



TEKNOFEST 2018 ROKET YARIŞMASI Kritik Tasarım Raporu (KTR) Sunumu



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.

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

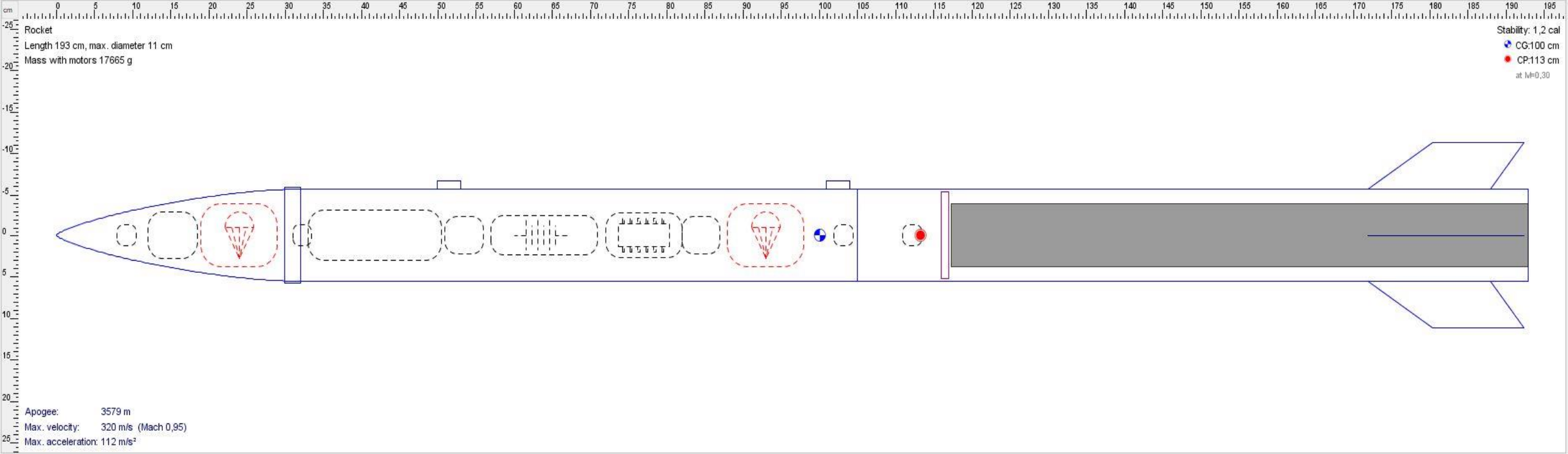
Anesa RİZVAN: Yıldız Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği 1.sınıf öğrencisidir. Roket için uygun paraşüt ve açılma sistemlerinin oluşturulmasında görevlidir.



Roket Genel Tasarımı



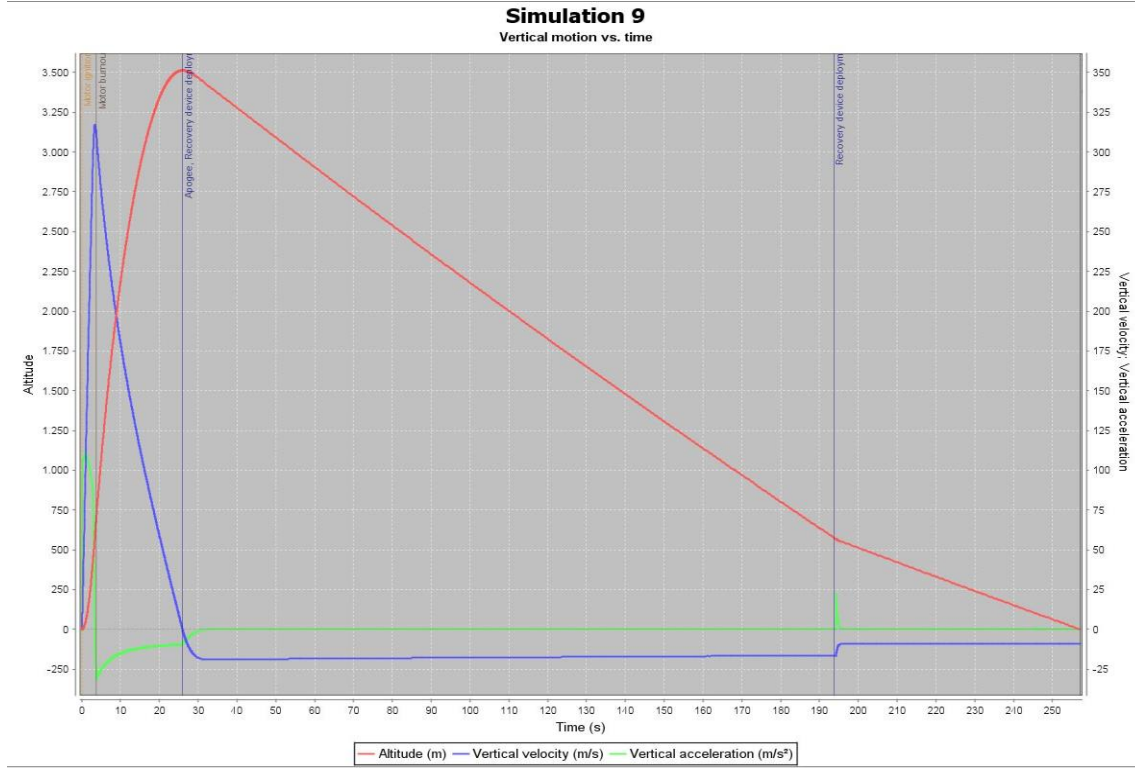
Open Rocket Genel Tasarım



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



Open Rocket Genel Tasarım

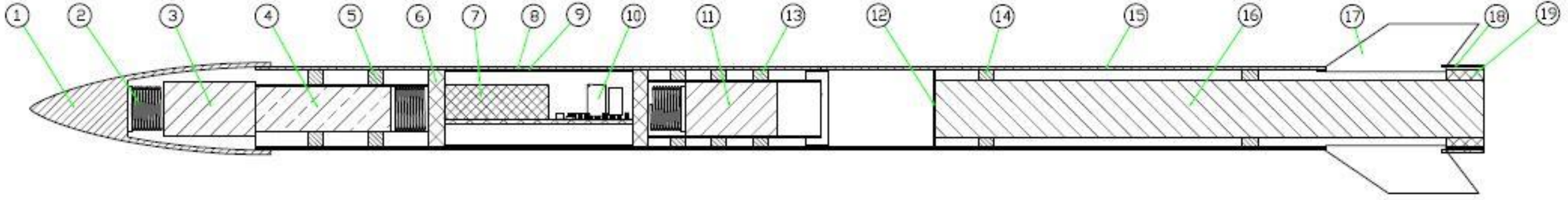


	Zaman(s)	İrtifa(m)	Hız(m/s)
Fırlatma	0	0	0
Rampa Tepesi	0,375	5,5	34,3
Burn Out	3,7	712	310
Tepe Noktası	25,9	3513	-0,8
Paraşüt Açılması(Zirve)	25,9	3513	-0,8
2.Paraşütün Açılması	194	575	16,5
Paraşüt Sonrası Hız	-	-	8,8

- 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 (milimetre)	MALZEME	MEKANİK ÖZELLİK	Görev
1	Burun Konisi	Detaylara Burun Konisi yansısında yer verilmiştir.			
2	Yay	Detaylara Yay yansısında yer verilmiştir.			
3	Sürüklenme Paraşütü	Ø75x100(packed) xØ1200(open)	Ripstop Nylon	Yırtılmaya karşı dayanıklı, hava ve su geçirmez özel kumaş	Zirve noktasında açılarak roketin düşüş hızını yavaşlatacaktır.
4	Faydalı Yük	Ø60x175	ST 35	-	-
5	Merkezleme Halkası	Ø75xØ103,6x50	Poliüretan	Hafif	Faydalı yükün, roketin içerisinde merkezlenmesini sağlayacaktır.
6	Yay Zemini	102,6x Ø50	PA-6	Yüksek darbe dayanımı	Yayların takılacağı zemini oluşturacaktır.
7	Batarya	139x Ø47x43	-	-	Uçuş bilgisayarı için güç kaynağı olarak kullanılacaktır.
8	Faydalı Yük Modülü	750x Ø110x3,2	PVC-U	Yüksek darbe dayanımı	-
9	Sac Metal	750x Ø103,6x0,5 880xØ103,6x0,5	ST 37	-	Gövdelerin mukavemetini arttıracaktır.

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



Parça Listesi



10	Uçuş Bilgisayarı	101x Ø54x32	-	-	-
11	Ana Paraşüt	Ø75x100(packed) Ø1800(open)	Ripstop Nylon	Yırtılmaya karşı dayanıklı, hava ve su geçirmez özel kumaş	600 metre irtifada açılarak roketin düşüş hızını yavaşlatacaktır.
12	Motor Kapağı	Ø102,6x50	PA-6	Yüksek darbe dayanımı	Motorun itiş gücünü absorbe etmeye yardımcı olacaktır.
13	Merkezleme Halkası	Ø102,6xØ75x50	Poliüretan	Hafif	Paraşütün, roketin içerisinde merkezlenmesini sağlayacaktır.
14	Merkezleme Halkası	Ø102,6xØ78x50	Poliüretan	Hafif	Motor yatağının, roketin içerisinde merkezlenmesini sağlayacaktır.
15	Motor Modülü	880xØ110x3,2	PVC-U	Yüksek darbe dayanımı	-
16	Motor Yatağı	760xØ75x1,2	PTFE	Yüksek ısı dayanımı	Motorun rahatlıkla içerisine yerleştirilmesini sağlayacaktır.
17	Kanatçık	Detaylara Kanatçık yansıısında yer verilmiştir.			
18	Alüminyum Bilezik	50xØ112x1	Alüminyum	Yüksek ısı dayanımı	Motordan gelen ısıyı vida dişleri yardımıyla dağıtacak ve kanatçıkların değiştirilebilirliğini sağlayacaktır.
19	Teflon Destek	50xØ102,6x Ø78	PTFE	Yüksek ısı dayanımı	Motordan gelen ısıyı dağıtarak gövdeye gelen ısıyı azaltacak ve motorun merkezlenmesine yardımcı olacaktır.

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



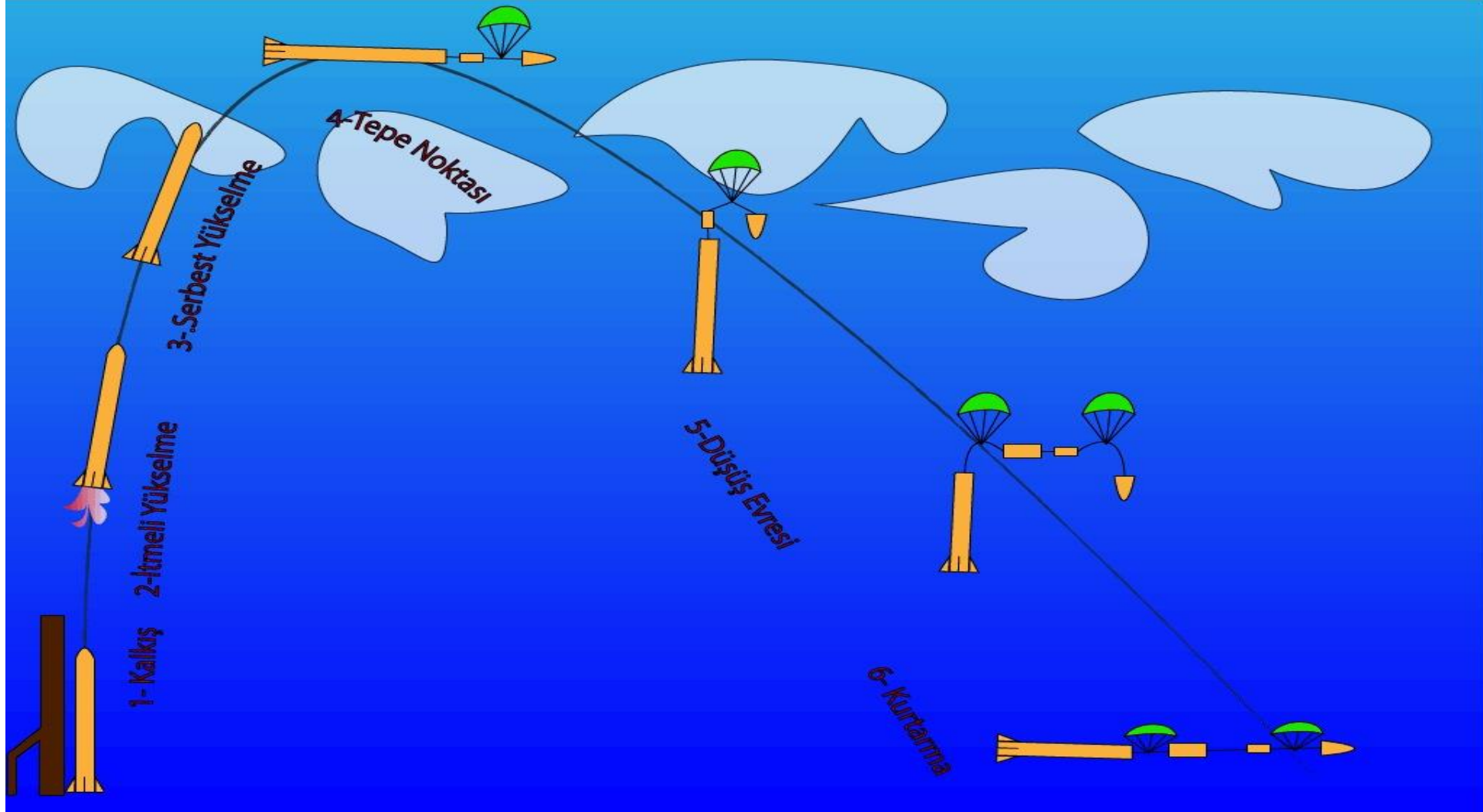
Sistem Uçuş Analizi Verileri



	Ölçü	Yorum
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	9,81	Roketin kalkış itkisinin, ağırlığına bölünmesiyle oluşan değer.
Rampa Hızı(m/s):	34,3	Roketin rampadan çıkacağı hız değeridir.
Yanma Boyunca En az Statik Denge Değeri:	1,2	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):	11,41	Roketin maksimum ivmesinin yerçekimi ivmesine bölünerek elde edilen değerdir.
En Yüksek Hız(m/s & M):	319	Roketin uçuş boyunca ulaşacağı maksimum hız değeridir.
Belirlenen İrtifa(m):	3513	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 .txt 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 34,3 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 yüklenerek yarışma alanına götürülecek ve festival alanında rampaya vinç yardımıyla yüklenecektir. Roketin motoru yarışma alanında roketin içerisindeki merkezleme halkalarına montajlanmış motor yatağına ROKETSAN gözetiminde sabitlenecektir. Yarışmanın temin edeceği ateşleme mekanizması motora bağlanacak ve ateşlenecektir.
- **Görev alacak ekip üyeleri**
 - Yalçın KARPUZCU: Roketin taşınmasında görev alacak kişidir.
 - İbrahim ASAR ve Veysel KANTARCILAR: Motorun entegrasyonunda ROKETSAN mühendislerinin yardımıyla motoru gövdedeki merkezleme halkalarına geçirecek ekip üyeleri.
 - İbrahim ASAR: Roketin ateşlenmesini sağlayacak ekip üyesi.



Operasyon Konsepti (CONOPS)



- **ROKETİN BULUNMA STRATEJİSİ**

- Uçuş bilgisayarından GPS yardımıyla gönderilen veriler yer bilgisayarından GSM yardımıyla alınacak ve roketin düştükten sonraki konumu belirlenecek. Kurtarma ekibi roketin bulunduğu alana giderek roketi komisyona getirecektir.
- Bu sisteme alternatif olarak roket içerisine bir verici yerleştirilecek ve bir alıcı yardımıyla roketin yeri radyo dalgaları ile tespit edilecektir.

- **KURTARMA EKİBİ**

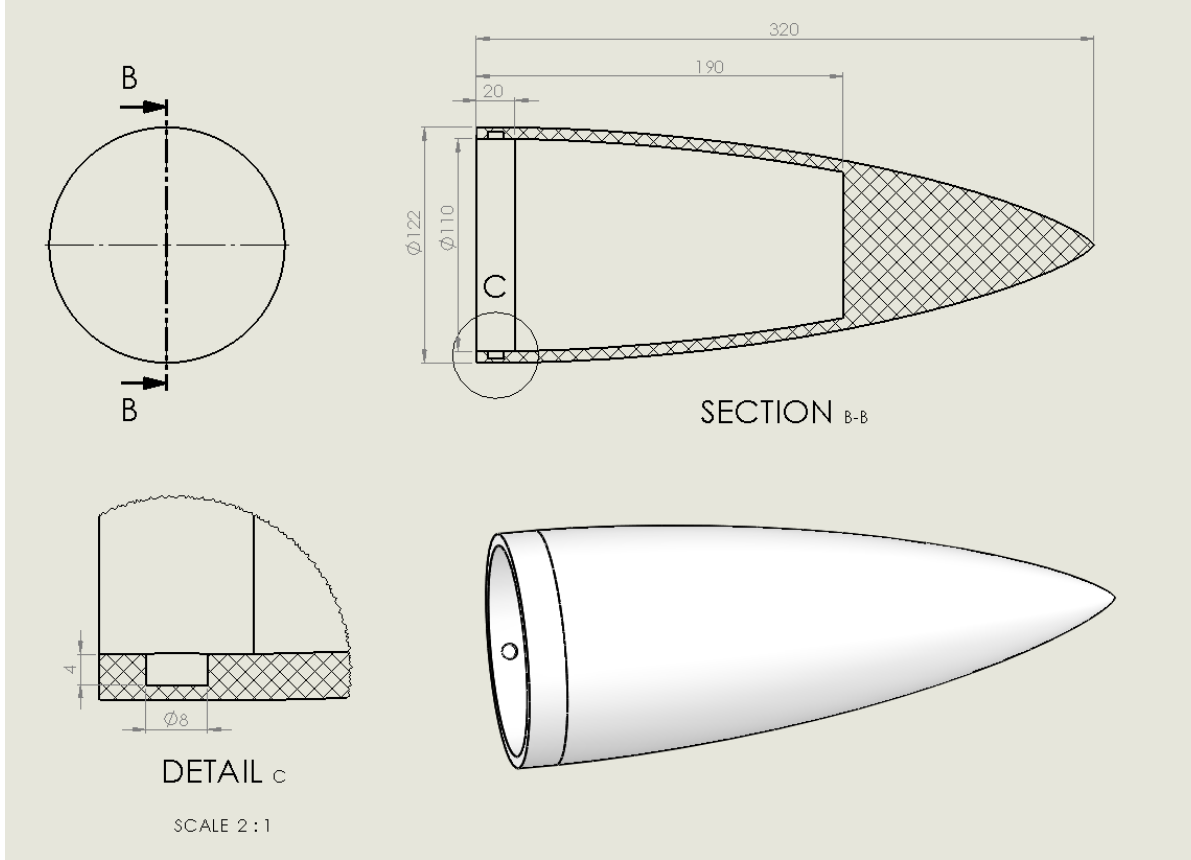
- Yusuf GÜNDOĞDU
- Ömer ALGÜZEY
- Mustafa Asım KURAL



Roket Alt Sistemleri



Burun Konisi



- **Malzeme:** PA-6
- **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.



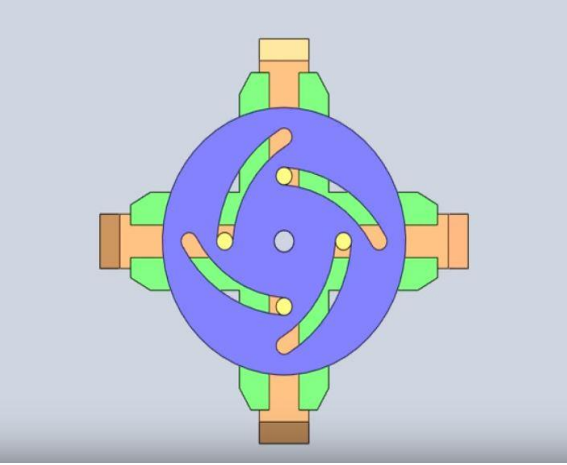
Kurtarma Sistemi



- **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. 600 metre 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 8,8 m/s düşürecektir. Roket iki paraşüte bağlı bir şekilde inişini tamamlayacaktır.
- **NOT:** Ticari kurtarma sistemi hakkında bilgi istenmediğinden bu sunumda ticari kurtarma sistemine yer verilmemiştir.

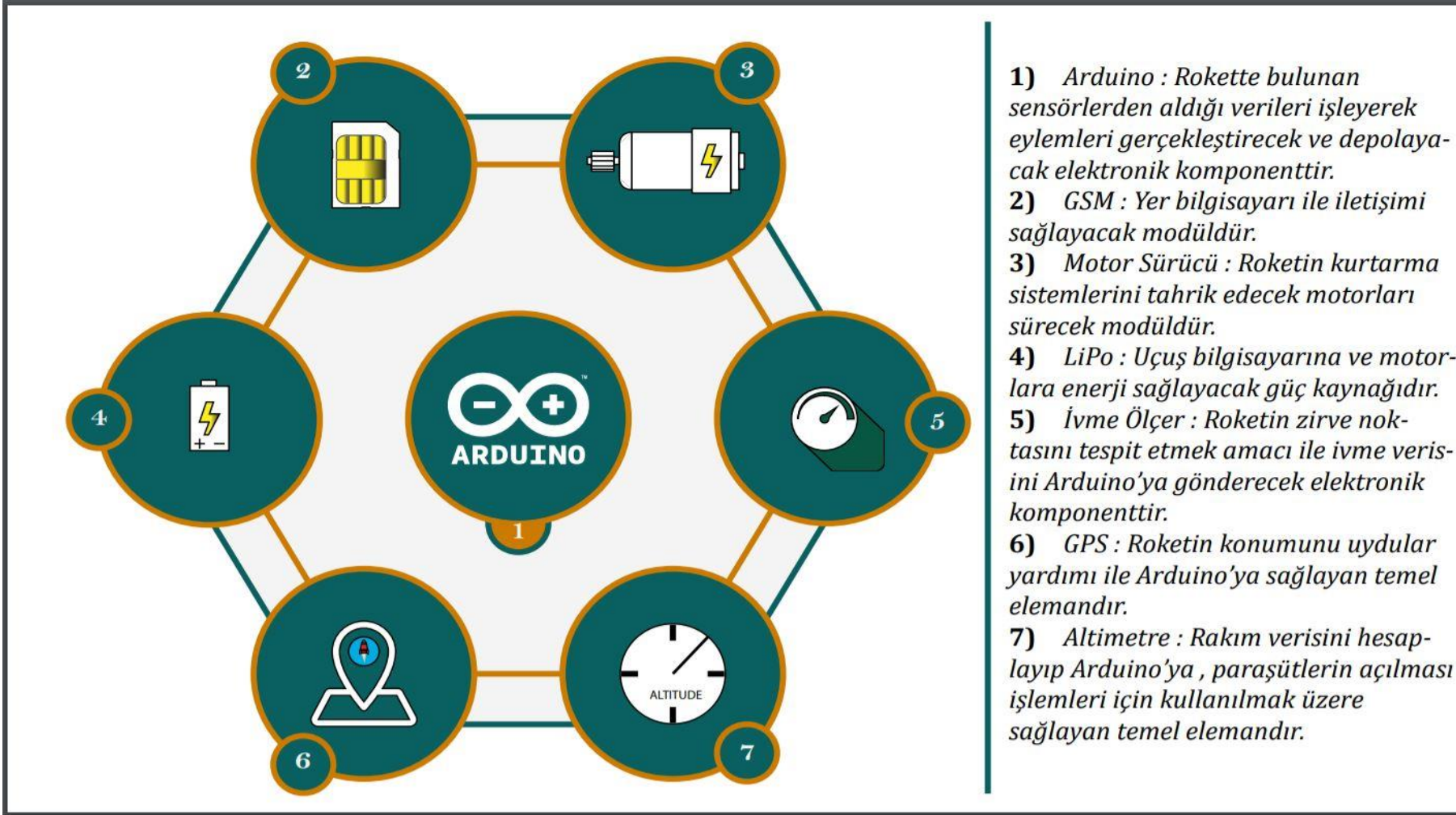
- **Alternatif kurtarma sistemi:** Üretilen mekanizmanın ortasında bir adet servo motor kullanılmaktadır. Servo motor dönerek bağlı olduğu yuvarlak cismin içindeki geometrik kanalları hareket ettirip pimlerin dışarıya çıkmasını sağlamaktadır. Bu şekilde roketin modüllerinin ayrılması sağlanır ve yay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



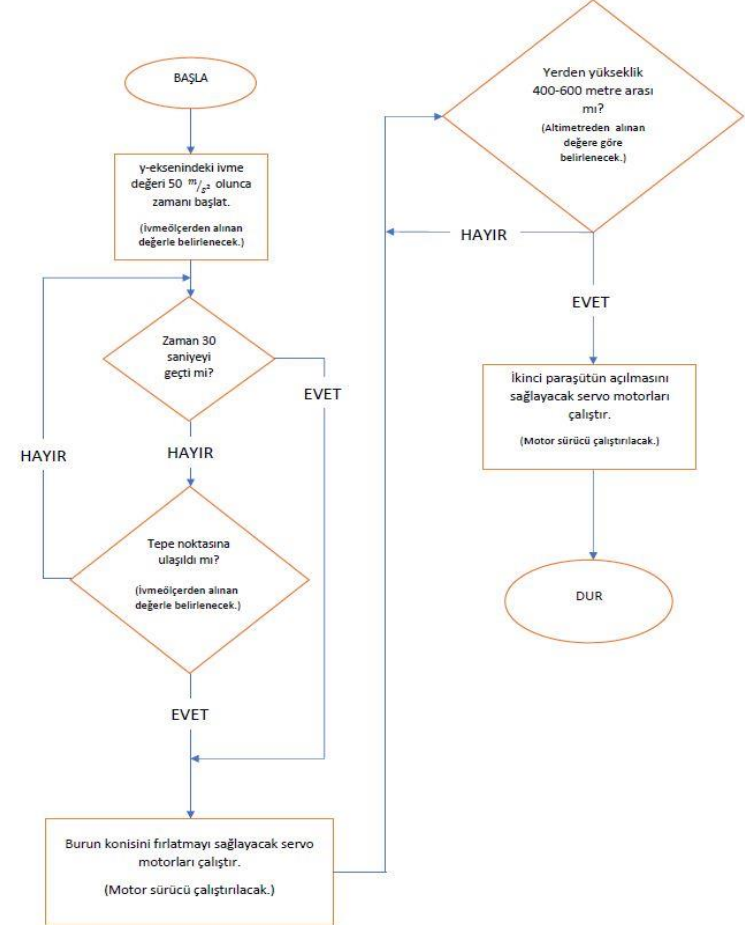
- 1) *Arduino : Rokette bulunan sensörlerden aldığı verileri işleyerek eylemleri gerçekleştirecek ve depolayacak elektronik komponenttir.*
- 2) *GSM : Yer bilgisayarı ile iletişimi sağlayacak modüldür.*
- 3) *Motor Sürücü : Roketin kurtarma sistemlerini tahrik edecek motorları sürecektir.*
- 4) *LiPo : 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

- **GPS Testi:** Gps 'ten alınan veri uygun harita programları üzerinden kontrol edilecektir.
- **Servo Testi:** 180 derece dönüşü gerçekleştirmesi ve bunu uygun basınç altında, sürtünmeli ortamda mekanik ve elektronik olarak test edilmesi.
- **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





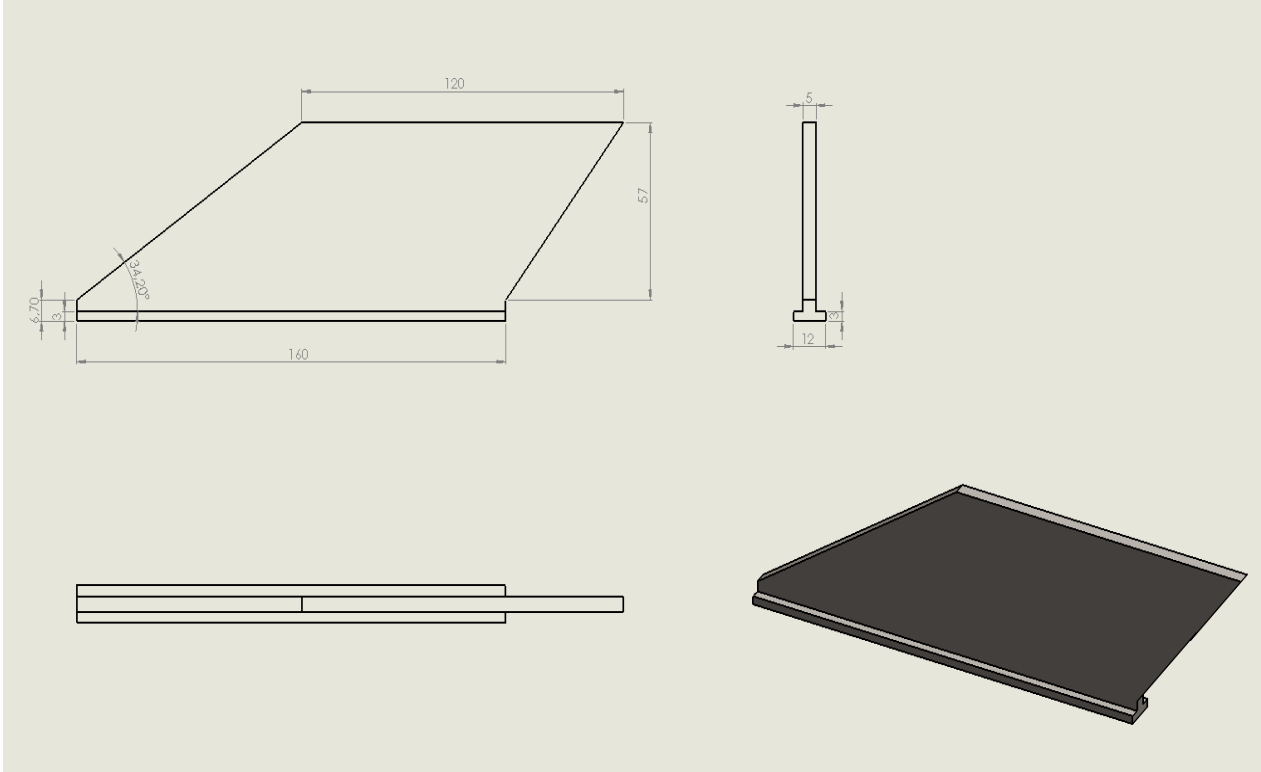
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler



- **Malzeme:** PVC-U
- **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  retilimi 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:** PA-6
- **Anlatım:** Şekilde gösterilen tasarım slot kanal yardımı ile gövdeye sabitlenmeye ve değiştirilebilirliğe uygun olarak tasarlanmıştır. Roketin arka ucuna vida dişleri açılacaktır. Dişlere ve roket çapına uygun bir alüminyum kapak tasarlanarak bu kapak ile kanatçıkların bulunduğu slot kanal kapatılıp kanatların sabitlenmesi sağlanacaktır. Herhangi bir durumda bu kapak sayesinde kanatlar kolayca değiştirilebilecek ve roketin alt kısmındaki ısı vida dişlerinin ısıyı dağıtması ile slot kanaldan uzaklaştırılacaktır. Kanatçıklar roketin diğer bölümleri üretildikten ve ağırlık merkezinin gerçek konumu belirlendikten sonra istenen stabiliteyi elde etmek için en son üretilen olacaktır.
- **Üretim:** Kanatlar poliamid levhadan CNC tezgahta uygun form verilerek üretilen olacaktır.



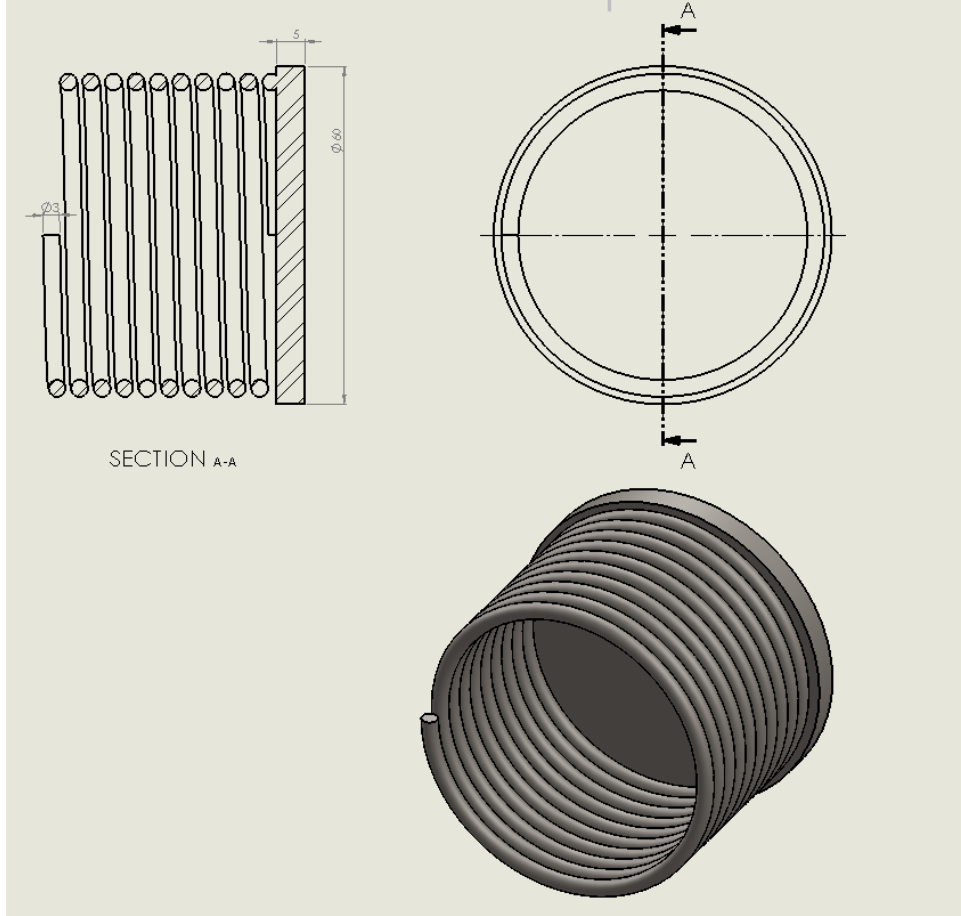
Yapısal - Kanatçık



• Mekanik Özellikler

Sembol	PA 6
Yoğunluk (g/cm ³)	1.12 - 1.14
Kopma Mukavemeti (Mpa)	40-80
Kopma Uzaması (%)	30-300
Eğilme Mukavemeti (Mpa)	76-100
Basma Mukavemeti (Mpa)	65-110
Darbe Mukavemeti (çentikli) (j/cm)	0.32-0.54

Yapısal - Yaylar



Diameter of spring wire, d :	3	mm
Outer diameter of spring, D_{outer} :	60	mm
Free length of spring, L_{free} :	100	mm
Number of active coils, n_a :	5	
Youngs modulus of material, E :	200	GPa
Poisson ratio of material, ν :	0.3	
Density of material, ρ :	7850	kg/m ³

Answers

Spring constant, k :	841 N/m	N/m
Maximum load possible, F_{max} :	66.4 N	N
Maximum shear stress possible, τ_{max} :	384 Mpa	Mpa

- Yaylar sahip oldukları potansiyel enerjiler ile roketin içerisindeki bazı parçaların dışarıya atılmasında görev alacaktır.
- **NOT:** Çizimler ve hesaplamalar yaklaşık değerler olarak verilmiştir.

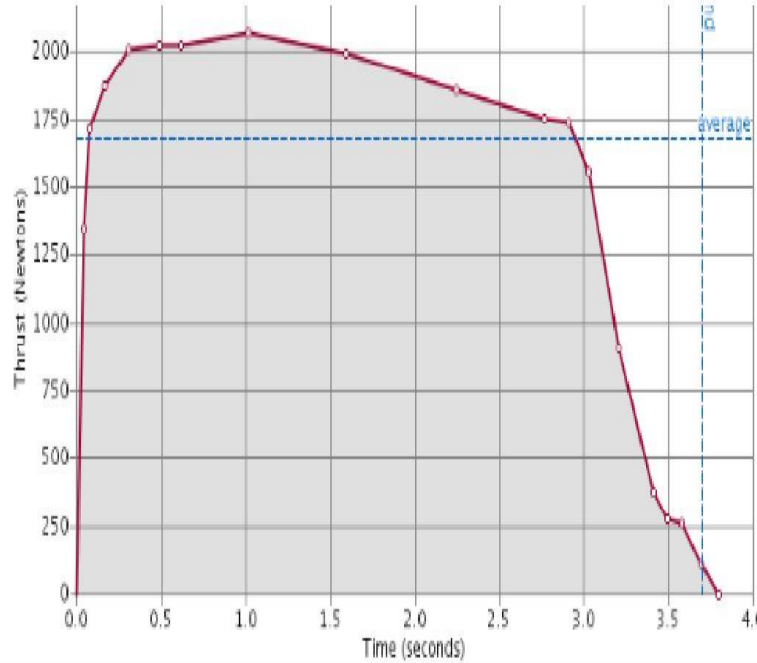


Motor



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



- **Burun Konisi Montajı:** Burun konisinin dolu kısmına paraşütü fırlatmak için kullanılacak yay vida yardımıyla monte edilecektir. Bu yayın üzerine sürüklenme paraşütü konulacak ve poliüretan malzeme kullanılarak merkezlenecektir. Bu yayın ortasından koninin dolu kısmına eyebolt takılarak bir ip yardımıyla paraşüt ve burun konisi birbirine bağlanmış olacaktır.
- **Elektronik Aksan Montajı:** Uçuş sırasında kullanılacak olan sensörler uçuş bilgisayarının üzerine takılacaktır. Uçuş bilgisayarı ise roketin içerisine takılmasını kolaylaştıracak pvc borudan hazırlanmış kabın içerisine yerleştirilerek roketin içerisine monte edilmeye hazır duruma getirilecektir.
- **Faydalı Yük Modülü Montajı:** Sac metal, modülün içerisine yerleştirildikten sonra hazırlanan aviyonik sistem bu modülün içerisine vida yardımı ile monte edilecektir. İçerisinde aviyonik sistem bulunan silindirin her iki tarafına, kullanılacak yayların takılacağı zeminler konularak vida yardımıyla modüle sabitlenecektir. Sabitlenen bu zeminlere yaylar monte edilecektir. Faydalı yük ise üzerine bir eyebolt takılarak modülün içerisine monte edilmesini ve dışarıya atılmasını kolaylaştıracak bir pvc boru ile birlikte modülün içerisine (Elektronik aksanın üst kısmına) koyularak kendisini dışarıya fırlatacak olan yayı sıkıştıracaktır. Ana paraşüt ise elektronik aksanın alt kısmına konularak kendisini fırlatacak yayı sıkıştıracaktır. Bir ip yardımıyla faydalı yük modüle ve modül de ana paraşüte bağlanacaktır. Böylece roketin yere tek parça halinde inmesi amaçlanmaktadır. Kullanılan tüm yardımcı sistemler üretilen halkalar yardımıyla merkezlenecektir ve halkalar silikonla yapıştırılacaktır. Modülün iki uç kısmına ikişer servo motor yerleştirilecek ve bu motorların kilitlenmeyi sağlamak için kullanılacak pimlerinin montajı sağlanacaktır.



Roket Bütünleştirme Stratejisi



- **Motor Modülü Montajı:** Sac metal modülün içerisine yerleştirilecektir. Motorun takılacağı bir yatak hazırlanarak motor modülünün içerisine halkalar yardımı ile monte edilecektir. Motor modülünün alt kısmı ısıdan yalıtılmak amacıyla teflon malzeme ile güçlendirilecektir. Kanatçıkların takılacağı slot kanalların arka kısmına alüminyum bileziğin takılabileceği vida dişleri açılacaktır. Öncelikle kanatlar slot kanallara takılacak daha sonra ısıdan korumak için kullanılacak olan alüminyum bilezik sıkılacaktır. Motorun itiş esnasında boruya zarar vermemesi için modülün içerisine, hazırlanan plaka cıvata yardımıyla monte edilecektir. Eyebolt bu plakaya takılacak ve faydalı yük modülünün motor modülü ile olan bağlantısı yine bir ip yardımıyla sağlanacaktır.
- **Genel Montaj:** Tüm parçalar kendi içerisinde ayrı ayrı montajlandıktan sonra birbirleri ile birleştirileceklerdir. Burun konisinin ve faydalı yük modülünün pim delikleri çakıştırılarak bluetooth yardımıyla servo motorlar çalıştırılacak ve kilitlenme otomatik olarak sağlanacaktır. Aynı sistem faydalı yük ve motor modülleri arasında da uygulanacaktır.



Test Takvimi



Tarih	Tanımı
05.07.2018	CAE programları ile mukavemet testleri
25.07.2018	Yazılım testleri
30.07.2018	Uçuş bilgisayarının uyum testi
15.08.2018	Ayrılma mekanizması testleri
20.08.2018	Kurtarma mekanizması testleri
23.08.2018	Montaj testi
25.08.2018	Roketin ağırlık merkezinin belirlenmesi testi
26.08.2018	Donanım ve yazılım koordinasyonu testi

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



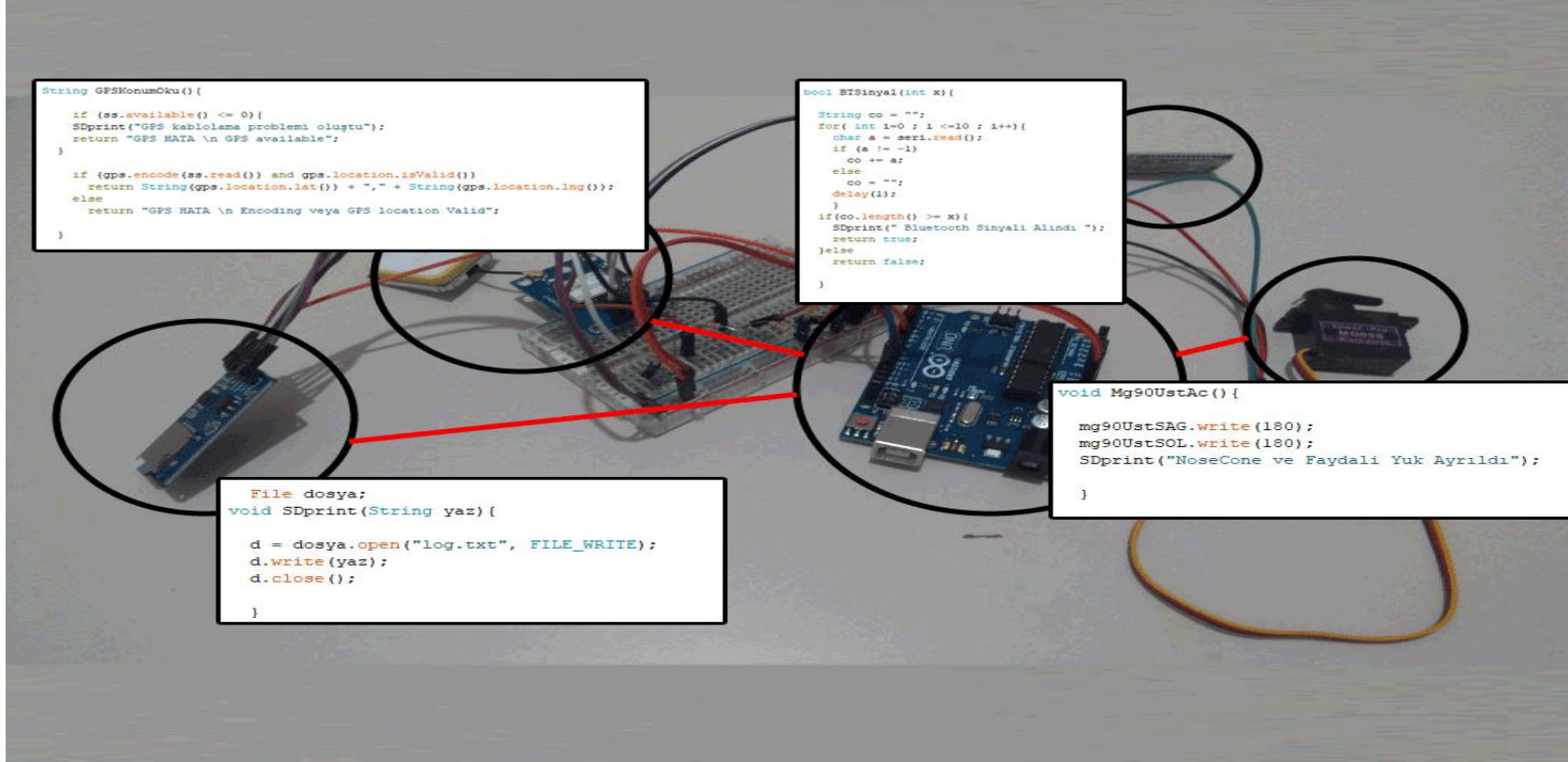
Testler



- **Mukavemet Testleri:** Uygun CAE programlarında kullanılan malzemenin termal ve düşme testleri analiz edildi ve sonuçlara göre hesaplamalar yapılarak yenilikler eklendi.
 - **Yapılan Değişiklikler**
 - Malzemenin mukavemetini arttırmak için içerisine metal sac ile güçlendirme yapılmasına karar verildi.
 - Malzemenin ısıya dayanımını arttırmak için iç kısmının teflon ile güçlendirilmesine, dış kısmına vida dişi açılarak ısı yayılımının arttırılmasına ve açılan dişlere alüminyum bilezik takılmasına karar verildi.
 - [Termal Test](#) ve [Düşme Testi](#)
- **Yazılım Testleri:** Kullanılan yazılımların uçuş bilgisayarı ile uyumu ve verilerin doğruluğu test edildi. Bilgisayar programları üzerinden konum verileri alındı ve kullanılacak temel kodlar şematik olarak gösterildi.
 - **Yapılan Değişiklikler**
 - Yapılan testler ve hesaplamalar sonucunda altimetre yerine GPS ile eş zamanlı irtifa tespiti yapacak bir basınç sensörü kullanılmasına karar verildi.



Testler



[Yazılım Testi](#) linkine buradan ulaşabilirsiniz.



Testler



- **Uçuş Bilgisayarının Uyum Testi:** Uçuş bilgisayarı ile ayrılma mekanizmasında kullanılacak servo motorların uyumu test edildi. Uyum testi yapılırken ekip tarafından eş zamanlı olarak servo motor dayanım testinin yapılması uygun görüldü.
 - **Yapılan Değişiklikler**
 - Yapılan testler ve hesaplamalar sonucunda uçuş bilgisayarının yeterli olduğuna fakat kullanılacak servo motorun katalogdaki değerleri tam olarak karşılamaması nedeniyle daha fazla tork gücüne sahip bir servo motor kullanılmasına karar verildi.
 - [Servo Motor ve Uçuş Bilgisayarı Uyum Testi](#)



Testler



- **Ayrılma Mekanizması Testleri:** Elektronik aksanın tüm kodları istenilen biçimde kombinlendikten sonra sistem manuel olarak çalıştırılacak ve ayrılma mekanizmasında kullanılan servo motorların sistem içerisinde doğru zamanda ve doğru bir biçimde çalışabilirliği test edilecektir.
- **Kurtarma Mekanizması Testleri:** Kullanılacak paraşütlerin sistem içerisindeki çalışabilirliği test edilecektir. Sistem içerisinde kullanılan yayların gerekli tepkiyi oluşturup oluşturamayacağı analiz edilecektir. Faydalı yükün dışarıya atılması da bu test kapsamında değerlendirilecektir.



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 tetiklenmesiyle 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		
Malzeme temini	Mekanik ve Elektronik Ekipleri			X	X
Gelen malzemelere göre tasarım optimizasyonu	Mekanik Ekibi			X	X
Uçuş bilgisayarının donanımsal tasarımı ve geliştirilmesi	Elektronik Ekibi		X	x	
Yazılımların geliştirilmesi ve elektronik testleri	Elektronik Ekibi			X	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	X
Uçuş bilgisayarının ve kurtarma sisteminin entegrasyonu	Mekanik ve Elektronik Ekipleri				X
Donanım ve yazılım koordinasyonunun laboratuvar ortamında kontrolü	Mekanik ve Elektronik Ekipleri			X	X
Paraşüt mekanik deney testleri	Mekanik Ekibi				X
Elektronik ve mekanik sistemlerin uyum testi	Mekanik ve Elektronik Ekipleri				X
İletişim modüllerinin kullanımı ve geliştirmesi	Elektronik Ekibi			X	X



Bütçe



Malzeme Türü	Kütle(gram)	Boyut(milimetre)	Malzeme Tahmini Birim Fiyatı (TL)
Arduino MEGA 2560 R3	37	101x54x32	₺220,00
MPL3115A2-I2C Barometrik Basınç - Yükseklik - Sıcaklık Sensörü	70	60x60x4	₺216,00
Arduino GSM - GPS - GPRS Geliştirme Modülü	70	79x50x15	₺220,00
11.1V 850mA 3S Lipo Pil	405	139x47x43	₺330,00
SG90 9G Servo Motor Mini	16	28x13,2x30,2	₺36,00
SD Kart ve Modül	5	20x14x4	₺46,00
Sürüklenme Paraşütü	235	1200(Çap)	₺400,00
Ana Paraşüt	374	1800(Çap)	₺600,00
PVC Boru	2433	1630x110 dış çap 3,2mm et	₺300,00
PA-6 Çubuk	4732	320x130(Çap)	₺300,00
PA-6 Levha	6247	200x200x150	₺200,00
Toplam	-	-	₺2868,00