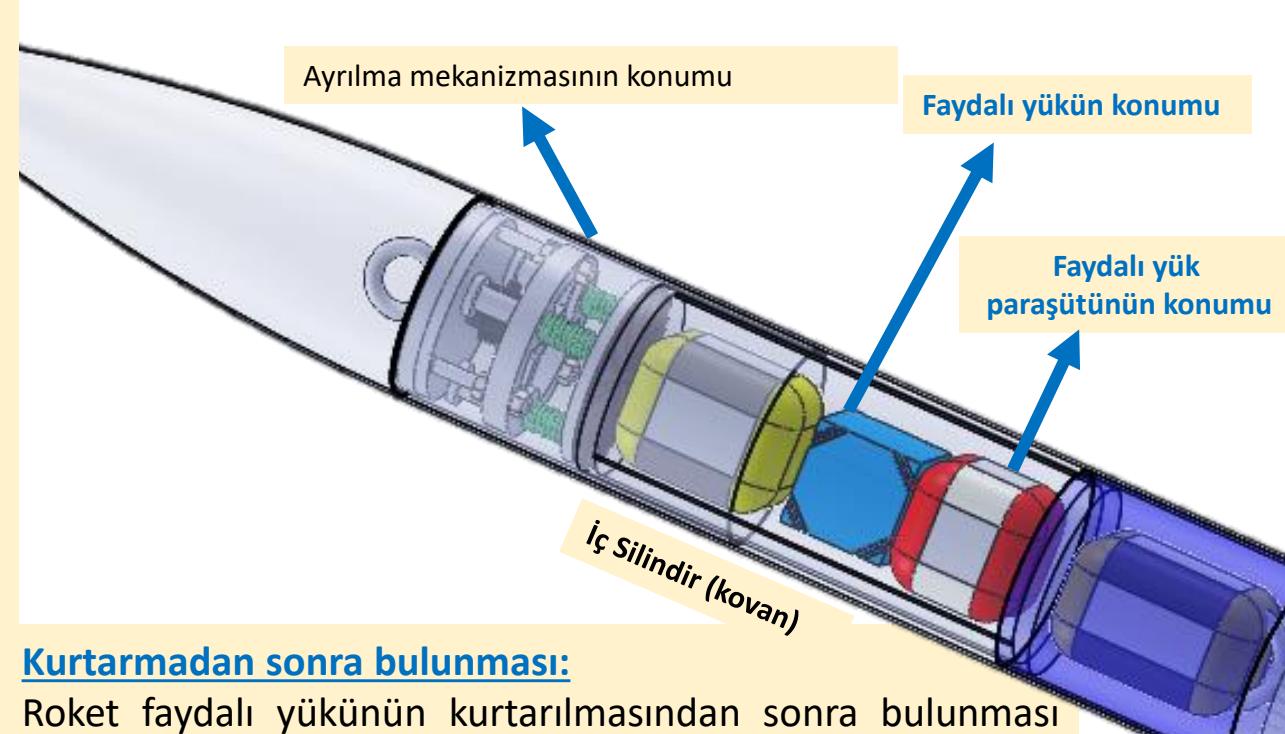


Faydalı Yük- Detay

Faydalı Yükün Roketten Ayrılması

Aşamaları:

1. Roketin maksimum irtifaya (apogee) ulaşması ile ayrılma mekanizmasının tetikleyicisi bir servo motor yardımıyla gerilir ve sıkıştırılmış olan yaylar serbest bırakılarak, orta-üst plaka arasında sıkışmış halde bulunan yaylar tam ayrılma için gerekli itici gücü sağlar. Bu sayede burun konisi ile roket gövdesi birbirinden ayrılır.
2. Burun konisinin, ayrılmadan sonra roket gövdesine şok kordonuyla bağlı kalması sağlanacaktır.
3. Burun konisinin ayrılması ile, burun konisinin içine yerleştirilmiş mapaya bağlı şok kordonu diğer taraftan iç silindire bağlıdır. Bu sayede iç silindir (kovan) roket gövdesinin dışına çıkarılacaktır. İç silindir içerisinde yerleştirilmiş olan faydalı yük ve paraşütünün, bu aşamada serbest halde iç silindirden ayrılması sağlanacak ve hedeflenen kurtarma gerçekleştirilecektir. *İç silindirin diğer tarafı da şok kordonuyla tutularak roket gövdesine bağlı kalması sağlanacaktır.



Kurtarmadan sonra bulunması:

Roket faydalı yükünün kurtarılmasından sonra bulunması amacıyla, faydalı yük üzerine, uydudan takibinin yapılması için GPS cihazı yerleştirilecektir.

**Faydalı yük roketin dışına çıkartılıp bağımsız bir şekilde, kendi paraşütü ile iniş yapacaktır.

Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

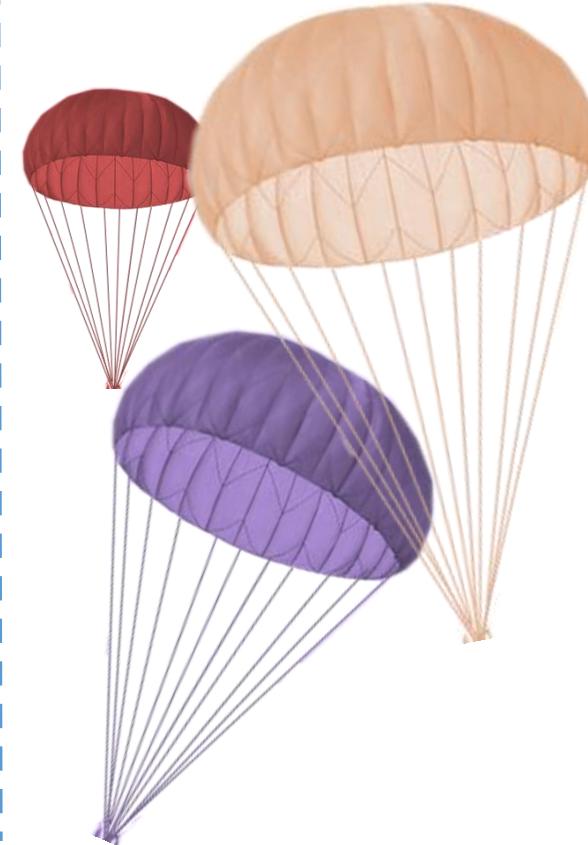
Ayrılma Sistemi
3 Boyutlu Görünümü
(CAD)



Üretilmiş
Ayrılma Sistemi
Görüntüsü



Paraşütlerin
3 Boyutlu Görünümü
(CAD)

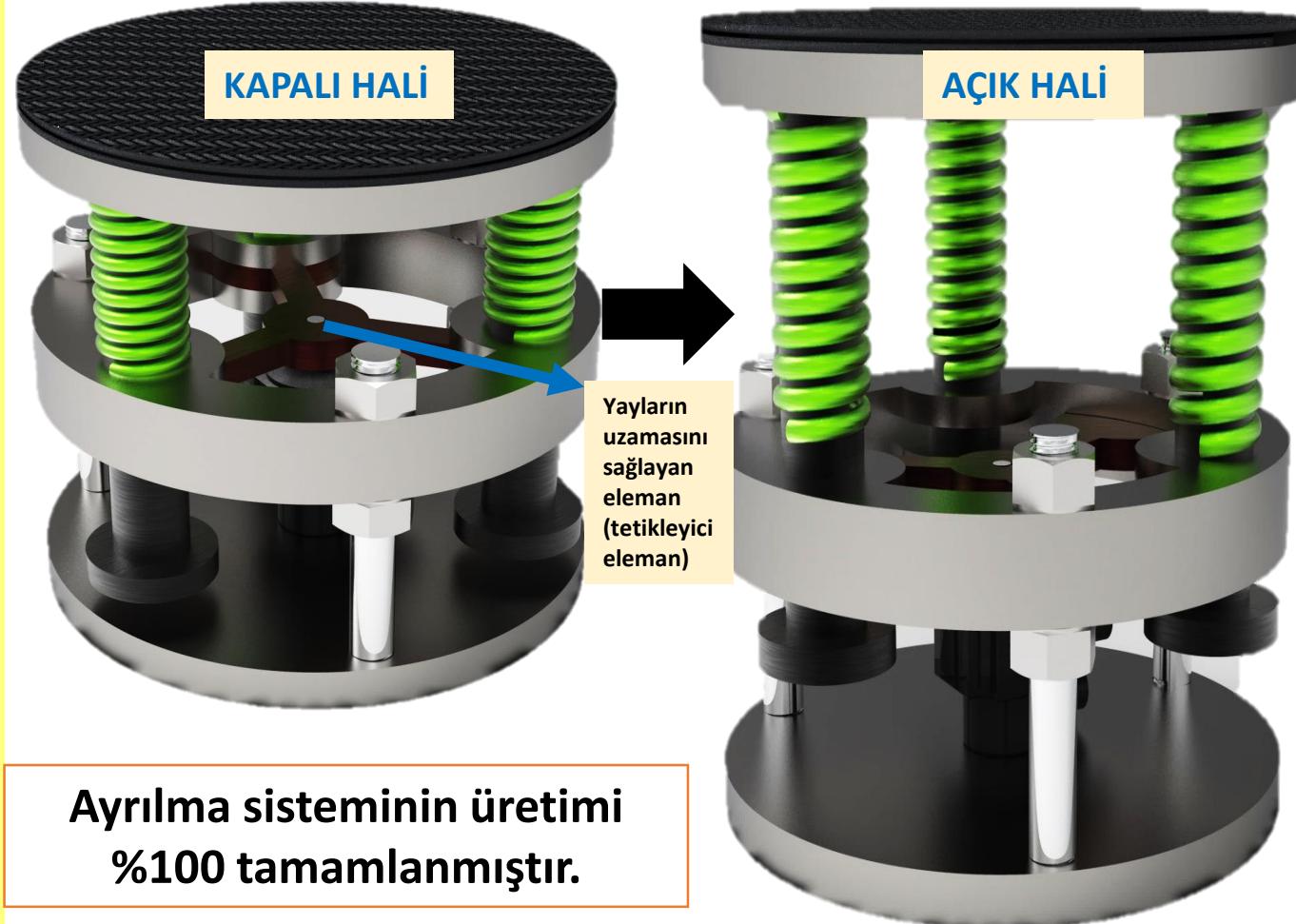
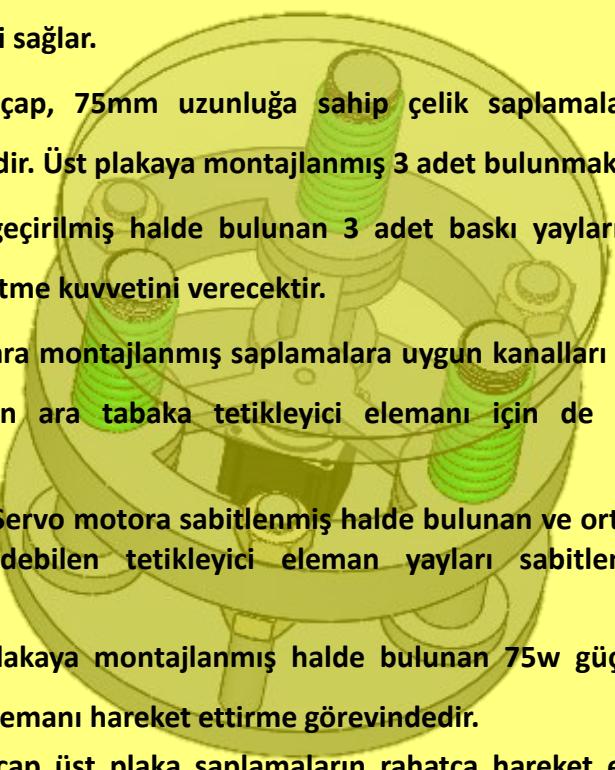


Üretilmiş
Paraşütlerin
Görüntüsü



Ayrılma Sistemi – Detay

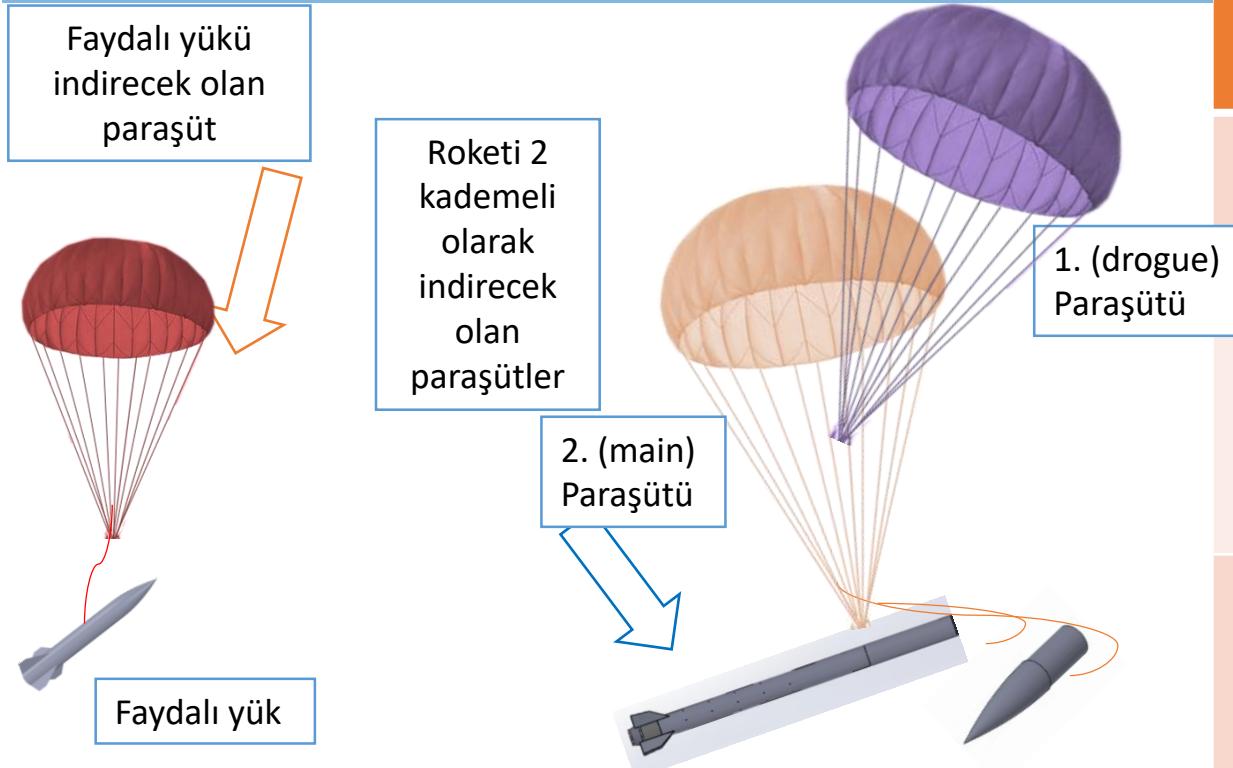
- **Alt Plaka** : 105mm çapa sahip alüminyum alt plaka vidalar yardımıyla orta plakaya tutturulup, ayrılma sonrası ayrılma mekanizmasının bütün olarak burun konisinde sabitlenmesini sağlar.
- **Saplamlar** : 14mm çap, 75mm uzunluğa sahip çelik saplamlar yayların sabitlenmesinde görevlidir. Üst plakaya montajlanmış 3 adet bulunmaktadır.
- **Yaylar** : Saplamalara geçirilmiş halde bulunan 3 adet baskı yayları kurtarma operasyonu için gerekli itme kuvvetini verecektir.
- **Ara Plaka** : Üst plakalara montajlanmış saplamlara uygun kanalları ile hareket ederek yayları sıkıştıran ara tabaka tetikleyici elemanı için de set görevi görmektedir.
- **Tetikleme Elemanı** : Servo motora sabitlenmiş halde bulunan ve orta plakanın merkezinde hareket edebilen tetikleyici eleman yayları sabitleme görevi görmektedir.
- **Servo Motor** : Üst plakaya montajlanmış halde bulunan 75w güçteki servo motorumuz tetikleyici elemanı hareket ettirme görevindedir.
- **Üst Plaka** : 105 mm çap üst plaka saplamların rahatça hareket edebileceği deliklere ve servo motorun sıkı geçme montajı için bir adet havuz boşluğununa sahiptir.



**Ayrılma sisteminin üretimi
%100 tamamlanmıştır.**

Kurtarma Sistemi – Paraşütler

Paraşütlerin üretimi tamamlanmış olup sadece turuncu renkteki paraşütün testleri sonucunda isterleri karşılamadığına kanaat getirilmiştir, bu sebeple mor renkteki paraşüt önumüzdeki süreçte üretilecektir.

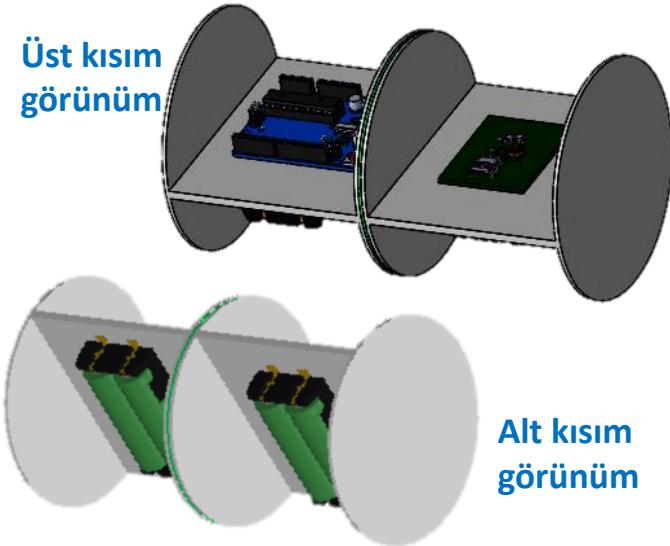


<u>Hesaplanan verilerine göre seçilen paraşütler</u>	<u>Kullanılacak olan renk</u>	<u>Çap (cm)</u>	<u>Yere inme hızı (m/s)</u>
Faydalı yük paraşütü	Kırmızı	130	7,914
Maksimum irtifada açılan 1.paraşüt (drogue)	Mor	180	12,440
Yere 600 m kala açılacak olan paraşüt (main)	Turuncu	210	8,096

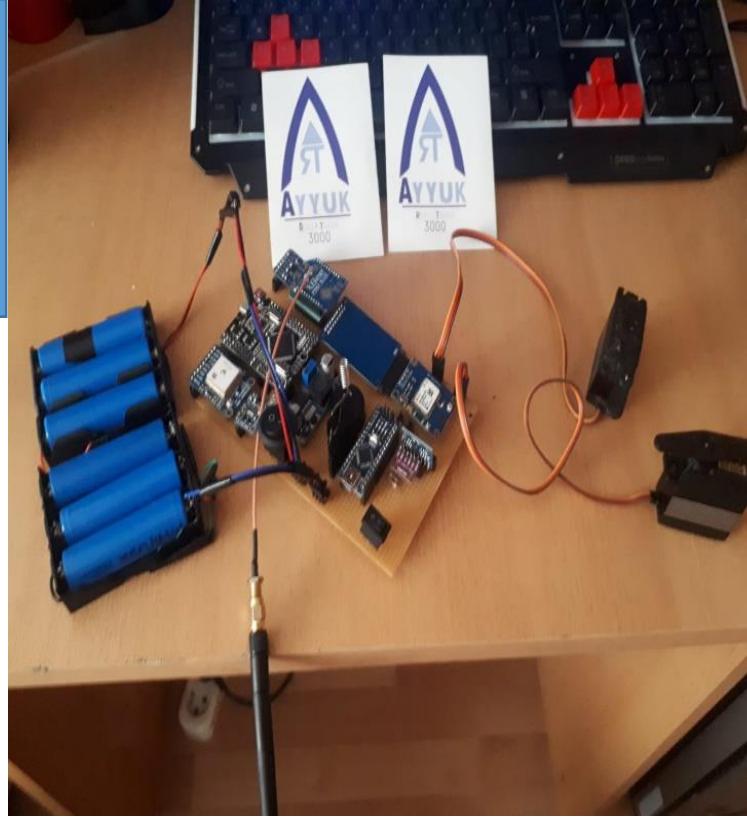
*Paraşütlerin yere düşme hızları sayısal hesaplamalar yapılarak elde edilmiştir.

Aviyonik Sistem Mekanik Görünüm

Aviyonik Sistem 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Üretilmiş Aviyonik Sistem Görüntüsü



Ana ve Yedek sistemin tüm gereksinimlerini karşılayan kart tasarımımızın tamamı bitmiştir. Bütün testleri başarı ile gerçekleştirilmiştir.

Üretilmiş Devre Görüntüsü



Faydalı yük tek başına iniş gerçekleştireceği için faydalı yük üzerinde bulunacak olan devre kartı. İçerisinde GPS ve Telemetri ter almaktadır.

Aviyonik Sistem – Detay

Ana ve Yedek Bilgisayar Bileşenleri

MODEL	GÖREV	ADET	MODEL	GÖREV	ADET
Arduino Mega	Sistem Kontrolü	1	Arduino Nano	Sistem Kontrolü	1
Adafruit Ultimate GPS	Konum, hız ve yükseklik bilgisi	1	Ublox Neo-6MV2 GPS	Konum, hız ve yükseklik bilgisi	1
Xbee 900MHz Telemetri	Ölçüm değerlerini yer istasyonuna iletme	1	Lora Sx1276	Ölçüm değerlerini yer istasyonuna iletme	1
MG958	Faydalı yükü kilitleme	1	MG958	Faydalı yükü kilitleme	1
ADXL335	3 eksen ivme ölçme	1	MPU6050	3 eksen ivme ölçme	1
MPL3115A2	Basınç ve sıcaklık ölçme	1	BMP280	Basınç ve sıcaklık ölçme	1
Li-on piller	Güç Kaynağı	3	Li-on piller	Güç Kaynağı	3

Ana Bilgasayar

Sistem tetikleme algoritmasında görev alan sensör:
MPL3115A2

Uçuş başlangıcından itibaren ölçülen yükseklik değerleri belirli bir algoritma içerisinde yorumlanarak zirve noktası tespiti gerçekleştirilecek ve yaklaşık 20 kg/cm torka sahip Mg958 servolar ile tetikleme gerçekleştirilecek. Devamında 600 metre irtifada ise ikinci paraşüt için tetikleme yapılacak.

Yedek Bilgasayar

Sistem tetikleme algoritmasında görev alan sensör:
MPL3115A2

Uçuş başlangıcından itibaren ölçülen yükseklik değerleri belirli bir algoritma içerisinde yorumlanarak zirve noktası tespiti gerçekleştirilecek ve yaklaşık 20 kg/cm torka sahip Mg958 servolar ile tetikleme gerçekleştirilecek. Devamında 600 metre irtifada ise ikinci paraşüt için tetikleme yapılacak.

Aviyonik Sistem – Detay

Devre Kartı

Önceki raporlarda belirtilen özellikler doğrultusunda delikli pertinaks üzerinden kart tasarımları gerçekleştirildi.

. Tasarlanan kartın kısa devre testleri gerçekleştirildi ve kart testi başarıyla geçti.

. Tasarlanan kart, roket gövdesi üzerinde bulunan aviyonik kısmı içeresine yerleştirilecek şekilde tasarlandı. Bu ölçüler 150x100 mm. Aviyonik numunesi üzerinde kartın konumlandırma ve kablo bağlantıları test edildi.

. Faydalı yük üzerinde bulunması gereken devre kartı tasarlandı ve kartın testi gerçekleştirildi. Test sonucu başarılı oldu.

. Faydalı yük devre kartı üzerinde bulunan ekipmanlar:

Arduino Nano

Xbee Pro XSC 900 mHz

Neo 6mv2 GPS

Sistem Donanımı

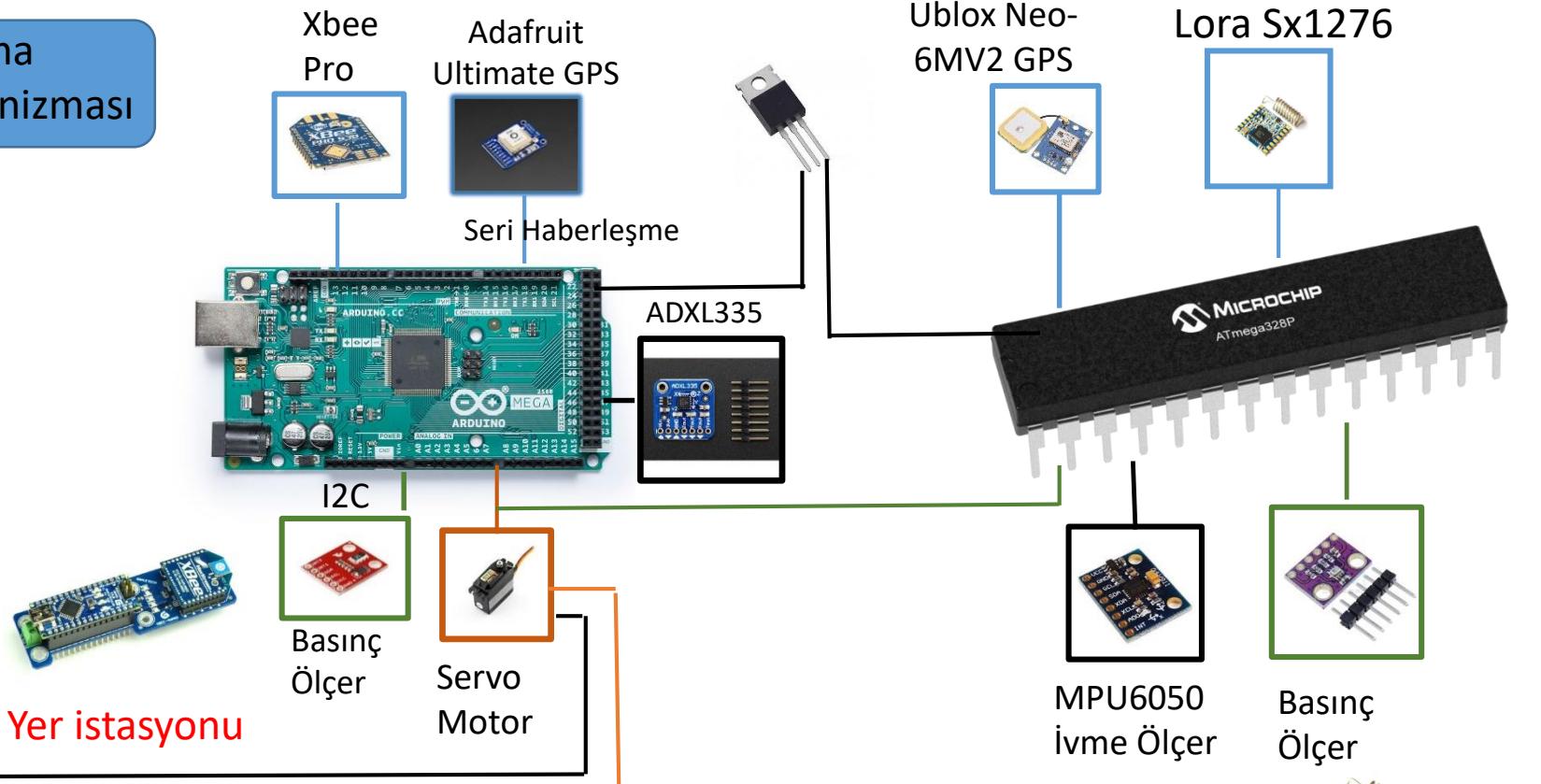
Sistem Geçiş: Sistem geçisi 2n2222 npn transistör vasıtasıyla gerçekleştirilecektir. Ana sistemde herhangi bir güç bağlantısı kopması ve ya tetiklemede görevli MPL3115A2 sensörünün görev dışı kalması halinde transistörün C-E gerilimine bağlı olarak yedek sisteme geçiş sağlanacaktır.

Pil Seçimi: Ana ve yedek sistemlerimizde 3 adet seri bağlı 2600 mAh akım kapasitesine sahip 3.7 V Li-on piller kullanılacaktır.

Anten Seçimi: Yer istasyonunda 8 dbi kazançlı yönsüz Sma konnektörlü anten kullanılacaktır. Testlere ve hesaplamalarımıza göre açık alanda 5-6 km arası haberleşme sağlayacağı düşünülüyor.

Aviyonik Sistem – Detay

Ayrılma Mekanizması



Aviyonik sistemimiz test hazırlık raporundan önce tamamı üretilmiş ve gerekli testlerden başarı ile geçmiştir.

Ana sistemde bulunan MPL3115a2 sensörü sayesinde yükseklik değerini anlık olarak alınacak ve başlangıç durumunda elde edilen referans yükseklikten çıkarılarak yerden yükseklik elde edilecek. Roket içerisinde son 3 yükseklik verisi sürekli tutulacak ve birbiriyle karşılaştırıp inişe geçip geçmeye durumu gözlenecek. Roket_inis isimli bir değişken ile roketin inişe geçme koşulu sağlanırsa elde edilen yükseklik verisine göre faydalı yükü bırakma durumu ve devamında 2. paraşüt açılma koşulları yerine getirilecek.

Yedek bilgisayar, iki sistem arasına konulmuş transistörü ana sistem tarafından tetiklemesi ile yedek sistemin aktif olması sağlanacaktır. Bu sisteme aktif tetikleme ise mpu6050 ivme ve eğim sensöründen alınacak sonuçlara göre yapılacak ve 2. paraşütün açılması basınç sensöründen başlangıçtaki basınç referansıyla o anki basınç değeri arasındaki farka göre yapılacaktır.(7000 pascal 600 metrede basınç farkı)

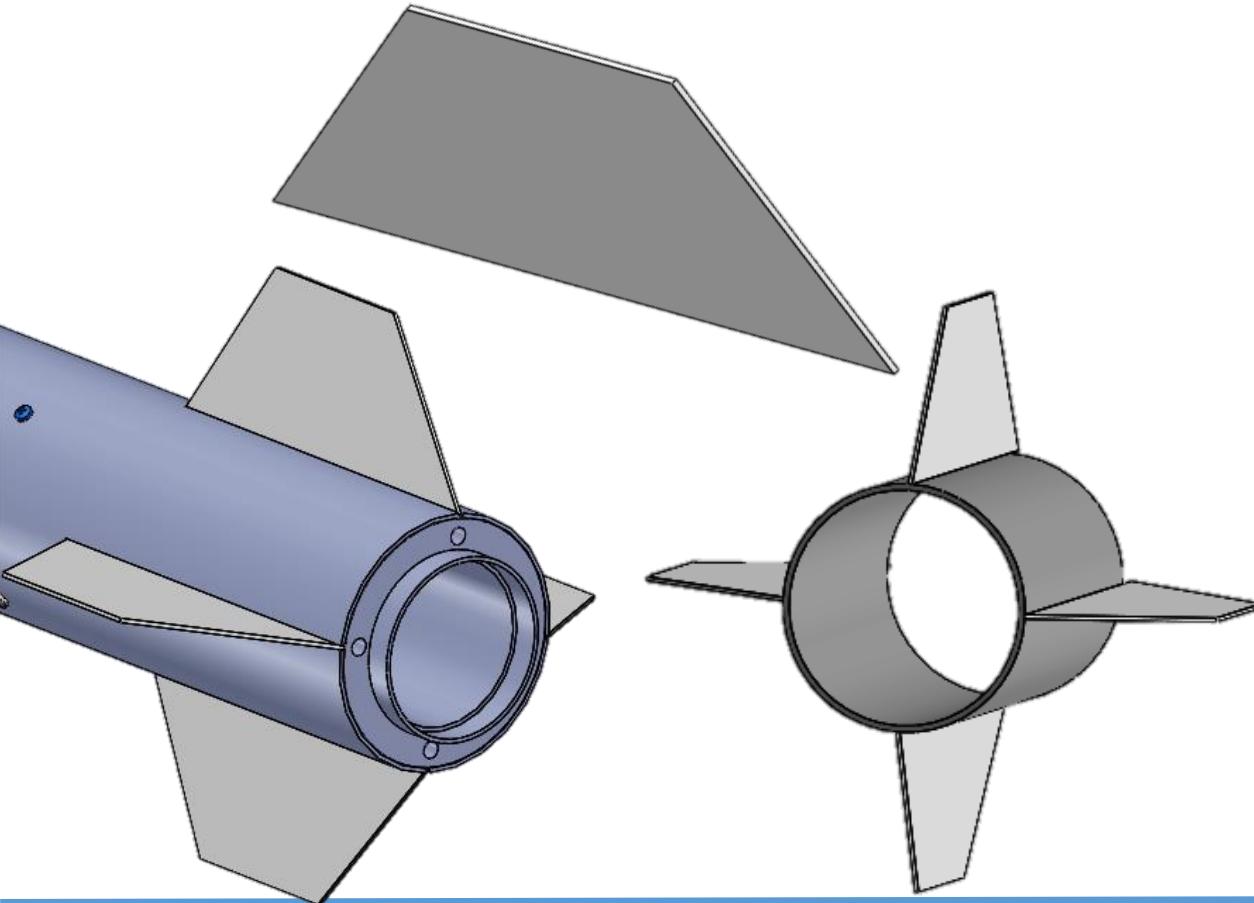
Aviyonik Sistem – Detay

Aviyonik Sistem Gövde Montajı:

<https://youtu.be/jN4At0903rE>

Kanatçıklar Mekanik Görünüm

Kanatçıkların 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Üretilmiş Kanatçıkların Görüntüsü



Kanatçıklar – Detay

Kanatların üretimi için;

- 3d printer ile PLA malzemeden üretilmesi,
 - Alüminyum sacdan kesilerek üretilmesi,
 - Çelik sacdan kesilerek üretilmesi
- gibi 3 alternatif üretim yöntemi değerlendirildi.

Roketin uçuş boyunca kararlılığını koruması ve yarışma isteri olan 1,5 – 3 statik marjin aralığı göz önünde bulundurularak roketin ağırlık merkezinin kuyruk kısmına yaklaştırılması hedeflendi. Bu doğrultuda aynı geometride daha ağır olan **çelikten yapılmıştır**.

Çelik sacdan cnc kesim ile üretilmiştir.

- Uzunluk (alt) : 20 cm
- Uzunluk (üst) : 8.36 cm
- Kalınlık : 2 mm

Kanatçık Montaj Stratejisi

Kanatçıklar hem gövdeye hem de kanatçık bileziğine açılan 2 mm genişlik, 20 cm boyunda kanallar yardımıyla gövdeye sıkı geçme yapılarak ve ardından da kanal boyunca kaynaklanarak sabitlenecektir.

*Gövdeye kanal açılması tamamlanmıştır ancak kanatçık bileziğine kanal açılma işlemi AHR'den sonra yapılacaktır.

Kanatçık üretimleri tamamlanmıştır.

Kanat profili bakımından ;

- Keskin köşeli(square),
 - Yuvarlatılmış (rounded)
 - Airfoil kanat profili
- seçenekleri üzerinden değerlendirmeler yapıldı. Burada uçuş esnasında en etkili katkıyı airfoil kanat profili göstermiştir. Fakat analizlere devam edildiğinde yuvarlatılmış kanat profilinin de mevcut uçuş süresince airfoil kanat profiline yakın sonuçlar verdiği gözlemlenmiştir. Yuvarlatılmış kanat üretiminin airfoil kanat profili üretiminden daha kolay ve daha az maliyetle gerçekleştirileceğinden dolayı yuvarlatılmış (rounded) kanat profili uygun görülmüştür.

Roket Genel Montajı



Paraşütlerin İç Silindire Montajlanması

Roket Genel Montajı



Kanatlıkların Gövdede Açılan Kanallara Geçirilip, Sabitlenmesi

Roket Genel Montajı



Motor İskeletinin Oluşturulması ve Motor Kundağının Yerleştirilmesi

Roket Genel Montajı



Tabla (bulkhead)



Motor yatağı (engine block)



Merkezleme diski (centering ring)

Kullanılacak olan tabla, merkezleme diskleri ve motor yatağı KTR'de belirtildiği şekilde üretilmiştir. Bu parçalar üzerinde vida deliklerinin açılması, o-ring kanallarının açılması işlemleri yapılacaktır. Bu işlemler için 9 Ağustos son gün olarak planlanmıştır.

Motor İskeletinin Oluşturulması ve Motor Kundağının Yerleştirilmesi

Roket Genel Montajı

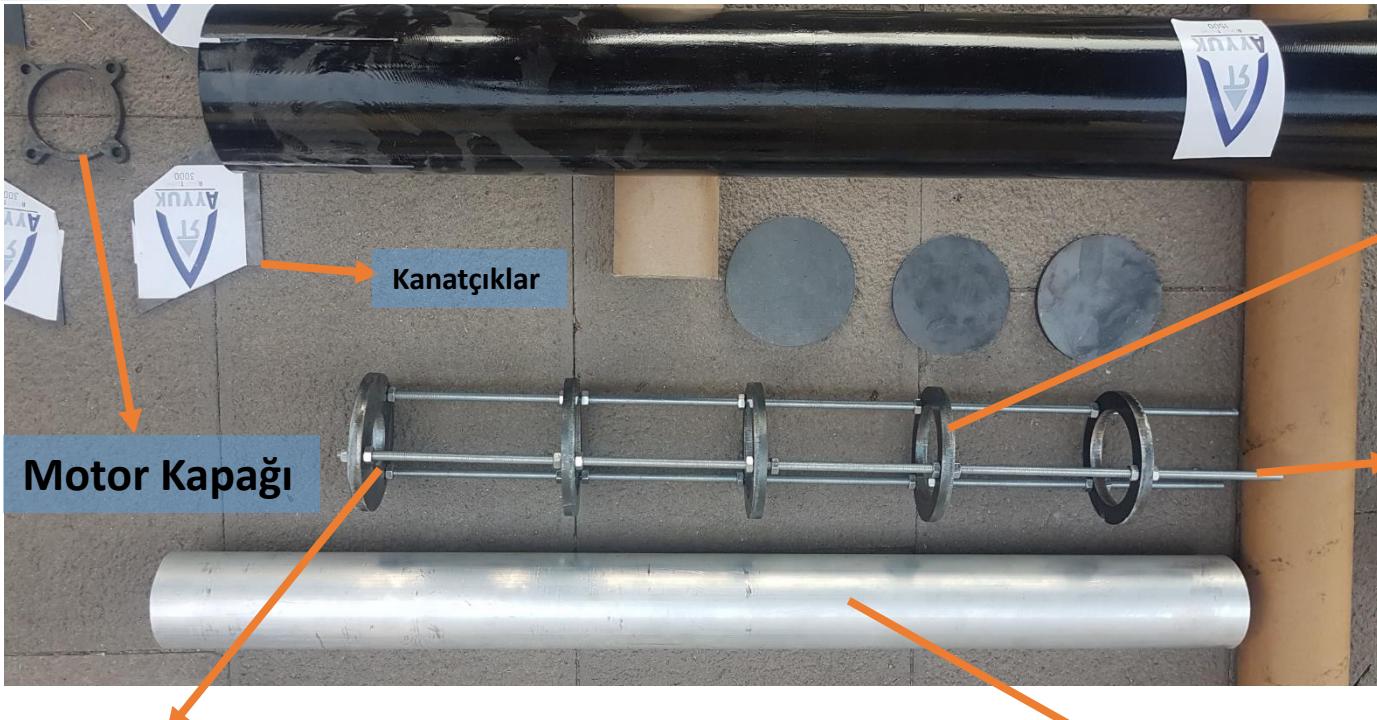


Roket Montaj Öncesi-Parçaların Tanıtım Videosu : <https://youtu.be/rXEXiFWsQbo>

Roket Genel Montaj Videosu

: <https://youtu.be/mSwpAbsvteQ>

Roket Motoru Montajı



Merkezleme Halkaları (4 adet)

Motor kundağının etrafında mukavemeti yüksek bir yapı sağlamak ve motor kundağını sabitlemek amacıyla üretilen motor kundağı iskeleti

Motorun içine yerleştirileceği motor kundağı

Motor İskeleti ve Motor Kundağının Montajı : <https://youtu.be/Nk3fPD8Q-v8>

Roket Motorunun Montaj Stratejisi : <https://youtu.be/hbssHIXOLKY>



Atış Hazırlık Videosu



Roket Genel Montaj Videosu : <https://youtu.be/mSwpAbsvteQ>

Genel montaj sonrası aviyonik aktivasyon süreci

<https://youtu.be/MhTaUPAheHA>

Testler

Ana Bilgisayar Test Yöntemleri

- 1-)** Ana bilgisayarın güç devresi zemin katta aktif edilecek ve ilk deniz seviyesinden yükseklik verisi hafızada tutulacaktır.
- 2-)** Ana bilgisayar devresi ile üst katlara doğru hareket edilecektir ve sistem üzerinde aktif olarak yükseklik verisi alınacak ve referans başlangıç yüksekliğinden çıkarılacaktır.
- 3-)** Hesaplanan yükseklik farkı 5 metreye ulaştığı zaman algoritmada bulunan yükseklik sorusu 'True' olacaktır. Ama bu veri servo tetikleme için tek başına yeterli olmayacağından emin olunmalıdır.
- 4-)** Alınan yükseklik verisi bir önceki yükseklik verisinden düşük olursa bu roketin inişe başladığı anlamına gelecek ve iniş sorusu 'True' olacaktır ve ilk servo tetiklemesi gerçekleştirilecektir.
- 5-)** İlk tetiklemeden sonra yükseklik farkı 2.5 metreye ulaşınca ikinci servo tetiklemesi gerçekleştirilecektir.

Yedek Bilgisayar Test Yöntemleri

- 1-)** Yedek sistem başta aktif olmayıp ana sistemdeki herhangi bir sıkıntı çıkması durumunda aktif olacağı için referans basınç değeri hafızaya bizler tarafından girilecektir.
- 2-)** İlk tetikleme için eğim sensörü kullanılacağı için sistem breadboardu ters doğrultuda çevrilecek ve ilk tetikleme test edilmiştir.
- 3-)** İlk tetikleme meydana gelince ikinci aşama için basınç farkı kullanılacaktır. Bu test yöntemi elektrikli süpürge ile gerçekleştirileceği için süpürgenin oluşturacağı basınçla göre referans alınacaktır.
- 4-)** Gerekli basınç farkı oluşturulunca ikinci servonun tetiklemesinin yapılip yapılmadığı test edilmiştir.

Testler

Sistem Sensör Testleri

- Her sensör ayrı ayrı olmak üzere test edildi.
- **Testin bu kısmında incelenen olgu;** sensörden değer alabilmek ve gelen değerlerin doğruluğudur.
- **Test sonucunda değer alınamaması** veya sensörden gelen değerler gerçek değerlerle uyuşmaz ise test başarısız sayılıacaktı ancak testi gerçekleştirildi ve yapılan karşılaştırmalar doğrultusunda herhangi bir problemle karşılaşılmadı.
- Sistem sensör testinin bu bölümü başarıyla sonuçlandı.

Sistem Sensör Testleri

- Tüm sensörler bir bütün halinde test edildi.
- **Bu kısmda incelen olgu;** sensörler bir bütün halinde çalışırken ayrı ayrı alınan verileri bir bütün olarak doğru alınıp alınamayacağıdır..
- Testin bu kısmında ise ayrı ayrı doğru değer alınan sensörlerden bir breadboard üzerinde bir bütün olarak değerler almaya çalışıldı ve değerler gerçek değerlerle aynı sonuçları verdi.
- Sistem sensör testinin bu bölümü başarı ile tamamlandı ve sistem sensör testi başarı ile sonuçlandırıldı.

- *Sistem sensör testleri, hem ana hem de yedek aviyonik olmak üzere iki sistemde de gerçekleştirildi.

Testler

Sistemler Arası Geçiş Testi

- Sistem geçisi testi, KTR'de belirtildiği gibi transistor tetiklemesi ile yapılmıştır.
- **Bu testte incelenen olgu;** ana sistemimiz sensörlerden veri alamadığı ve ya verileri hatalı aldığı gibi durumlarda transistor tetiklemesi ile yedek sisteme doğru bir şekilde geçiş yapılabiliyor mu yapılamıyor mu?
- Eğer sistem geçisi sağlanmasaydı farklı senaryolar üzerinde durulacaktı fakat herhangi bir sorun ile karşılaşılmadı.
- Test başarı ile gerçekleştirildi.

Vakumlu Ortamda Sistem Testi

- **Bu testte incelenen olgu;** elektrikli süpürge ile ortam basıncını değiştirerek sistemin verimliliğinin bu basınç değişimine karşı değişip değişmediğidir.
- **Sistem aynı şekilde çalışmasına devam ettiği takdirde başarılı sayılacaktır.**
- Sistemin basınç değişiminde de verimli bir şekilde çalışmıştır.

Testler

Sistem Tetikleme Testi

- **Bu testte incelenen olgu;** sistemin 3000 metrede roket açılması ve ilk paraşütün açılması ve düşüş sırasında son 600 metrede ikinci paraşütün açılması için sistem tetiklemesini sorunsuz gerçekleştirmektir.
- Referans yükseklik değerine göre sistem tetiklemesi gerçekleştiği takdirde başarılı sayılacaktır ve ev ortamında yapılan test sırasında sistem tetiklemeyi başarılı bir şekilde gerçekleştirdi.
- Eğer tetiklemeler gerçekleşmeseydi algoritma ve sensörler üzerinde çalışılacaktı..
- Test başarı ile sonuçlandı.

Güç Yönetimi Testi

- **Bu testte incelenen olgu;** seçilen pillerin sistemi çalıştırıp uçuş boyunca yeterli gücü sağlaması.
- Pillerin sağladığı güç değerleri sistemin uçuş boyunca çektiği gücü sağlayabilirse başarılı sayılacaktır.
- Eğer pillerin gerekli gücü veremeseydi pil değişimi yapılacaktı ancak yapılan test sonucunda herhangi bir problemle karşılaşılmadı.
- Test başarı ile sonuçlandı.

- Her iki test, hem ana hem de yedek aviyonik olmak üzere iki sistemde de gerçekleştirildi.

Testler

Yakın Mesafe Haberleşme Testi

- Haberleşme testi için telemetri modülleri programlandı.
- **Bu teste ki incelenen olgu**, sistemin aldığı değerleri sağlıklı bir şekilde istenen sürede verilerin ana yer bilgisayaramıza sistem tarafından gönderilmesi
- .
- Test gerçekleştirirken veriler alınamasayı veya yavaş bir hızla alınsayı **test başarısız sayılacaktı** ancak sağlıklı bir şekilde veriler yer istasyonuna gönderildi.

Uzak Mesafe Haberleşme Testi

- Haberleşme testi için telemetri modülleri programlanacaktır.
- **Bu teste incelenen olgu**, sistemin uzak bir mesafede aldığı değerleri, sağlıklı bir şekilde, istenen sürede, verileri ana yer bilgisayarına göndermesidir.
- Testten beklenen sonuç yakın mesafe testinde olduğu gibi başarılı sonuçlar almak.

- Haberleşme testi, hem ana hem de yedek aviyonik olmak üzere iki sistemde de gerçekleştiridi ve iki sistemin uzak mesafe testi de aynı süreçte yapılmıştır.

Testler

Test Yöntemleri	Test Yöntemi ve Düzeneği	Elde Edilen Sonuçlar
Ana Sistem Yazılım-Algoritma Testi	<ul style="list-style-type: none"> Ana bilgisayarın güç devresi zemin katta aktif edilecek ve ilk deniz seviyesinden yükseklik verisi hafızada tutulacaktır. Ana bilgisayar devresi ile üst katlara doğru hareket edilecektir ve sistem üzerinde aktif olarak yükseklik verisi alınacak ve referans başlangıç yüksekliğinden çıkarılacaktır. Hesaplanan yükseklik farkı 5 metreye ulaştığı zaman algoritmada bulunan yükseklik sorgusu 'True' olacaktır. Ama bu veri servo tetikleme için tek başına yeterli olmayacağından. Alınan yükseklik verisi bir önceki yükseklik verisinden düşük olursa bu roketin inişe başladığı anlamına gelecek ve iniş sorgusu 'True' olacaktır ve ilk servo tetiklemesi gerçekleştirilecektir. İlk tetiklemeden sonra yükseklik farkı 2.5 metreye ulaşınca ikinci servo tetiklemesi gerçekleştirilecektir. 	Başarılı bir şekilde sonuçlandı.
Yedek Sistem Yazılım-Algoritma Testi	<p>1-) Başlangıç aşamasında o anki basınç değeri hesaplanacak ve hafızada tutulacaktır.</p> <p>2-) İlk tetikleme için basınç ve ivme sensörü kullanılacaktır. İki aşamalı bir tetikleme sorgusu gerçekleştirilecektir. Basınç farkı 25 hP üzerinde olunca ilk sorgu gerçekleşecek ve ikinci sorgu için ivme değişkeni gözlemlenecek ve 0'a ulaşınca birincie servo tetiklenecektir. Basınç farkı oluşturmak için elektrikli süpürge kullanıldı.</p> <p>3-) İkinci aşamada ise başlangıçta alınan referans basınç ile anlık ölçülen basınç değeri birbirinden çıkarılacak ve bu değer 10 hP altına inince ikinci servo tetiklenecektir. Bu değer, roketin 600 metre olduğunu belirten değerdir.</p>	Başarılı bir şekilde sonuçlandı.

Testler

Test Yöntemleri	Test Yöntemi ve Düzeneği	Elde Edilen Sonuçlar
Devre Kart Testi	<ul style="list-style-type: none"> Tasarlanan devre kartı üzerine ana ve yedek sistem ekipmanları ayrı ayrı yerleştirilecek ve bilgisayar bağlantısı sağlanarak ölçüm sonuçları gözlemlenecek. 	Başarılı bir şekilde sonuçlandı.
Batarya Testi	<ul style="list-style-type: none"> Aviyonik donanımın en önemli elemanı şüphesiz ki sistemi besleyen bataryalardır. Araştırmalar sonucunda en ideal bataryanın Lityum iyon piller olduğu kanısına varıldı. Seçilecek batarya sistem komponentlerinin çekeceği akıma göre belirlenecek. Ama sistem içinde bulunan servoların ve diğer sensörlerin anlık akım çekiminin yükseldiği durumlar bulunabilir. Aynı zamanda roketin iniş sonrası da kurtarma işlemleri için aktif halde kalması göz önünde bulundurulması gereken bir diğer etken. Bu sebeple batarya testi için uygun görülen test yöntemi, her bir sensörün datasheetinde bulunan çekebileceği maksimum akıma ve kurtarma işlemlerinin süreceği maksimum süreye göre bir hesaplama yapmaktadır. 	Başarılı bir şekilde sonuçlandı.
Sistem Geçiş Testi	<ul style="list-style-type: none"> Ana sistemde tetikleme için kullanılan donanımda sıkıntı çıkması halinde servo motor tetiklemesi gerçekleşmeyecektir. Bunun için ise ana sistemden yedek sisteme bir geçiş sistemi kurulması planlandı. Bu planlamaya göre transistor ile ana sistemden yedek sistem anahtarlaması yapıldı. Test yöntemi; Ana sistemde bulunan MPL3115A2 sensörünün iletişim bağlantıları kurulan kart üzerinden koparılacak ve yedek sisteme geçiş test edilecek. 	Başarılı bir şekilde sonuçlandı.

Testler

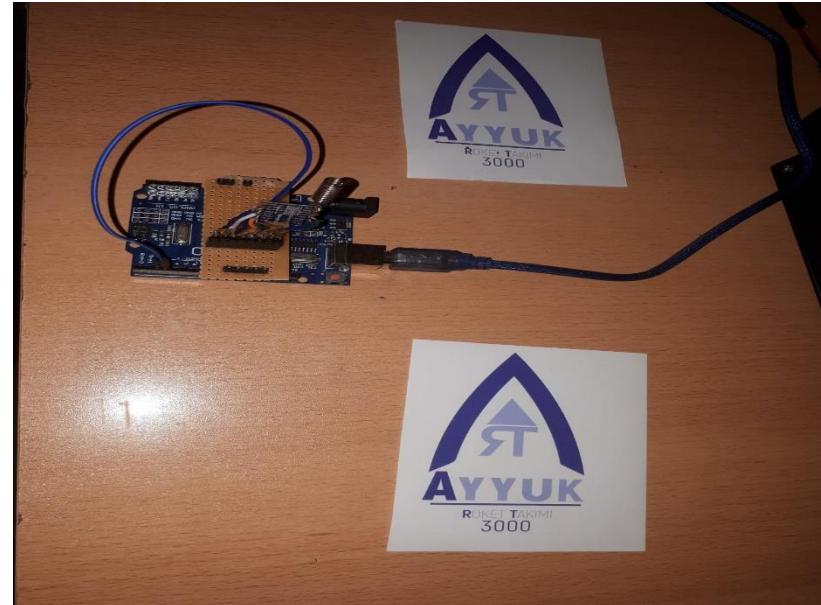
Test Yöntemleri	Test Yöntemi ve Düzeneği	Elde Edilen Sonuçlar
Yakın Mesafe Haberleşme Testi	<ul style="list-style-type: none"> Devre kartı üzerine bütün ekipmanlar yerleştirildikten sonra alıcı istasyonlar kurulacak ve yakın mesafede modüller bağlantısı test edilecektir. Hem ana sistem Xbee sensörü hem de yedek sistem Lora sensörü teste tabii tutulacaktır. 	Başarılı bir şekilde sonuçlandı.
Uzak Mesafe Haberleşme Testi	<p>Xbee sensörlerinin gerekli konfigürasyonu yapılip yakın mesafede sensörlerinin eşleşip veri iletimi yapımından sonra 2. haberleşme testimiz uzak mesafede haberleşme kısmı. Bu işlem için aşamalar şu şekilde planlanmaktadır;</p> <ul style="list-style-type: none"> Ana sistem ve yedek sistem verici devresi, bütün sensörlerin kart üzerine kurulmasıyla aktif edilecek. Sistemin beslemesi planladığımız bataryalar ile hiçbir bilgisayar bağlantısı olmadan gerçekleştirilecektir. Ana sistemimiz uygun bir ortam bulunup(mümkünse bina yapıları olmayan açık arazi) uygun konuma yerleştirilecektir. EKİBİMİZİN iki üyesi, ana sistemi yerleştirdikten sonra araba ile yolculuğa başlayıp sensörlerin kaç metre mesafede haberleşmesinin kesildiğini, bu mesafenin bizim için yeterli olup olmadığını test edecek. 	Başarılı bir şekilde sonuçlandı.

Testler

Aviyonik Sistem Gövde Montaj Testi



Lora Alıcı Devre



Ana sistem ve yedek sistem alıcı devrelerinin test videoları haberleşme kısmında bulunuyor.

Faydalı yük kart tasarımı önceki sayfalarda verilmiş olup kullanılan XBee ve GPS sensörleri, uçuş bilgisayarımızdaki sensörlerin aynı olması sebebiyle ayriyetten test edilmemiştir. Önümüzdeki süreçte onların testi gerçekleştirilecek olup avyonik anlamında başka eksik bulunmamaktadır.

Testler

Kompozit Gövde Çekme Testi

Prototip gövde için üretilen 25cm x 40 cm boyutlarında, 2 mm kalınlığında karbonfiber ve fiberglass düz plaka numuneler kullanılarak, takviyeli termoset plastiklerin çekme özellikleri için standart test yöntemi **ASTM D5083-17** standardına göre çekme numuneleri hazırlanmıştır. Numunelerin ortasından kesim yapılarak çıkarılan parça testte kullanılacaktır.

- Kompozit gövde tasarılanırken maliyet, ham malzeme özellikleri, çevre koşullarının parça etkisi, imalat yöntemi, kalite kontrol metotları gibi bir dizi faktör birlikte değerlendirildi. Tasarımda en büyük zorluklardan birisi kompozit malzemelerin izotropik özellikler göstermemesidir. Bu yüzden, parça her yönden ne kadar yük geleceğini ve parçanın hangi noktasında ne kadar mukavemete ihtiyaç olduğunu belirlemek için malzemeye **hem çekme hem de çarpması (çentik darbe) testleri uygulanacaktır.**
- Yapılacak olan testte kompozit malzemenin çekme deneyi yardımcı ile elastisite modülü, poisson oranı ve kayma modülünün tespitinin yapılması amaçlanmaktadır.
- Karbon fiberin gövde ve burun konisi malzemesi olarak seçilmesinin nedenlerinden birisi olarak; ağırlık için **karbon fiber, alüminyum ve çelikten 2 ila 5 kat daha fazla sertlik** (kullanılan fibere bağlı olarak) sunar. Tek yönlü karbon fiberden yapılmış, sadece bir düzlem boyunca gerilecek spesifik bileşenler söz konusu olduğunda, sertliği **çelik veya alüminiyumdan** (aynı ağırlıktan) **5 kat daha fazla** olacaktır.

Çelik Kanat Malzemesi Çekme Testi

- Kanatçık malzemesi olarak çelik seçilmiştir. Laboratuvar ve bilgisayar ortamında yapılacak olan çekme deneyi ile çelik malzemenin akma dayanımı, kırılma noktası ve esneklik aralığının belirlenmesi amaçlanmıştır.
- Yapılacak olan testte; silindirik bir çelik numunesi çekme yapılan makineye dik olarak yerleştirilir ve makine tarafından uç kısımlarından tutularak çekilir. Bilgisayar yardımıyla çeliğe uygulanan kuvvet yavaş yavaş arttırılır ve bu artış çelik kopuncaya kadar devam eder. Çeliğin kopduğu yerde makine durur ve uygulanan kuvvetlere göre grafikler ortaya çıkarır. Genel olarak çeliklerin gerilme-deformasyon grafikleri hemen hemen aynıdır. Bu grafiklere bakarak, çeliğin hangi noktada nasıl davranışının belirlenmesi sağlanacaktır;
- **Orantı sınırı**, oluşan grafiğin doğrusal olduğu bölgedeki eğimdir. Yani gerilme/birim uzama miktarı olarak da tanımlayabiliriz. Orantı sınırı, aynı zamanda elastiklik modülüdür (E).
- **Elastik sınır**, çeliğe uyguladığımız kuvvetin ortadan kaldırıldığı durumda elastik şekil değiştirmenin gözlemlendiği en yüksek gerilme değeridir.
- **Çekme dayanımı** ise çeliğin kopma veya kırılma gösterinceye kadar dayanabileceği en yüksek gerilmedir. Grafiğimizdeki en yüksek gerilme değeri çekme dayanımını gösterir ve çeliğe uygulanan en yüksek kuvvetin çeliğin baştaki alanına bölünmesiyle elde edilir.

Testler

PARAŞÜT AÇILMA TESTİ

- Roketin ve faydalı yükün sağlam bir şekilde yere inebilmesini sağlamak amacıyla yapacağımız testlerde paraşütün doğru zamanlama ile açılması, paraşüt malzemesinin ve yüzeyinin taşıyacağı yükle uygunluğu, paraşütün açıldıktan sonraki bölümde taşıdığı yükü dengede tutma becerisi, paraşüt ipinin üzerine gelecek kuvvetlerden dolayı oluşacak çekme kuvvette uygunluğu incelenmiştir.
- Sistemde bulunacak olan paraşütler hem yüksek konumdan atma testine hem de hesaplamalar doğrultusunda bir taşit yardımı ile paraşütün ulaşacağı maksimum hız değerinde gerekli süre çerçevesinde dayanımı test edilmiştir. Sürüklenme ve faydalı yük paraşütleri de aynı testlerden geçirilmiştir.

Test Bölgesi



Test için temsili resim



Test Sonuçları

- Ayrımadan sonra hem faydalı yük bölümünün hem de roketin ayrıldıktan sonra sağlam bir şekilde yere inmesini sağlamaktır. Bu bağlamda bu şartı yerine getirebilmek için ağırlık hesaplamaları yapılmıştır. Oluşabilecek en kötü durum göz önüne alınarak rüzgar sebebi ile oluşacak kuvvet hesapları da yapılmıştır. Hesaplamalar ile birlikte sistemin gerekli olan süre boyunca herhangi bir deformasyon meydana gelmeden test başarılı bir şekilde tamamlanmıştır. Ana paraşüte bağlanan roket veya roketin ağırlığına eş değerde bir parçanın 12 metre yükseklikten aşağı doğru bırakılması ile ilk test yapılmıştır. Yapılan bu testte paraşütün 2 saniye gibi bir sürede açılarak roketi yavaş bir şekilde yere indirmesiyle bu test değerlendirilecektir. Testten elde edilen sonucun olumsuz olması halinde;

- Paraşüt kumaşı kontrol edilir. Eğer kumaştan kaynaklanan bir sorun ise kumaş malzemesi değiştirilerek yeni bir paraşüt dikilir. En kısa sürede yeni kumaş sisteme entegre edilerek test tekrarlanır.
- Sorun paraşüt ipinden kaynaklı bir sorun ise ipin düğümü kontrol edilir ve daha sağlam bir düğüm atılarak test tekrar edilir. Eğer paraşüt ipi kopmuşsa daha sağlam bir ip alınarak test tekrar edilir.

İhtimaller Dahilinde Ulaşılacak Tedarikçiler;

- Rb Karesi Tekstil A.Ş. (Kumlukalanı, Samanlı Cd. No:55, 16580 Gürsu/Bursa)
- Konyalılar Tekstil(Etuval Home) (Ahmet Vefik Paşa, Bahtiyar Sk. No:11, 16450 Kestel/Bursa)
- Karagöz Tekstil (Duaçınarı Mh. Vişne Cd. No:198, 16260 Yıldırım/Bursa)

Testler

Paraşüt ve İp için Çekme Testi

Paraşütün taşıdığı yükleri düşük bir ivme değeri ile yere indirmesi beklenmektedir. Bu esnada paraşüt üzerine çok fazla kuvvet uygulanacaktır. Bu kuvvetlerden **dolayı paraşüt yüzeyinde, paraşüt ipinde, paraşüt bağlantı noktalarında** paraşüt ekipmanlarını zorlayacak bir çekme kuvveti meydana gelecektir. Paraşüt ekipmanlarında meydana gelen bu çekme kuvvetinde dolayı her bir ekipman için ayrı ayrı çekme testi yapılacak olup roketin ve faydalı yükün güvenli bir şekilde iniş yapması sağlanacaktır.



KULLANILAN ÇEKME TESTİ CİHAZI



KULLANILAN PARAŞÜT KUMAŞI İÇİN NUMUNE



KULLANILAN PARAŞÜT İPI İÇİN ÖRNEK

Eşdeğer Ağırlık ile Yüksek Mesafeden Süzülme Testi:

Paraşüte bağlanan roket ağırlığındaki bir cismin orta derece yükseklikteki bir konumdan serbest bırakılarak paraşütün açılıp açılmayacağı testini içeren deneyin Gazi Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Dekanlığından alınacak izinler doğrultusunda **yerleşke içerisinde** yapılmıştır. Söz konusu deneyde;

- Paraşüt ve ilgili ağırlığın tedarik sorumlusu: Hakan Çetin
- Aksiyon sorumlusu: Fatih Şenayyla
- Kayıt ve ölçüm sorumlusu: Hakan Çetin olarak belirlenmiştir.

Test sonuçları video ile verilmiştir.



Testler



Ana Sistem Aviyonik Testi

<https://youtu.be/braiKwPmplM>

Yedek Sistem Aviyonik Testi

<https://youtu.be/58I9mzzLg1Q>

Ana Sistem Haberleşme Testi

https://youtu.be/6n_mKC-JYQ

Algoritma Kod Testi

<https://youtu.be/Dz0jngznkXw>

Donanım Testi

<https://youtu.be/rqRKdCvPgDo>

Yapısal / Mekanik Mukavemet Testleri

<https://youtu.be/HovQXPF-L1M>

Paraşüt Ayrılma Testi

<https://youtu.be/phHwj1kUNNc>

Telekomünikasyon / Haberleşme Testi

<https://youtu.be/88Df2DMh9CQ>

Yarışma Alanı Planlaması

Fırlatmadan kurtarılamaya
kadar olan süreçte görev
dağılımı

1-Roketin Rampaya
Taşınması

FURKAN ŞAHİN
FATİH ŞENYAYLA
HAKAN ÇETİN

2-Motorun Yüklenmesi

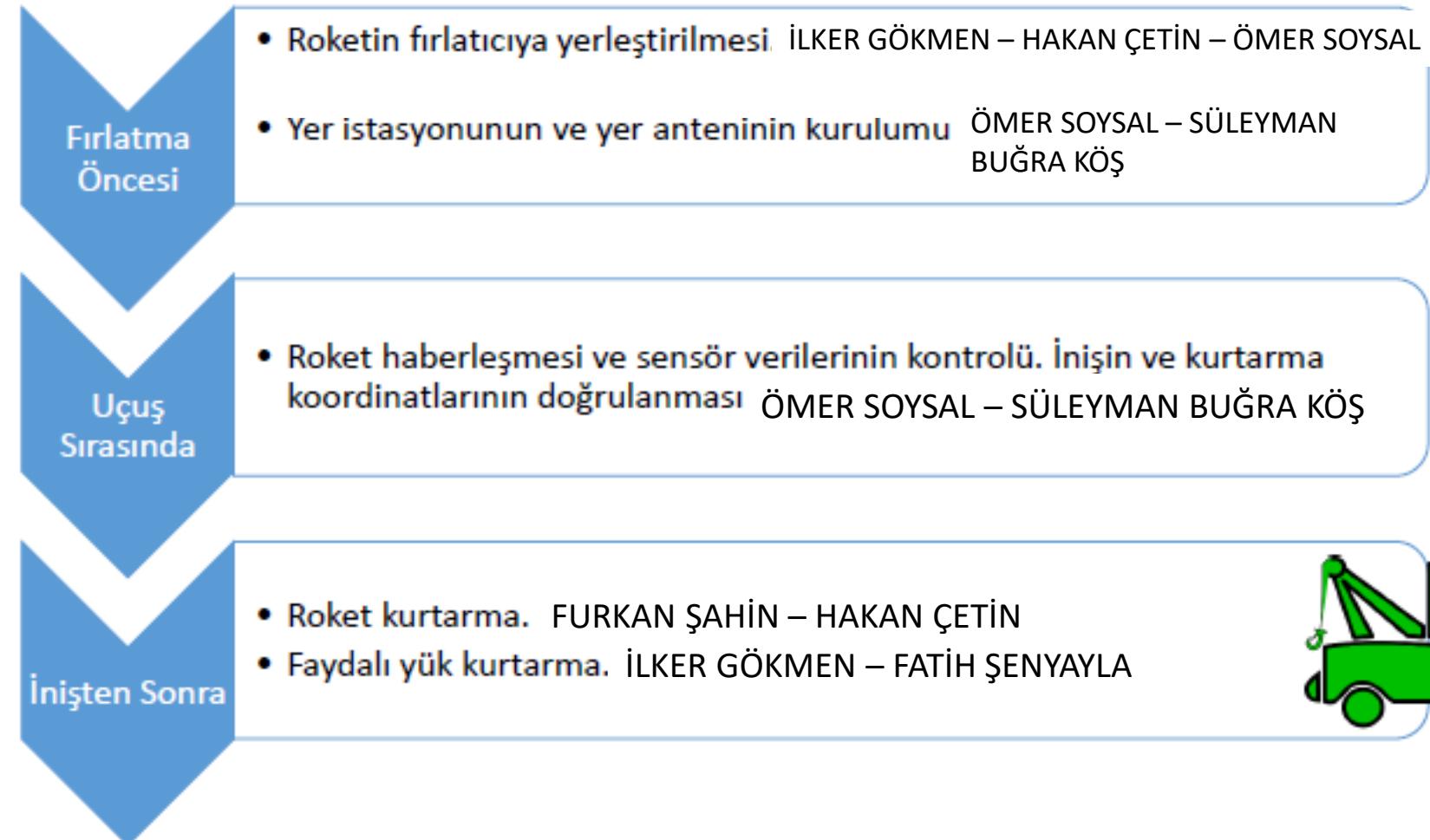
İLKER GÖKMEN
HAKAN ÇETİN
ÖMER SOYSAL

3-Elektronik Donanım
Çalıştırma ve Ateşleme

ÖMER SOYSAL
SÜLEYMAN BUĞRA KÖŞ

4-Kurtarma

TÜM TAKIM ÜYELERİ



Yarışma Alanı Planlaması

Fırlatmadan kurtarılamaya
kadar olan süreçte görev
dağılımı

1-Roketin Rampaya
Taşınması

FURCAN ŞAHİN
FATİH ŞENYAYLA
HAKAN ÇETİN

2-Motorun Yüklenmesi

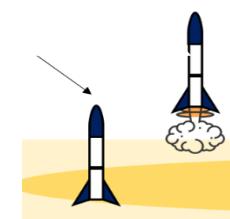
İLKER GÖKMEN
HAKAN ÇETİN
ÖMER SOYSAL

3-Elektronik Donanım
Çalıştırma ve Ateşleme

ÖMER SOYSAL
SÜLEYMAN BUĞRA KÖŞ

4-Kurtarma

TÜM TAKIM ÜYELERİ



Uçuş evreleri ve Süreleri

LAUNCH (0 s)

IGNITION (0 s)

LIFT OFF (0.06 s)

LAUNCH ROD (0.44 s)

BURN OUT (3.5455 s)

APOGEE (24.384 s)

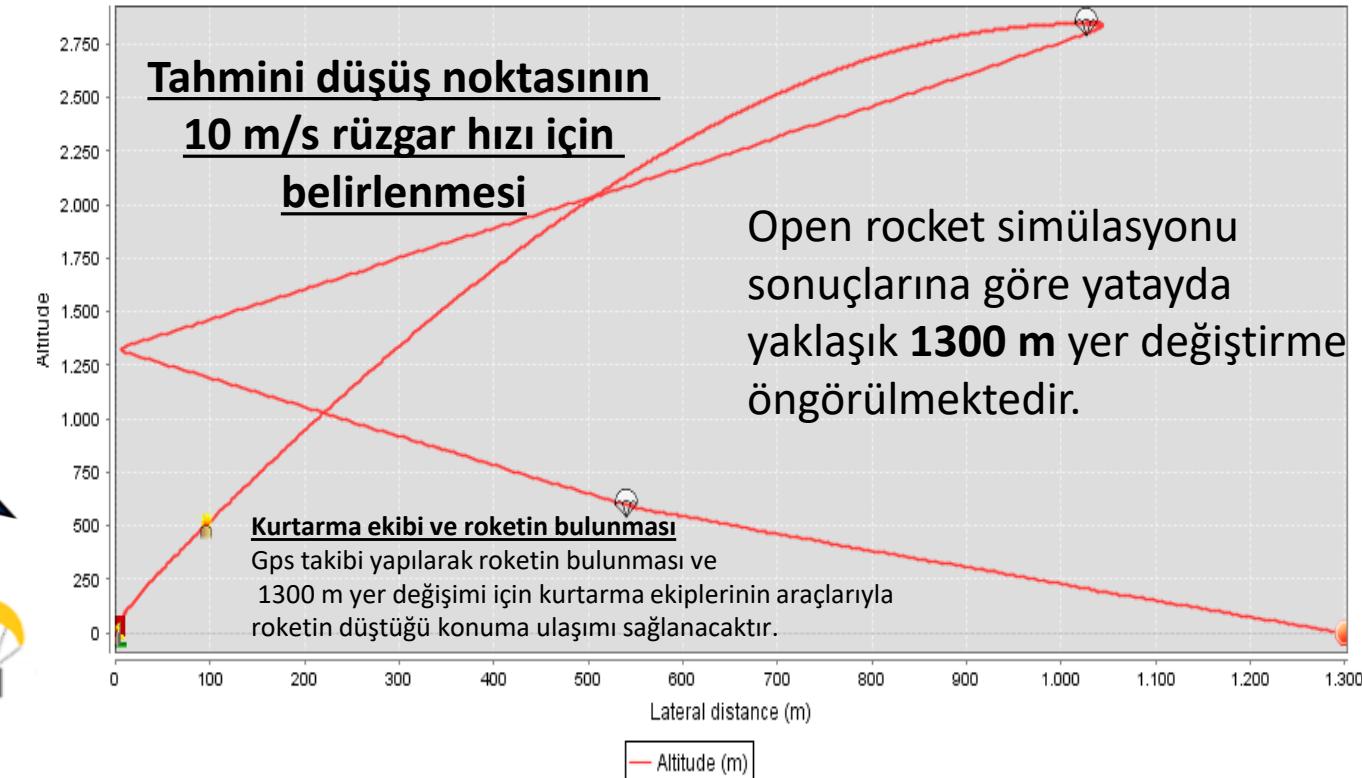
AFTER RECOVERY DEVICE
DEPLOYMENT (DEPLOY AT
24.392 s)

AFTER RECOVERY DEVICE
DEPLOYMENT (DEPLOY AT
1867.69 s)

LANDING ON THE GROUND
(262.91 s)



Tahmini düşüş noktasının
10 m/s rüzgar hızı için
belirlenmesi



*Anlık alınan veriler

.csv formatında
yer istasyonu diskinde tutulacaktır.

Telemetri
Paketleri

Çözümleme

*Fırlatma Sonrası Süreç ve Kurtarma

- Roket ve yük konumunun tespiti ve bulunması
- Hakemleri bekleme ve parçaların kontrolü

CSV
Kaydetme*

Grafikleri
Çiz

Yarışma Alanı Planlaması

Aviyonik Sistemde Oluşabilecek Riskler ve Alınan Önlemler

Oluşabilecek Riskler	Alınan Önlemler
Atış alanında sensörlerin zarar görmesi	Her iki bilgisayarın yedeklerini hazır ve kurulu halde atış alanına getirilmesi
Atış anında, ayrılma sırasında ve ya iniş sırasında ana bilgisayarın zarar görmesi	Algoritmanın direk yedek sistemi aktive edecek şekilde tasarılanması
Aşırı güç ihtiyacında işlemcinin yeniden başlaması	Uçuş yazılımı kaldığı fazı EEPROM'a kaydedecek ve yeniden başlatma durumunda EEPROM'dan ilgili faz çekilerek yazılım kaldığı yerden başlatılması
Atış anında, ayrılma sırasında ve ya iniş sırasında pil ve ya bağlantıların zarar görmesi	Güç sistemlerinin ve kullanılan kabloları kelepçe ile sabitlenmesi
Yer istasyonu ile haberleşme kesilmesi/ Anten hasarı	Kart üzerinde bulunan SD Kart içeresine bütün aşamalar ve alınan ölçüm sonuçları yazdırılacak . Paraşütler gözle ayırt edilebilecek şekilde seçilecek.