



TEKNOFEST 2018 ROKET YARIŞMASI Öncül Tasarım Raporu (ÖTR) Sunuşu



SİTARE

Elektronik Ekibi

Mustafa Asım KURAL: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Roketin kurtarılmasında kullanılacak algoritmanın oluşturulmasında görevlidir.

Yusuf GÜNDOĞDU: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Elektronik sistemlerin rokete entegrasyonu ve sensörlerin kullanılmasında görevlidir.

Ömer ALGÜZEY: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Uçuş bilgisayarından alınan verilerin analizi ve depolanmasında görevlidir.

Veysel KANTARCILAR: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Devre şemasının oluşturulması ve lehimlemesinde görevlidir.

Yalçın KARPUZCU: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Takımın iletişim koordinatörlüğünü yapmakta ve malzeme araştırmasında görevlidir.

Mekanik Ekibi

Hüseyin TEKİRDAĞ: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Burun konisinin imalatı ve optimizasyonunda görevlidir.

İbrahim ASAR: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Roketin kurtarma sistemlerinin mekanik tasarımının yapılmasında ve üretim metotlarında görevlidir.

Erhan OK: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 2.sınıf öğrencisidir.. Roket için imal yöntemlerinin araştırılmasında ve uygulanmasında görevlidir.

Merve Nur PALA: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Roketin statik dengesinin ayarlanmasında ve kanatçıkların tasarımında görevlidir.

Anesa RİZVAN: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Roket için uygun paraşüt ve açılma sistemlerinin oluşturulmasında görevlidir.



Roket Genel Tasarımı

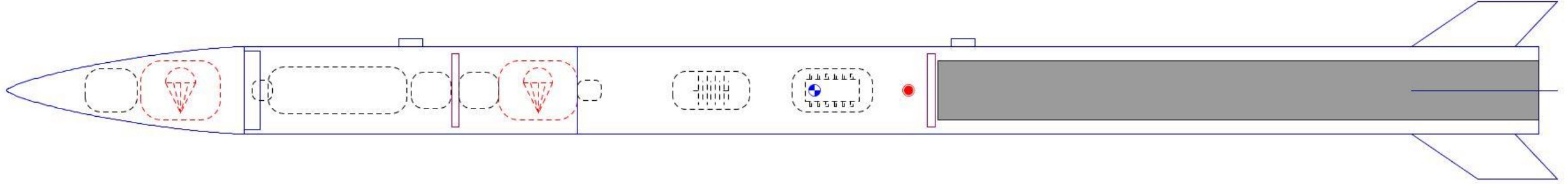


Open Rocket Genel Tasarım



Rocket
Length 195 cm, max. diameter 11 cm
Mass with motors 20363 g

Stability: 1,08 cal
CG: 102 cm
CP: 114 cm
at $h=0,30$



Apogee: 3096 m
Max. velocity: 276 m/s (Mach 0,81)
Max. acceleration: 95,5 m/s²

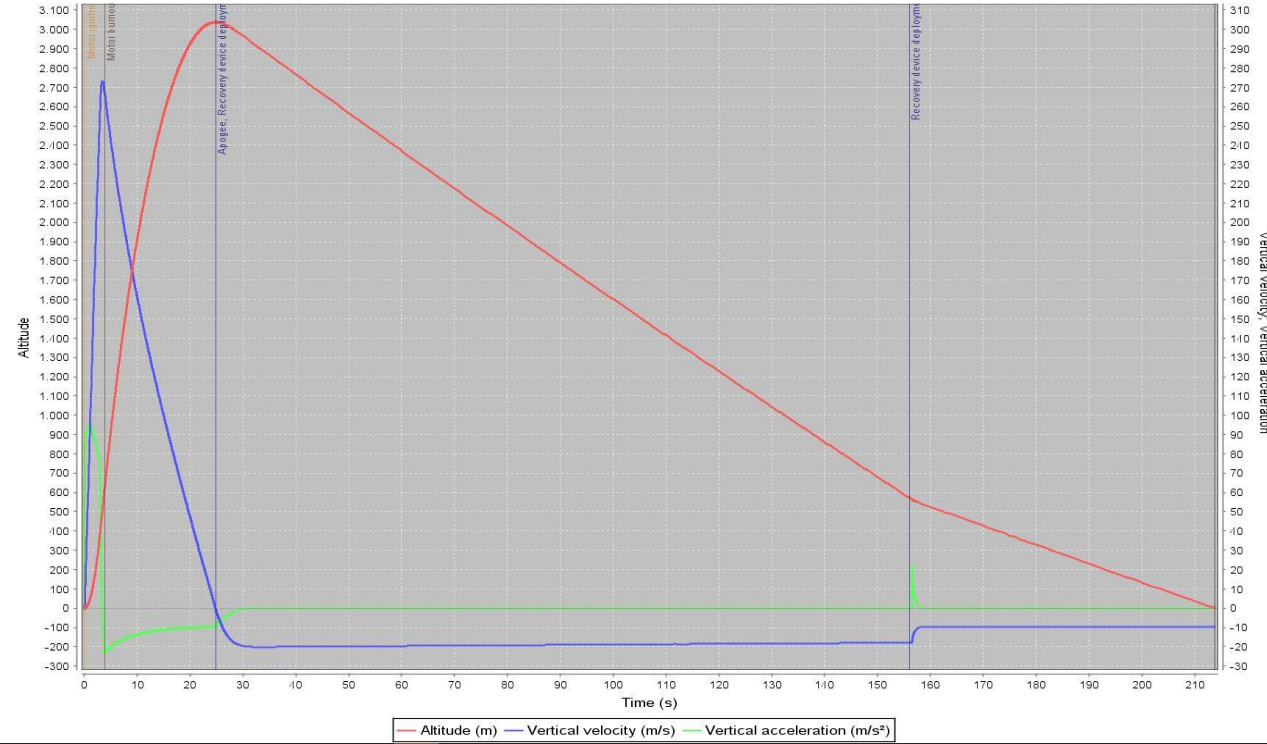
- Şekilde tasvir edilen sistem hesaplamaların yapılmasını kolaylaştırıcı nitelikte tasarlanarak basitleştirilmiştir.
- Detaylı çizim CAD tasarımında verilmiştir. Alt sistemler [CAD](#) çiziminde tanıtılmıştır.



Open Rocket Genel Tasarım



Simulation 8
Vertical motion vs. time

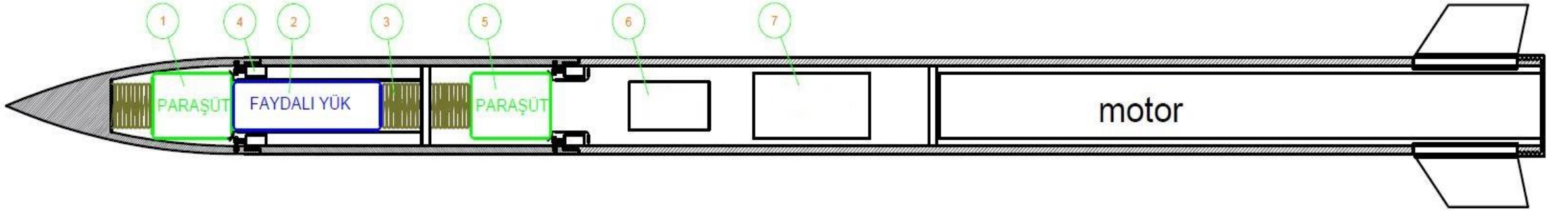


	Zaman(s)	İrtifa(m)	Hız(m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0.4	5.5	30.5
Burn Out	3.7	602	270
Tepe Noktası	25	3096	0.4
Paraşüt Açılması(Zirve)	25	3096	0.4
2.Paraşütün Açılması	156	575	18
Paraşüt Sonrası Hız	-	-	9.7

- Roket 10 m/s rüzgar hızı ile yatayda yaklaşık olarak 2700 m yol alacaktır.
- Sistemin nasıl çalışacağı genel olarak [Operasyon Konsepti](#) bölümünde anlatılmıştır.



Genel CAD Tasarımı





Parça Listesi



NUMARA	İSİM	BOYUT	MALZEME	MEKANİK ÖZELLİK
1	Sürüklenme Paraşütü	Katlanmış halde 100 mm uzunluk ve Ø75 mm çapa sahiptir. Açılmış halde çapı 2 m dir.	Ripstop Nylon (67 g/m^2)	1 m uzunluğunda 6 adet ip ile bağlı olup hava direncine karşı dayanıklıdır.
2	FAYDALI YÜK	175 mm uzunluk Ø60 mm ap	Kurşun blok	Yük modül içinden fırlatılmaya uygun yapıda tasarlanacaktır.
3	YAY	50 mm sıkışmış uzunluk Ø50 mm ap	Demir	Yaylar yükü ve paraşütler dışarı atabilecek kadar güçlü aynı zamanda servoları zorlamayacak kadar güçsüz olacaktır.
4	SERVO MOTOR	34x10x12 mm	Kompozit	Açılma için gerekli momenti sağlayacak güçte olacaktır.
5	Ana Paraşüt	Katlanmış halde 100 mm uzunluk ve Ø75 mm çapa sahiptir. Açılmış halde çapı 2 m dir.	Ripstop Nylon (67 g/m^2)	1 m uzunluğunda 6 adet ip ile bağlı olup hava direncine karşı dayanıklıdır.
6	BATARYA	80x50x15 mm	Lipo	-
7	UÇUŞ BİLGİSAYARI	150x90x90 mm	Kompozit	-

- Genel kütle bütçesi ve roketin detaylı malzeme listesi [BÜTÇE](#) bölümünde verilmiştir.
- Sistemin nasıl çalışacağı genel olarak [Operasyon Konsepti](#) bölümünde anlatılmıştır.



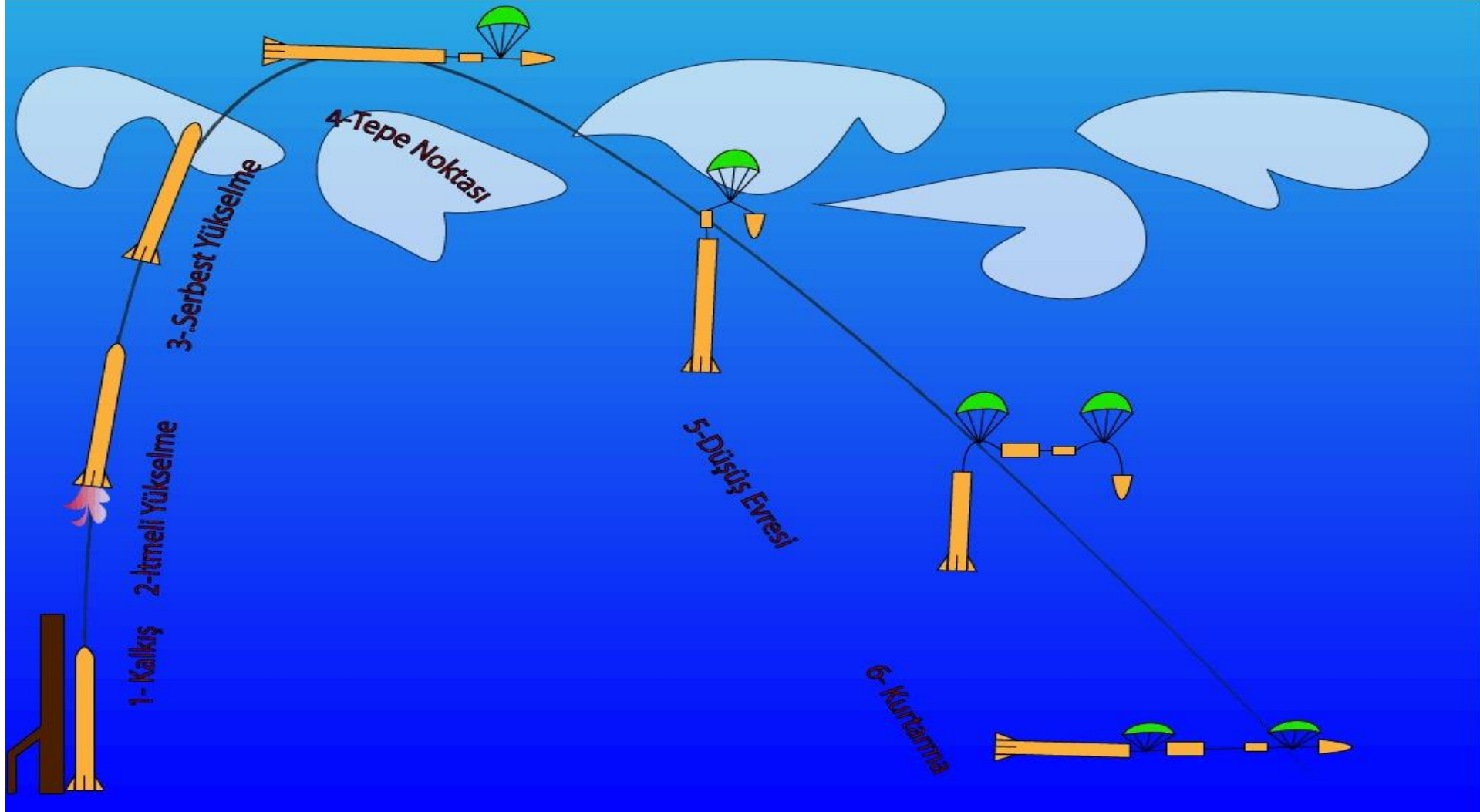
Sistem Uçuş Analizi Verileri



	Ölçü	Yorum
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	8,22	Roketin kalkış itkisinin, ağırlığına bölünmesiyle oluşan değer.
Rampa Hızı(m/s):	30,5	Roketin rampadan çıkacağı hız değeridir.
Yanma Boyunca En az Statik Denge Değeri:	1,08	Yakıt tükenmesiyle ağırlık merkezinin konumu değişeceğinden statik değer yükselecektir. Roketin statik değerinin uçuş boyunca 1-2 değerleri arasında kalması için kalkış statik denge değeri sınır değer olan 1'e yakın olmak zorundadır.
En büyük ivme (g):	9,53	Roketin maksimum ivmesinin yerçekimi ivmesine bölünerek elde edilen değerdir.
En Yüksek Hız(m/s & M):	276	Roketin uçuş boyunca ulaşacağı maksimum hız değeridir.
Belirlenen İrtifa(m):	3096	Roketin ulaşacağı irtifa değeridir.



Operasyon Konsepti (CONOPS)





Operasyon Konsepti (CONOPS)



Anlık verilerin depolanması: Sensörlerden alınan veriler uçuş bilgisayarında çözümlendikten sonra SD karta aktarılacaktır. Uçuş sonrası SD kartta depolanan veriler .text uzantılı dosya üzerinden alınacaktır.

UÇUŞ AŞAMALARI

1. **Kalkış:** Roketin kalkışı, ateşleme telinin motoru tetiklemesi ile gerçekleşecektir. Roket rampadan 0.4 saniyede çıkış yapacak ve bu andaki hızı 30.5 m/s olacaktır.
2. **İtmeli Yükselme:** Motor yakıtının tükenmesi 3.7 saniye sürecektir. Roket bu aşamada yükselmeye devam edecek ivmesi yakıtın bitimine kadar artacaktır. Roket bu noktaya ulaşana kadar yalnızca veri depolanması ve aktarımı sağlanacak, bunların dışında herhangi bir işlem gerçekleşmeyecektir.
3. **Serbest Yükselme:** Roketin yakıtı bittikten sonra kazandığı hızla tepe noktasına kadar uçtuğu süreçtir.
4. **Tepe Noktası:** Roketin düşey hızı sıfırlanarak yatay pozisyona geçecektir. Bu aşamada uçuş bilgisayarından alınan ivme değerine göre roketin açılma ve kurtarma mekanizmaları devreye girerek burun konisi açılacak paraşüt ve faydalı yük fırlatılacak böylece roketin takla atması önlenerek düşüşü yavaşlatılacaktır.
5. **Düşüş Evresi:** 600 metre irtifada uçuş bilgisayarından alınan komutla ikinci gövde fırlatılarak ikinci paraşütün açılması sağlanacaktır.
6. **Kurtarma:** Roketin geri kazanımının sağlandığı aşamadır.



Operasyon Konsepti (CONOPS)



- **Roketin Taşınması ve Motorun Yüklenecek Ateşlenmesi:** Roket otomobile yüklenecek yarışma alanına götürülecek ve festival alanında rampaya vinç yardımıyla yüklenecektir. Roketin motoru yarışma alanında roketin içerisindeki halkalar yardımıyla sabitlenecektir. Yarışmanın temin edeceği ateşleme mekanizması motora bağlanacak ve ateşlenecektir.
- **Görev alacak ekip üyeleri**
- Yalçın KARPUZCU: Roketin taşınması.
- İbrahim ASAR ve Veysel KANTARCILAR: Motorun entegrasyonu.
- Hüseyin TEKİRDAĞ: Roketin ateşlenmesi.



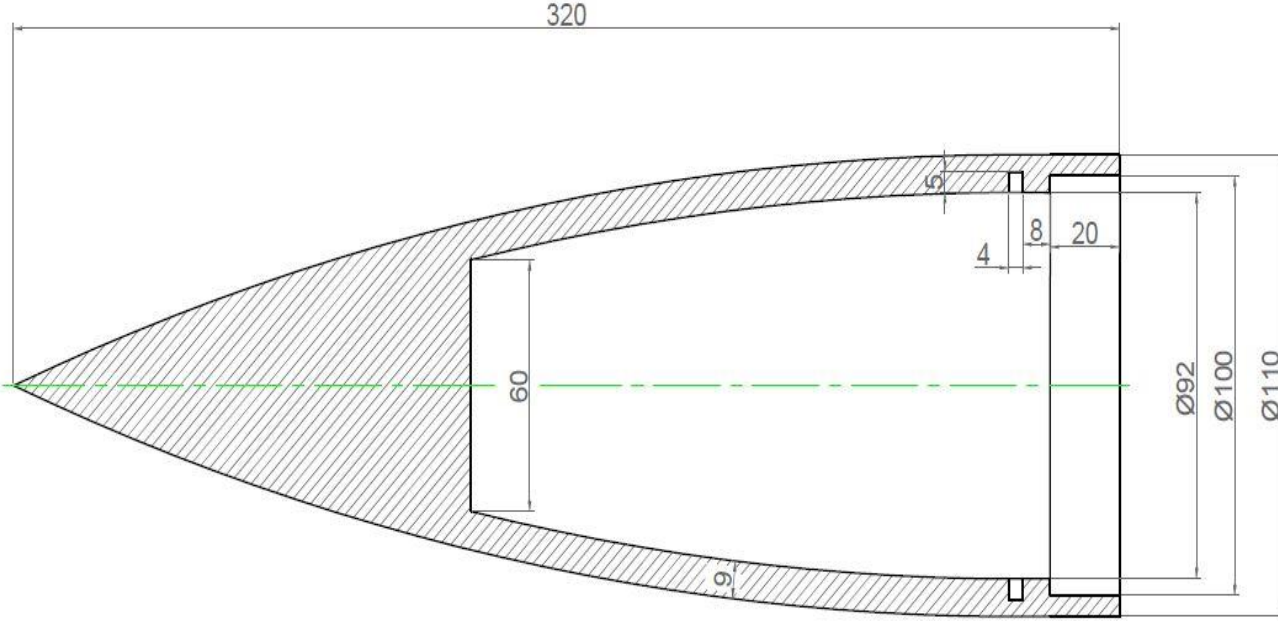
Operasyon Konsepti (CONOPS)



- **ROKETİN BULUNMA STRATEJİSİ**
- Uçuş bilgisayarından GPS yardımıyla gönderilen veriler yer bilgisayarından GPRS yardımıyla alınacak ve roketin düştükten sonraki konumu belirlenecek. Kurtarma ekibi roketin bulunduğu alana giderek roketi komisyona getirecektir.
- **KURTARMA EKİBİ**
 - Yusuf GÜNDOĞDU
 - Ömer ALGÜZEY
 - Mustafa Asım KURAL
 - Erhan OK



Roket Alt Sistemleri



- **Malzeme:** PVC
- **Üretim metodu:** Burun konisinin geometrisi hack series tipinde oluşturulacaktır. Üretilecek olan burun konisinin iç kısmı torna ile çıkartılacaktır. Daha sonra CNC tezgahta koninin dış geometrisi oluşturulacaktır. En son olarak matkap kullanılarak servo motorlar için pim delikleri açılacaktır.
- **Test planları:** [Testler](#) bölümünde açıklanmıştır.



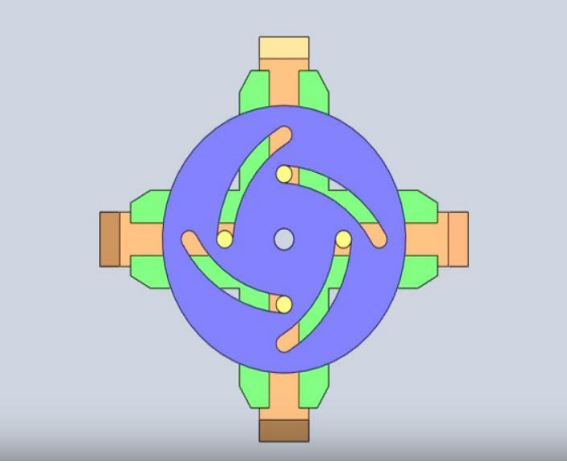
Kurtarma Sistemi



- **Kullanılacak Kurtarma Sistemi**

- Roketin burun konisi, yük modülü ve motor modülü birbirlerine servo motorlara bağlı pimler yardımıyla tutturulacaktır. Roket tepe noktaya ulaştığında uçuş bilgisayarından alınan komut ile burun konisi ile yük modülü arasında bulunan servo motorlar açılarak burun konisi serbest bırakılacaktır. İç kısma yerleştirilmiş olan burun ve yük modülü birleştiğinde sıkışmış durumda olan yaylar, burun konisi serbest kalınca itme sağlayarak burun konisinin öne doğru atılmasını ve aynı zamanda yük ve paraşütün gövde içinden çıkışını sağlayacaktır. Dışarı çıkan paraşütün açılması ile ilk kurtarma sistemi devreye girmiş olup roket tüm parçalarıyla birlikte 18 m/s sabit hız ile aşağıya inmeye başlayacaktır. 400-600 m irtifaya ulaşıldığında uçuş bilgisayarından alınan komut ile yük modülü ve motor modülü arasında bulunan servo motorlar devreye girerek yük modülünü serbest bırakacaktır. Yük modülünün iç alt kısmına yerleştirilmiş olan sıkıştırılmış yayın itmesi ile yük modülü kendini geriye doğru iterek motor modülünden ayrılacak ve paraşüt serbest kalacaktır. Serbest kalan paraşüt açılarak roketin iniş hızını 9,7 m/s düşürecektir. Roket iki paraşüte bağlı bir şekilde inişini tamamlayacaktır.
- **NOT:** Ticari kurtarma sistemi hakkında bilgi istenmediğinden bu sunumda ticari sisteme yer verilmemiştir.

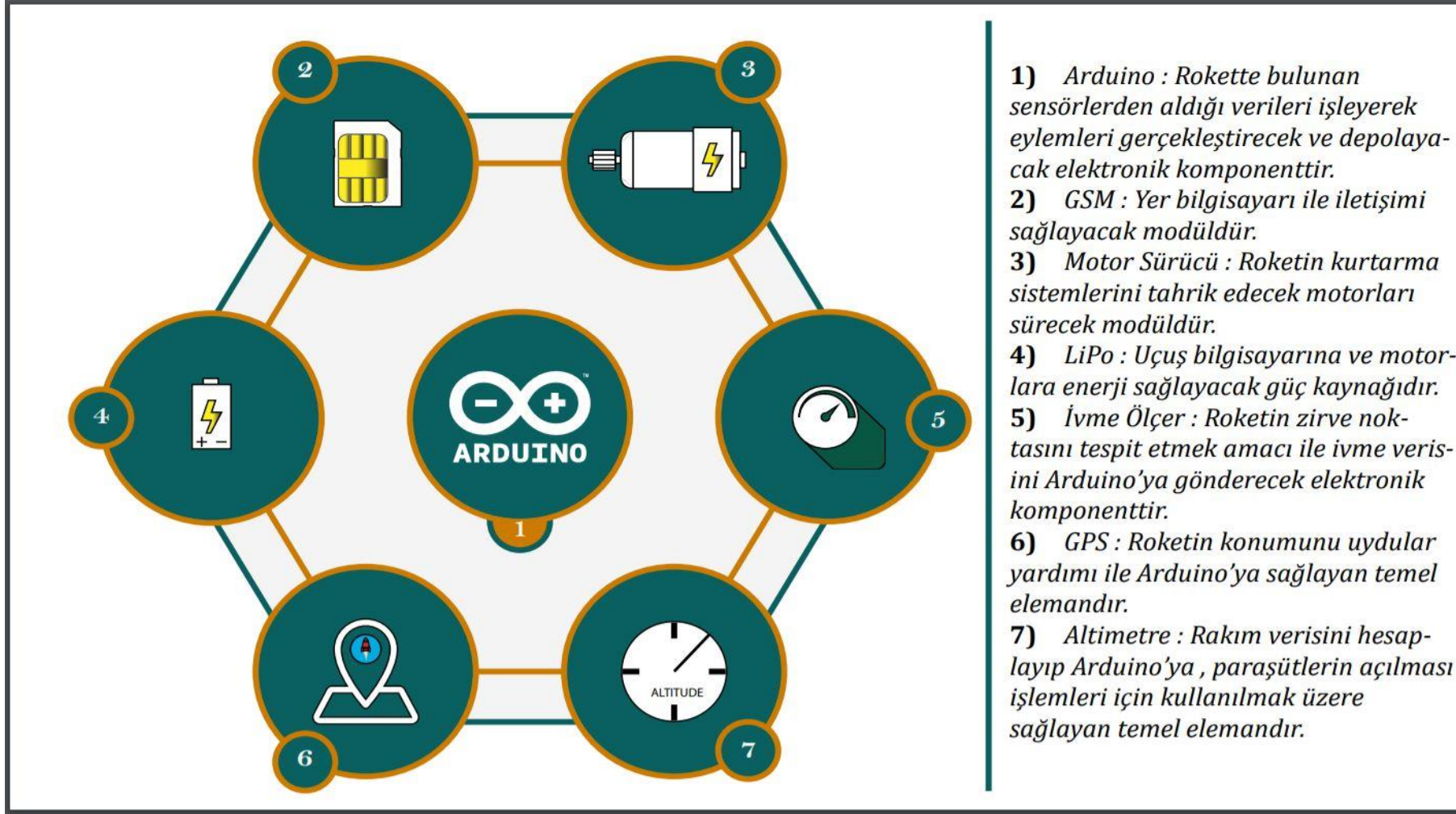
- **Alternatif kurtarma sistemi:** Üretilen mekanizmanın ortasında bir adet servo motor kullanılmaktadır. Servo motor dönerek bağlı olduğu yuvarlak cismin içindeki geometrik kanalları hareket ettirip pimlerin dışarıya çıkmasını sağlamaktadır. Bu şekilde roketin modüllerinin ayrılması sağlanır ve yay sistemi ile paraşütler dışarıya fırlatılarak roketin kurtarılması sağlanır.



Alternatif ayrılma mekanizması
şeması

Sistemlerin Karşılaştırılması

- Alternatif kurtarma sistemi roket içerisinde ortada bulunmak zorunda olduğundan kullanılan sisteme göre daha fazla yer kaplamaktadır. Bu da roketin içerisinden faydalı yük ve paraşüt gibi sistemlerin çıkışını zorlaştırmaktadır.
- Alternatif kurtarma sistemi 4 mil içerdiğinden dayanımı daha fazla olup eş zamanlı çalışması daha kolaydır.
- Kullanılan sistemin rokete entegrasyonu kolaylıkla yapılabilecektir fakat alternatif sistemde üretilen mekanizma bir tabana oturtulmak zorunda olduğundan montaj problemleri yaşanması daha olasıdır.



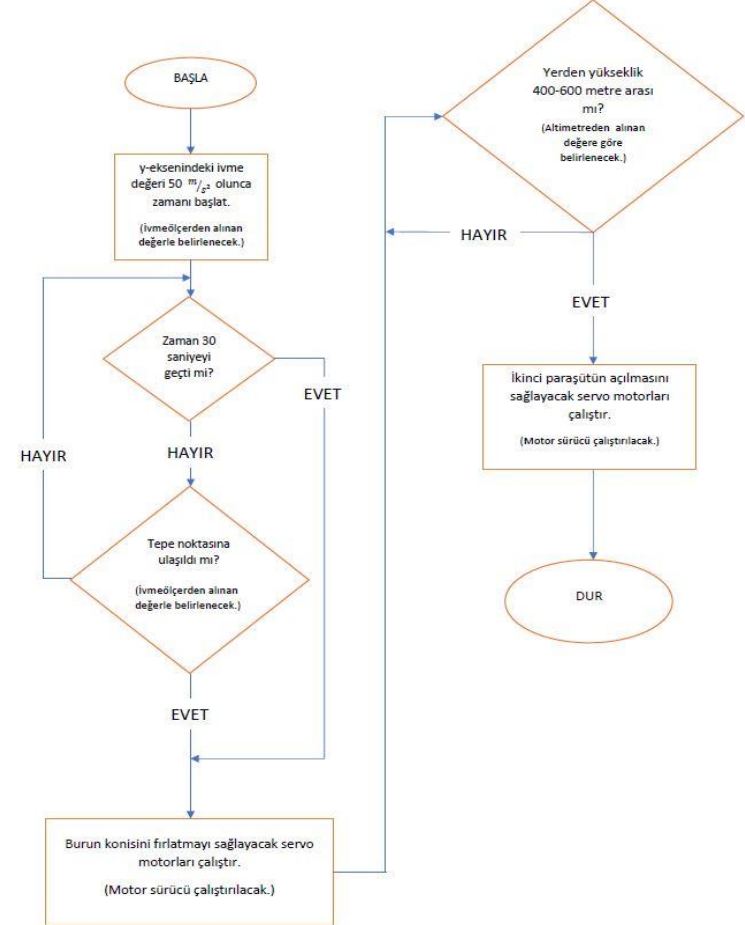
- 1) *Arduino : Rokette bulunan sensörlerden aldığı verileri işleyerek eylemleri gerçekleştirecek ve depolayacak elektronik komponenttir.*
- 2) *GSM : Yer bilgisayarı ile iletişimi sağlayacak modüldür.*
- 3) *Motor Sürücü : Roketin kurtarma sistemlerini tahrik edecek motorları sürecektir modüldür.*
- 4) *LiPo : Uçuş bilgisayarına ve motorlara enerji sağlayacak güç kaynağıdır.*
- 5) *İvme Ölçer : Roketin zirve noktasını tespit etmek amacı ile ivme verisini Arduino'ya gönderecek elektronik komponenttir.*
- 6) *GPS : Roketin konumunu uydular yardımı ile Arduino'ya sağlayan temel elemandır.*
- 7) *Altimetre : Rakım verisini hesaplayıp Arduino'ya , paraşütlerin açılması işlemleri için kullanılmak üzere sağlayan temel elemandır.*



Uçuş Bilgisayarı Testleri

- **Motor Sürücü Testleri:** Motor sürücünün motoru istenilen yönde döndürüp döndürülmediği komut gönderilerek tespit edilecektir. Bağlantılar verilere göre düzenlenecektir.
- **GPS Testi:** Gps 'ten alınan veri uygun harita programları üzerinden kontrol edilecektir.
- **İvmeölçer Testi:** İvmeölçer ivmeli hareket eden bir araca konularak elde edilen veriler matematiksel hesaplamalarla karşılaştırılacaktır.
- **GSM Testi:** Yer bilgisayarına belirli bir yazı kodu gönderilerek bilgisayara gelen veri ile kıyaslanacaktır.
- **Altimetre Testi:** Altimetre öncelikle deniz seviyesine daha sonra rakımı bilinen bir bölgeye götürülerek verilerin doğruluğu analiz edilecektir.
- **Arduino Testi:** Arduino'nun örnekler bölümünde bulunan blink çalıştırılarak Arduino'nun uygunluğu tespit edilecektir.

Kontrol Diyagramı

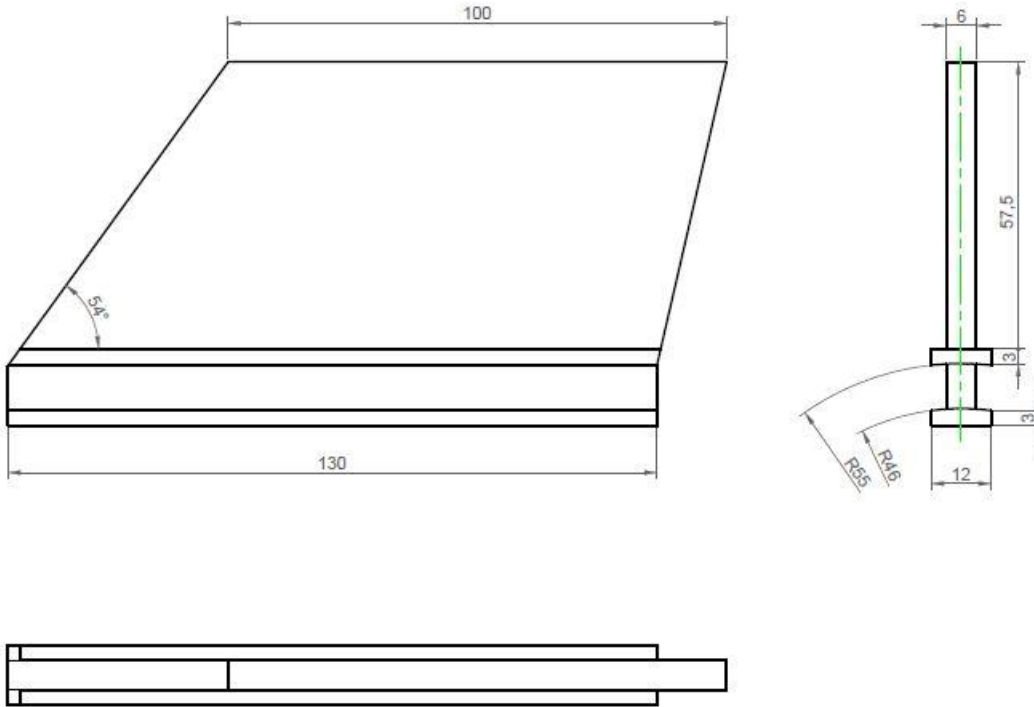




Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler



- **Malzeme:** PVC
- **Gövde  retim Yöntemi:** Gövde motor ve y k modülleri olmak üzere 2 ayrı modül olarak üretilcektir. Öncelikle modüller sunumda belirtilen ölçülere göre kesilecektir. Kesim işlemi tamamlandıktan sonra modüllerin birbirlerine monte edilecek kısımları torna yardımıyla oluşturulacaktır. Servo motorlar için yataklar matkap yardımıyla açılacaktır. Yük modülüne motor modülü ile birleşmesi için gerekli pim delikleri açılacaktır. Motor modülüne kanatların takılması için slot kanallar açılacaktır. Kanatların de i tirilebilirli ini sağlamak ve kanatları sabitlemek için kullanılacak olan kapağın takılaca ı vida dişleri torna yardımıyla açılacaktır. Böylece gövde modüllerinin üretimi tamamlanacaktır.
- **Mekanik  zellikleri**
- **Çekme Direnci (MPa):** 34-62
- **Basınç Direnci (MPa):** 55-89
- **Eğilme Direnci (MPa):** 69-114
- **Yorulma Mukavemeti (MPa):** 1.7
- Yapılacak Testler, [Testler](#) kısmında belirtilmiştir.



- **Malzeme:** Ceviz Ağacı
- **Anlatım:** Şekilde gösterilen slot geçme ile yapılan tasarım gövdeye sabitlenmeye ve değiştirilebilirliğe uygun olarak tasarlanmıştır. Roketin arka ucuna vida dişleri açılacaktır. Dişlere ve roket çapına uygun kapak tasarlanarak bu kapak ile kanatçıkların bulunduğu slot kanal kapatılıp kanatların sabitlenmesi sağlanacaktır. Herhangi bir durumda bu kapak sayesinde kanatlar kolayca değiştirilebilecektir.
- **Üretim:** Kanatlar ceviz ağacı üzerinden freze ve testere kullanılarak belirtilen geometriye uygun olarak üretilecektir. Gerekli kenar kıvrımını vermek için zımpara kullanılacaktır.



Yapısal - Kanatçık



- **Mekanik Özellikler**
- Çekme Direnci (N/mm²): 72,82
- Basınç Direnci (N/mm²): 55,69
- Eğilme Direnci (N/mm²): 121
- Kesme Direnci (N/mm²): 18,08
- Makaslama Tasarım Gerilmesi: 6,03
- Burulma Tasarım Gerilmesi: 8,04

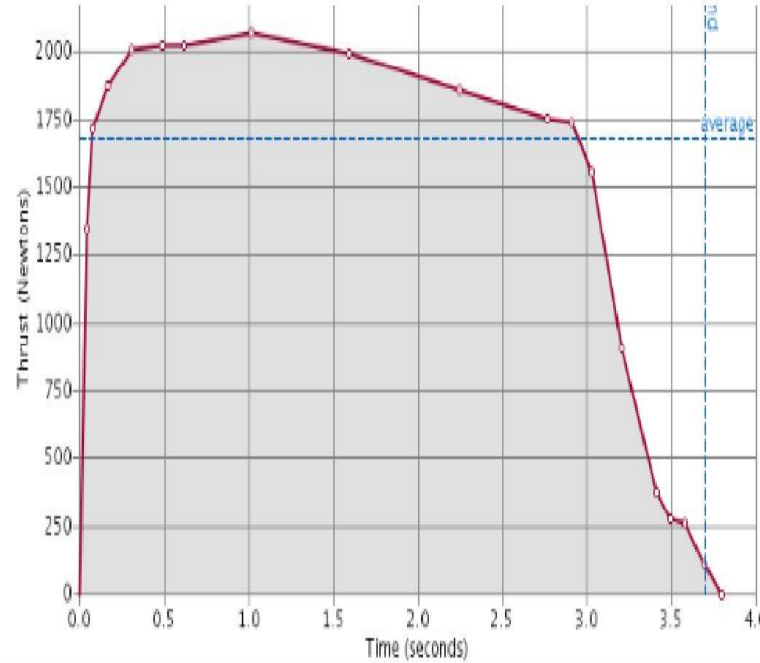


Motor



M1675

Diameter:	75.0mm
Length:	75.7cm
Total Weight:	5223g
Prop. Weight:	3019g
Average Thrust:	1674.1N
Maximum Thrust:	2499.2N
Total impulse:	6162.0Ns
Burn Time:	3.7s
Isp:	208s
Case Info:	Pro75-5G
Propellant Info:	Pink



- Motor rokete halkalar yardımıyla monte edilecek ve geri tepmesi önlenerek şekilde destek sistem oluşturulacaktır. Motorun rokete uyumu Openrocket dosyasında görsel olarak anlatılmıştır.



Roketin Bütünleştirilmesi ve Testler



Roket Bütünleştirme Stratejisi



- İlk olarak motor modülüne motor fren kapağı yerleştirilip sabitlenmesi yapılacaktır. İkinci aşamada roketin kanatları gövdeye yerleştirilerek kanat kapağı ile gövdeye sabitlenecektir. Sonrasında motorun sabitlenmesini sağlamak için halkalar motor modülüne yerleştirilip daha önceden hazırlanmış olan uçuş bilgisayarı ve batarya motor modülündeki yerlerine monte edilecektir. Son olarak motor modülüne servo motorların yerleşimi sağlanıp motor modülün iç tasarımı tamamlanmış olacaktır.
- Yük modülünde ilk olarak yaylar arası bölme yerleştirilip ardından yaylar bu bölmeye sabitlenecektir. Sonrasında servo motorlar yük modülüne sabitlenerek bu modülün de iç dizaynı tamamlanacaktır. Burun kısmında bulunacak olan yay yerleştirildikten sonra ana birleştirmeye geçilecektir.
- Ana birleştirmede ilk olarak modülleri düşüş sırasında bir arada tutacak olan ipler modüllere sabitlenecek ve ardından bu iplere paraşütler bağlanıp paraşütlerin sarımı yapılacaktır. Sonrasında aviyonik sistem kontrolü için gerekli kablo bağlantıları sağlanacaktır. En son olarak paraşütler ve yük yerleştirilip birleştirme sağlanarak servolar ile modüller birbirine kilitlenecektir.



Test Takvimi



Tarih	Tanımı
5.06.2018	CAE programları ile mukavemet testleri
25.07.2018	Ayrılma mekanizması testleri
1.08.2018	Kurtarma mekanizması testleri
15.08.2018	Uçuş bilgisayar testi
25.08.2018	Yazılım testleri
27.08.2018	Ray butonunun dayanım testi
27.08.2018	Montaj testi
29.08.2018	Roketin ağırlık merkezinin belirlenmesi testi
2.09.2018	Donanım ve yazılım koordinasyonu testi

- Aviyonik sistemin detaylı testleri [Aviyonik Bölümü](#)nde belirtilmiştir.



Testler



- **Mukavemet testleri:** Uygun CAE programlarında kullanılacak malzemenin çekme, koparma, basma ve uzama gibi bazı testleri yapılacak olup malzemenin maruz kalacağı şartlara uygun veriler analiz edilecektir. Malzemenin sıcaklık ve basınç dayanımı testleri de bu başlık altında yapılacaktır.
- **Ayrılma mekanizması testleri:** Kullanılacak mekanizmanın yapılan hesaplamalara uygun olarak çalışıp çalışmadığı manuel test edilecektir. Test servo motorlara uçuş bilgisayarından sinyal göndererek verilerin analiz edilmesi yöntemiyle yapılacaktır. Servo motorların çalışma uygunluğu da bu yöntemle test edilecektir.
- **Kurtarma mekanizması testleri:** Kullanılacak olan paraşütlerin uygun elektronik sistem ile hesaplamalarla paralel çalışıp çalışmadığı test edilecektir. Kurtarma sistemi uçuş bilgisayarından gelen sinyalle tetiklenecek ve paraşüt sisteminin uygunluğu analiz edilecektir. Kullanılacak yaylar önceden sıkıştırılarak test edilecektir.



Testler



- **Uçuş bilgisayar testi:** Bu test uçuş bilgisayarına takılan ivmeölçer barometre, gps gibi sonradan eklenen sistemlerin analiz edileceği kısımdır. Veri aktarımının testi kurtarma ve ayrılma mekanizmaları ile birlikte test edilecektir.
- **Yazılım testleri:** Kullanılan yazılımların uçuş bilgisayar ile uyumu ve verilerin doğruluğu test edilecektir. Bilgisayar programları üzerinden yapılacaktır.
- **Ray butonunun dayanım testi:** Roket ray butonlarından asılarak dayanımının yapılan hesaplamalar ile uyumu karşılaştırılacaktır.



Testler



- **Montaj testi:** Oluşturulan sistemler birbirine entegre edilip sökülerek montajdaki uyumluluk test edilecektir.
- **Roketin ağırlık merkezinin test edilmesi:** Statik değerin belirlenmesindeki kritik bir nokta olan ağırlık merkezi, roket asılarak tespit edilecek ve yapılan hesaplamalarla kıyaslanacaktır.
- **Donanım ve yazılım koordinasyonu testi:** Oluşturulan tüm sistemlerin birbiri ile uyumu denetlenecektir. Kurtarma, ayrılma gibi mekanizmaların yanında tüm iç tasarım tekrar test edilecek ve roket kullanılmaya hazır duruma getirilene kadar optimize edilecektir. Test oluşturulan tüm mekanizmaların uçuş bilgisayar yardımıyla ayrı ayrı tetiklenerek yapılacaktır.



Takvim



İş	Sorumlular	Mayıs	Haziran	Temmuz	Ağustos
Kavramsal tasarım	Mekanik Ekibi	X			
CAD ile konstrüktif tasarım	Mekanik Ekibi	X			
Ayrılma ve kurtarma sistemlerinin detaylı tasarımı	Mekanik ve Elektronik Ekibi	X			
Burun konisinin/ roket gövdesinin detaylı tasarımı ve genel uyum kontrolü	Mekanik Ekibi	X			
CAD ile ön montajın oluşturulması ve analizi	Mekanik Ekibi	X			
Tahmini malzeme temini			X		
Gelen malzemelere göre tasarım optimizasyonu	Mekanik Ekibi		X		
Uçuş bilgisayarının donanımsal tasarımı ve geliştirilmesi	Elektronik Ekibi		X		
Yazılımların geliştirilmesi ve elektronik testleri	Elektronik Ekibi		X		
CAE ile mukavemet testi ve yapısal optimizasyon	Mekanik Ekibi		X		
Gövdenin ve burun konisinin imalatı	Mekanik Ekibi			X	
Kanatçıkların imalatı ve ray butonu temini	Mekanik Ekibi			X	
Ayrılma mekanizmasının imalatı	Mekanik ve Elektronik Ekipleri			X	
Yapısal entegrasyon (montaj)	Mekanik Ekibi			X	
Yapısal optimizasyon	Mekanik Ekibi			X	
Uçuş bilgisayarı optimizasyonu	Elektronik Ekibi				X
Uçuş bilgisayarının ve kurtarma sisteminin entegrasyonu	Mekanik ve Elektronik Ekipleri				X
Ray butonunun gövdeye entegrasyonu ve testi	Mekanik Ekibi				X
Donanım ve yazılım koordinasyonunun laboratuvar ortamında kontrolü	Mekanik ve Elektronik Ekipleri				X



Bütçe



Malzemeler	Kütle(gram)	Fiyat(TL)	Boyut(mm)
Arduino MEGA 2560 R3 Klon	37	50,79	101.52x53.3
ADXL377 - Yüksek G Üç Eksenli İvmeölçer	1,27	125,17	19x19x3.14
MPL3115A2-I2C Barometrik Basınç - Yükseklik - Sıcaklık Sensörü	10	61,62	60x60x60
Arduino GSM - GPS - GPRS Geliştirme Modülü	70	191,61	79,5x50x15
11.1V 850mA 3S Lipo Pili	55	68,56	96x48
SG90 9G Servo Motor Mini(4 adet))	13	7,46	22x11,5x27
SD kart ve Modül	52	5,75	20x14x4
PVC Boru (Gövde için)	8611	200	1650x110(dış çap)x92(iç çap)
PVC Kalıp (Burun konisi için içi dolu)	1099	140	400x150(çap)
Sürüklenme Paraşütü	115	220	1200(çap)
Ana Paraşüt	170	150	1800(çap)
Ceviz ağacı (Kanatçıklar için kalıp)	2000	20	500x500x20
TOPLAM	-	1239,8	-



Alternatif Gövde Malzemesi



- Özgün gövde tasarımı için belirtmiş olduğumuz malzemenin yarışma komitesi tarafından tedarik edilememesi durumunda ekibimizin B planı olarak düşündüğü, aşağıdaki linklerde bulunan hazır fiberglass kalıplar modifiye edilerek roketin tasarımı güncellenecektir.
- https://www.apogeerockets.com/Building_Supplies?zenid=svhucjngqirdc0vv8oirt391p4
- https://www.apogeerockets.com/Building_Supplies/Body_Tubes/Fiberglass_Tubes/4in_G12_Fiberglass_Filament_Wound_Tube_48in_Long?cPath=42_43_285&
- <https://www.apogeerockets.com/Building-Supplies/Nose-Cones/Fiberglass-Nose-Cones/4-1-Ogive-Fiberglass-Nose-Cone>