TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Lise Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
TEBER ROKET TAKIMI

Takım Yapısı

Ahmet Furkan TOPÇU-Üye
Aviyonik-Üretim
Atakum Anadolu İHL (11)

Şahin PALA-Üye
Tasarım-Analiz
Bafra Fen Lisesi (10)

Hüseyin TOPAÇ-Üye
Üretim
Atakum Anadolu İHL (10)

Yusuf Eren KILIÇ-Üye
Tasarım-Analiz
Atakum Anadolu İHL (10)

Mahmut Esad USTAOSMANOĞLU
Kaptan
Tasarım- Analiz
Atakum Anadolu İHL (11)

Erkan Tuzcu
Danışman
Atakum BİLSEM

Zekeriya AKTAŞ-Üye
Tasarım-Analiz
Atakum Anadolu İHL (11)

Akif ATAY-Üye
Analiz-Üretim
Atakum Anadolu İHL (9)

Akif Emir BİLİCİ-Üye
Aviyonik-Üretim
Atakum BİLSEM (11)

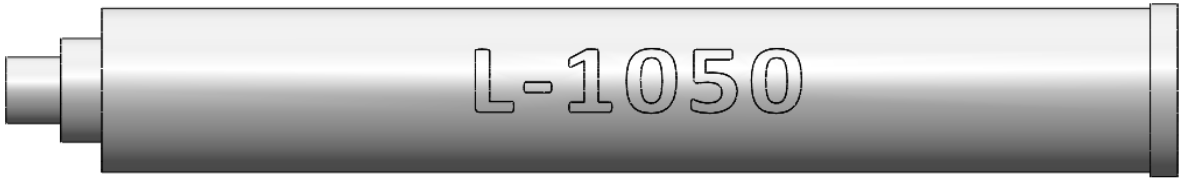
Furkan TEBER-Üye
Aviyonik-Üretim
Atakum Anadolu İHL (11)

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

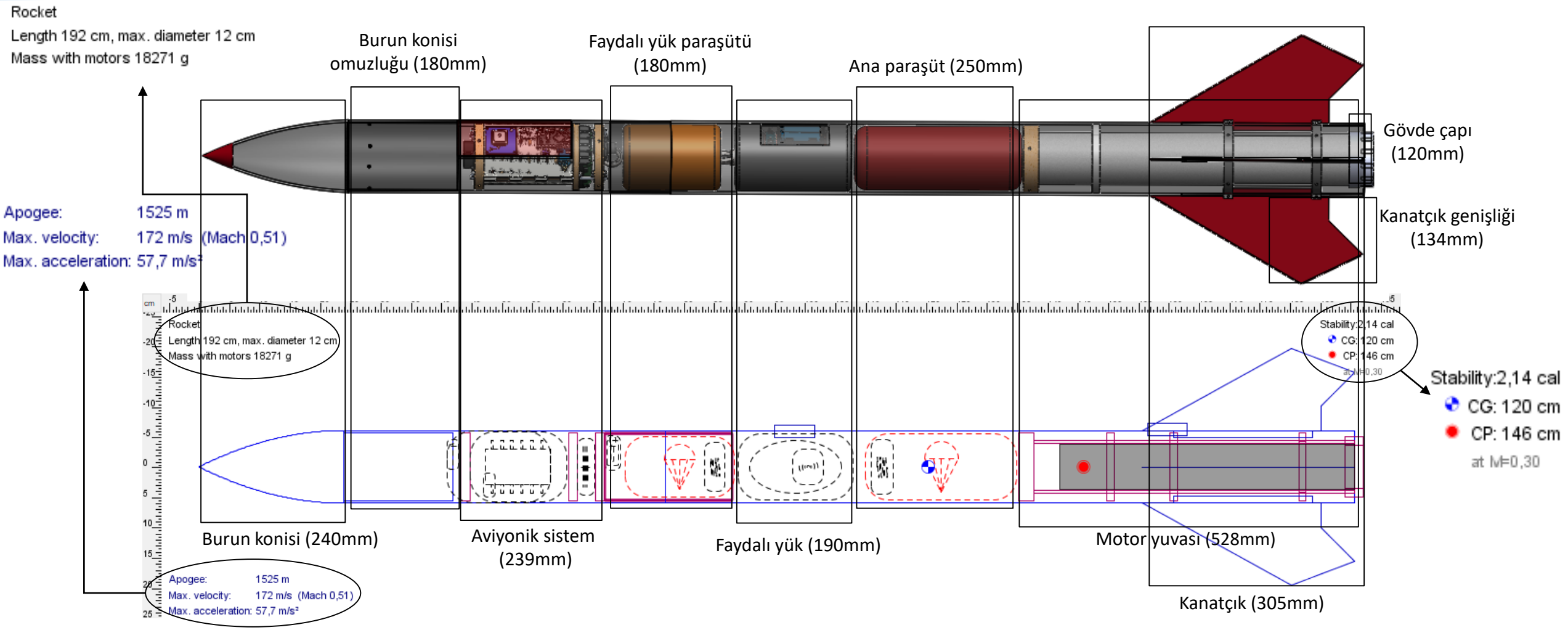
Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler	
	Ölçü
Boy (mm):	**1910 mm**
Çap (mm):	**112 mm**
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	**14823 g**
Yakıt Kütlesi (g):	**1864 g**
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	**1584 g**
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	**4050 g**
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	**18271 g**

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri	
	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	**6,32**
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	**25,2 m/s**
Stabilite (0.3 Mach için):	**2,14 cal**
En büyük ivme (g):	**57,9 m/s²**
En Yüksek Hız (m/s):	**172 m/s**
En Yüksek Mach Sayısı:	**0,51 Mach**
Tepe Noktası İrtifası (m):	**1525 m**

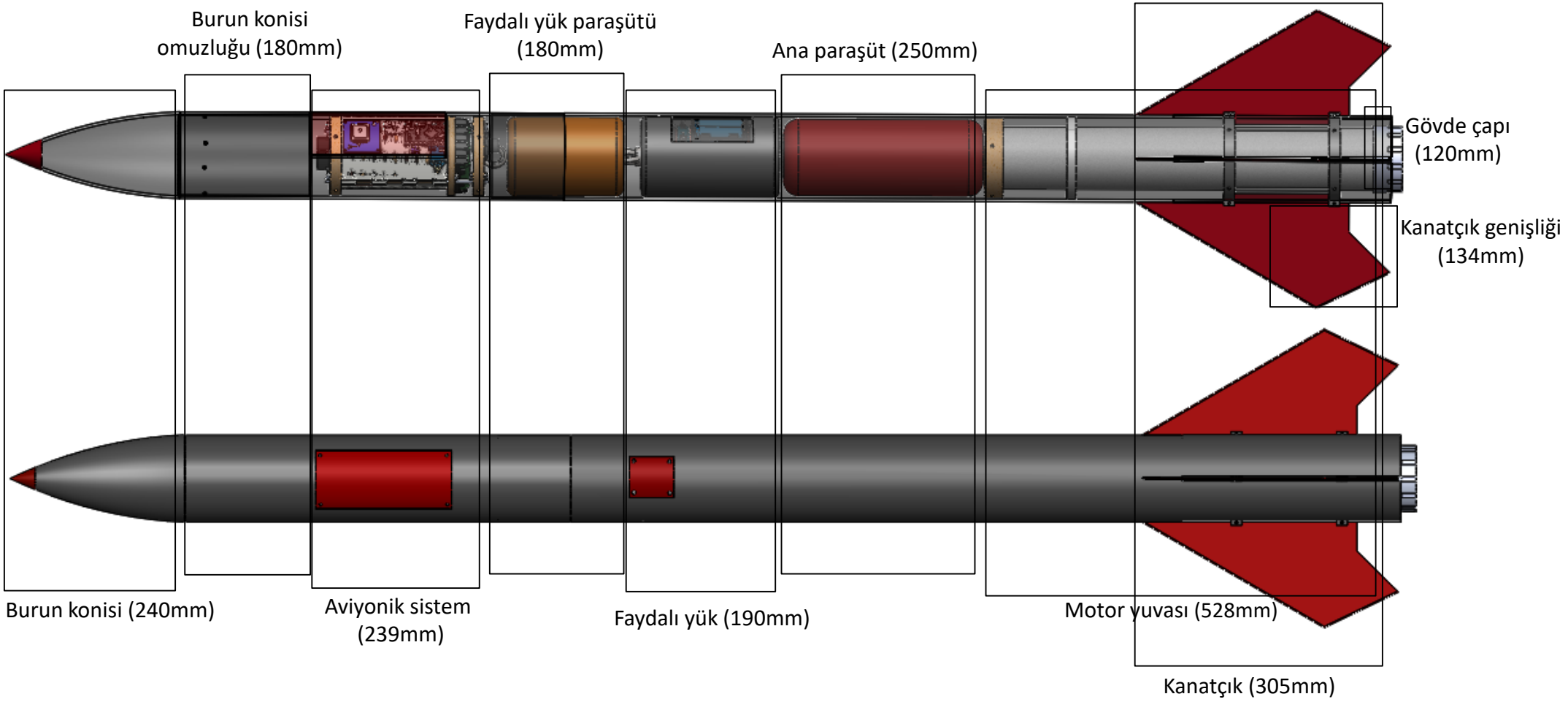
Motor
L-1050



Genel Tasarım

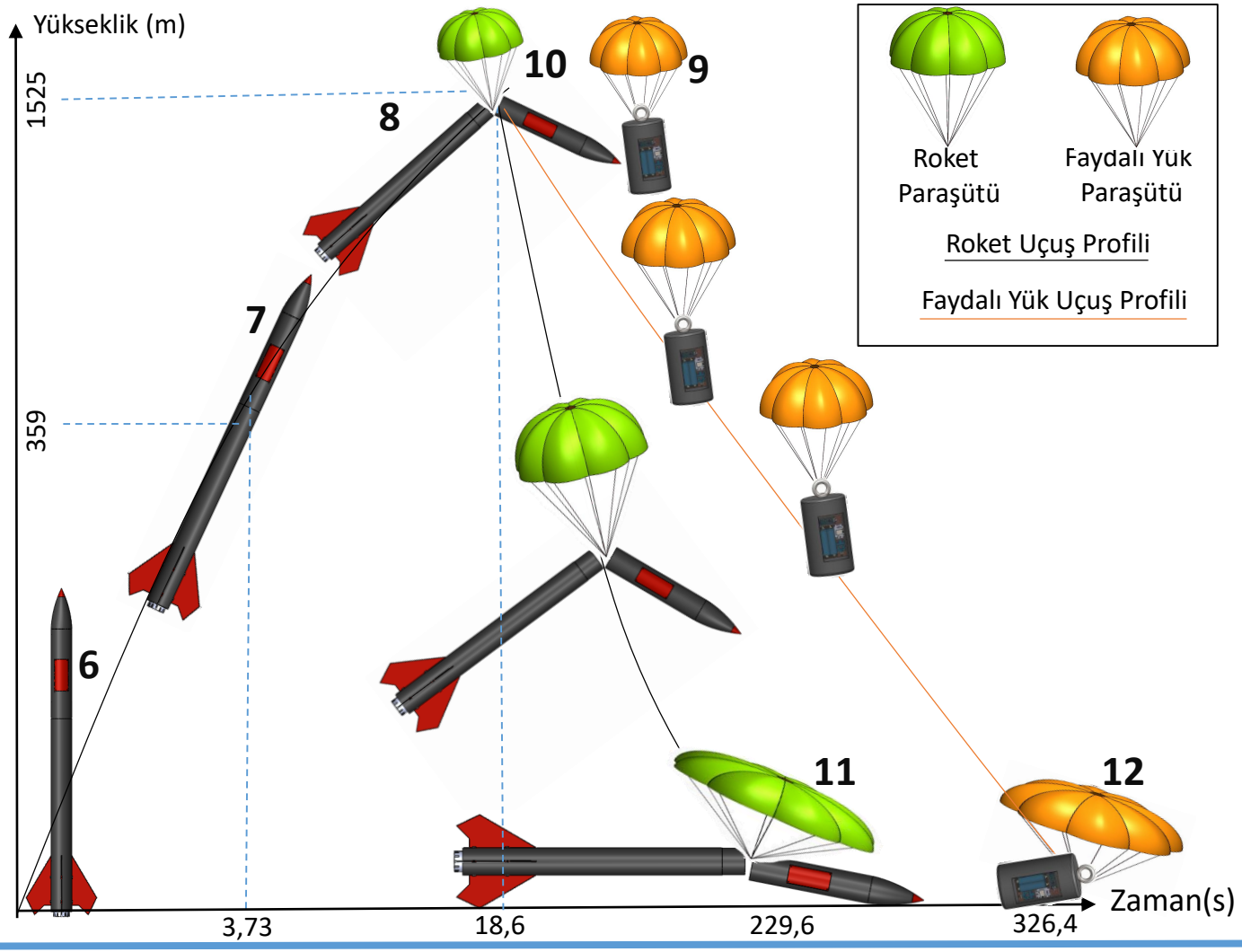


Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)

Sıra	Fırlatma Süreci	Aşama	İrtifa
1	Son montaj kontrollerinin yapılması	Montaj	-
2	Roketin rampaya taşınması	Uçuş Öncesi	-
3	Altimetrenin açılıp rokete yerleştirilmesi	Uçuş Öncesi	-
4	Aviyonik sistemin aktive edilmesi	Uçuş Öncesi	-
5	Yer istasyonu ile bağlantıların gerçekleştirilmesi	Uçuş Öncesi	-
6	Roketin ateşlenmesi	Uçuş [0.saniye]	6 m
7	Burnout'un gerçekleşmesi	Uçuş [3,73. saniye]	359 m
8	Apogee noktasına gelinmesi	Uçuş [18,6. saniye]	1525 m
9	Faydalı yükün gövdeden ayrılması	Uçuş[18,7. saniye]	1524 m
10	Roket paraşütünün açılması	Uçuş[18,7. saniye]	1524 m
11	Roketin yere inmesi	Uçuş[229,6. saniye]	0 m
12	Faydalı yükün yere inmesi	Uçuş	-
13	GPS üzerinden konum belirlenmesi	Uçuş Sonrası	-
14	Roketi aramaya çıkılması	Uçuş Sonrası	-
15	Roketin tüm parçalarının ve faydalı yükün hakem heyetine verilmesi	Uçuş Sonrası	-



ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu43	ÖTR'de Hangi Sayfada?	ÖTR'de İçerik Neydi?	KTR'de İçerik Ne Oldu?	KTR'de Hangi Sayfada?
Paraşüt Şekli	22	Paraşüt Şekli Sekizgendi.	Paraşüt Şekli Dairesel Oldu.	38
Roket Paraşütü Rengi	22	Roket paraşütü rengi Yeşil-Siyah olarak belirlenmişti	Ana Paraşüt renginin sadece yeşil olmasına karar verildi.	38
Payload Malzemesi	26	Payload malzemesi pirinç olarak belirlenmişti.	Payload malzemesi alüminyum olarak değiştirildi	43
Payload Paraşütü Rengi	22	Payload paraşütü rengi Sarı-siyah olarak belirlenmişti.	Payload Paraşütü rengi turuncu olarak değiştirildi.	38
Ticari Sistem Modeli	27	Ticari sistem modeli Telemetrum olarak belirlenmişti	Ticari sistem modeli RRC3 Sport altimeter olarak değiştirildi	48

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu	KTR'deki İçerik Detayı	KTR'de Hangi Sayfada
Analizler	Yapısal ve Termal Analizler	Yapısal ve termal analizler sunularak materyal hakkında daha açıklayıcı içerik sunuldu.	15,18,21,24
Payload Kapağı	Payload aktivasyonu	Rampa esnasında payload'ın aktivasyonu için kapak eklendi.	20
Haberleşme	Xbee	Xbee modülünün modeli Xbee Pro S3B olarak belirlendi.	52
Bütünleştirme Stratejisi	Roketin bütünleştirilme stratejisi	Alanda uygulanacak adımlar birer birer verildi	29,30,31
Testler	Test sonuçları ve görseller	Yapılan testlerden elde edilen sonuçlar ve test görselleri ilgili bölümlerde sunuldu	45,46,57,58
Kurtarma Stratejisi	Alanda görevli kişi dağılımları	Herkese kurtarma başlangıcından sonuna kadar olan görevleri dağıtıldı.	36

Kütle Bütçesi

Roket Ürün Ağacı-1				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle (gram)	Malzeme	Adet
Burun Konisi	Burun Konisi Gövdesi	820 g	Alüminyum	1
	4,2 × 4 mm Vida	44 g	Çelik	4
Motor bölümü	Motor Kundağı	1243 g	Cam Elyaf	1
	Motor	3448 g	-	1
	Merkezleme Halkası	142 g	Alüminyum	1
	Faturalı Sistem Kapağı	174 g	Alüminyum	1
	Motor Bloğu	641 g	Alüminyum	1
Aviyonik Sistem Bloğu	Bakır Plaka	59,5 g	Bakır	1
	4V Li-İon Pil	145,5 g	-	3
	Pil Yatağı	30 g	Plastik	1
	Aviyonik Blok Parçaları	356,67 g	Balsa-kontrplak	5
	Somun	116 g	Çelik	10
	Blok Birleştirme Çubuğu	213 g	Çelik	2

Kütle Bütçesi

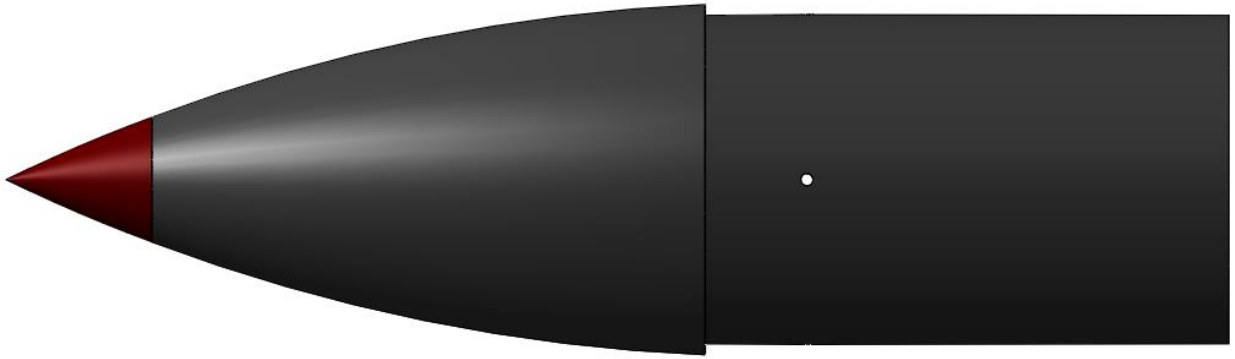
Roket Ürün Ağacı-2				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle (gram)	Malzeme	Adet
Kanatçıklar	Kanatçık	882 g	Alüminyum	4
	Kanatçık Aparatı	376 g	Alüminyum	1
	3,5×10 mm Vida	152 g	Çelik	8
Faydalı Yük	Faydalı Yük Gövdesi	4050 g	Pirinç	1
	Bakır Plaka	78 g	Bakır	1
	U blox Neo-7M GPS	18 g	-	1
	Xbee Verici	10 g	-	1
	M10 Mapa	110 g	Tek Parça Dövülmüş Çelik	1
	4V Li-ion Pil	97 g	-	2
	Pil Yatağı	15 g	Plastik	1
	Arduino Nano	7 g	-	1
	2,5×5 mm Vida	23 g	Çelik	4

Kütle Bütçesi

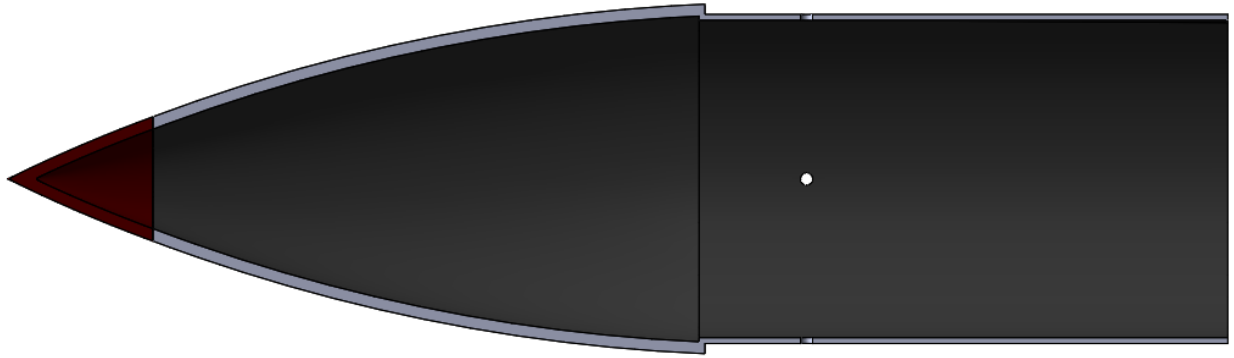
Roket Ürün Ağacı-3				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle (gram)	Malzeme	Adet
Gövde	Alt Gövde	2980 g	Cam Elyaf	1
	Üst Gövde	1429 g	Cam Elyaf	1
	Bulkhead	42 g	Kontrplak	3
Ana Aviyonik Sistem	RRC Sport Altimeter Ticari Sistem	20,13 g	-	1
	Li-İon Piller	27 g	-	1
Yedek Aviyonik Sistem	MS5611 basınçölçer	10 g	-	1
	U blox Neo-7M GPS	18 g	-	1
	Atmega 328P	16 g	-	1
	MPU6050 Jiroskop ve İvme Sensörü	6 g	-	1
Paraşütler	Roket Paraşütü	416 g	Naylon	1
	Faydalı Yük Paraşütü	92,2 g	Naylon	1
Toplam Kütle	18.271 g			

Roket Alt Sistem Detayları

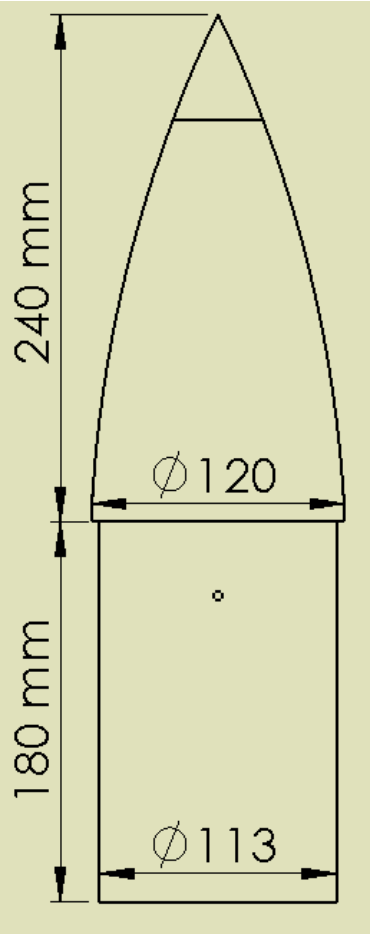
Burun Konisi Mekanik Görünüm



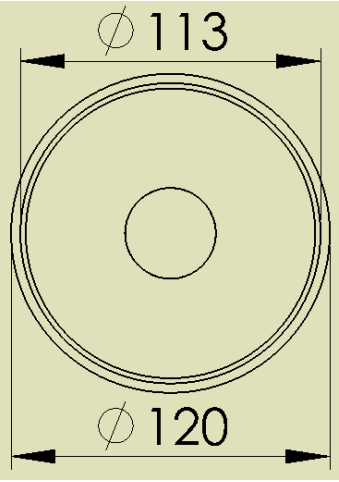
Burun Konisi CAD Görüntüsü



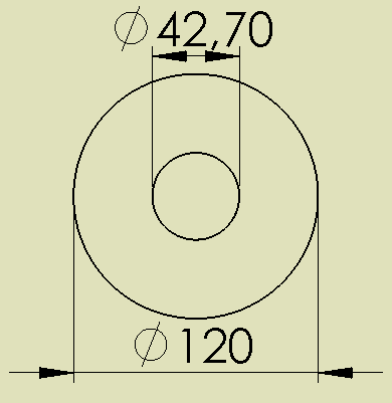
Burun Konisi Kesit Görünüm



Burun Konisi Teknik Çizim



Burun Konisi Alttan Teknik Görünüm



Burun Konisi Üstten Teknik Görünüm

Burun Konisi – Detay

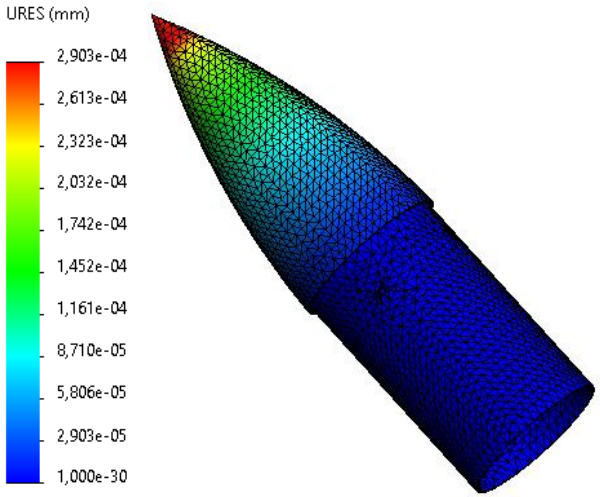
Alüminyum (7075-T6) Malzeme Özellikleri Tablosu								
Erime Sıcaklığı	Çekme Mukavemeti (MPa)	Akma Mukavemeti (Mpa)	Elastisite Modülü (Gpa)	Yorulma Dayanımı (Mpa)	Kopma Dayanımı (F_{max}/Ao)	Uzama (l_1/l_2)	Sertlik (Brinell)	Yoğunluk
660,3 °C	553	472	68	110	%11	%8	150	2,7 g/cm^3
Seçilme Nedeni: Alüminyumun bulunabilirlik ve fiyat bakımından iyi olmasının yanı sıra diğer seçeneklere göre daha hafif bir metal olduğundan ve işlenebilirlik bakımından daha kolay olması sebebiyle tercihimiz alüminyumdan yana olmuştur.								

Üretim Bilgileri Tablosu	
Üretim Yöntemi	CNC Talaşlı İmalat [5 Eksenli CNC Makinesinde]
Kullanma Yöntemi	Tasarlanmış bir iş parçasının standartlara uygun olarak projelendirilmiş teknik resmi referans alınarak, parça üzerinden farklı şekil ve büyüklüklerde talaş kaldırılarak istenilen geometrik şekli verme işlemidir.
Seçilme Nedeni	Talaşlı imalat malzemeden fazla kullanmaktadır fakat parça yüzeyi pürüzsüz ve artansız olmaktadır. Yüzeyin pürüzsün olması havadaki sürtünme kuvvetinin roketimize en az seviyede etki etmesini ve bu sayede hem irtifa hem de stabilite değerlerinin istediğimiz gibi olmasını mümkün kılmaktadır.
Üretim Yeri	Samsun Organize Sanayi Bölgesi

Fiziksel Özellikler / Gereksinimler	**Parabolik (+)**	**Konik**	**Eliptik**
Üretilebilirlik	Kolay	Kolay	Kolay
Stabilite (cal)	2,14	2,14	2,14
Maksimum Hız (m/s)	172	172	170
İrtifa (m)	1526	1487	1486
Maksimum İvme (m/s^2)	57,9	58,3	57,5

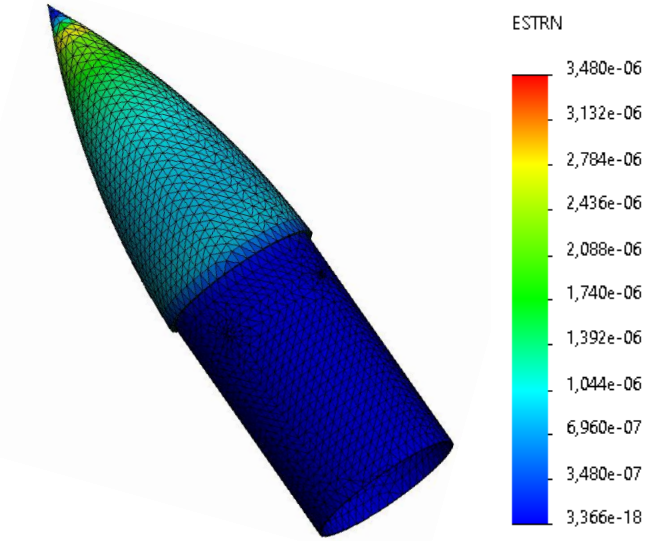
▪ **En Uygun** • **Uygun** • **Uygun Değil**

Burun Konisi – Detay

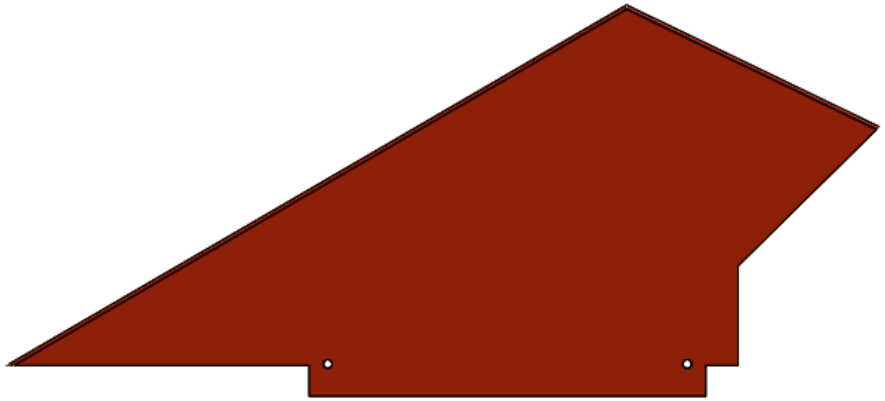


Solda verilen görselde burun konimizin Solidworks ’ten aldığımız statik (displacement) analiz sunulmuştur. Open Rocket'ten aldığımız verilere göre roketimizin maksimum karşılaştığı kuvvet büyüklüğü 170 Newton’dur. Omuzluk kısmını sabit tutup uç kısmında 170N kuvvet uygulandığımız zaman soldaki görselde de gösterildiği üzere bozulma oranları tolere edilebilir olarak gözlemlenmiştir. Bozulmanın maksimum olduğu yerlerde yer değiştirme (displacement) oranı 0.002mm , minimum olduğu yerlerde ise 0,001 olarak belirlenmiştir.

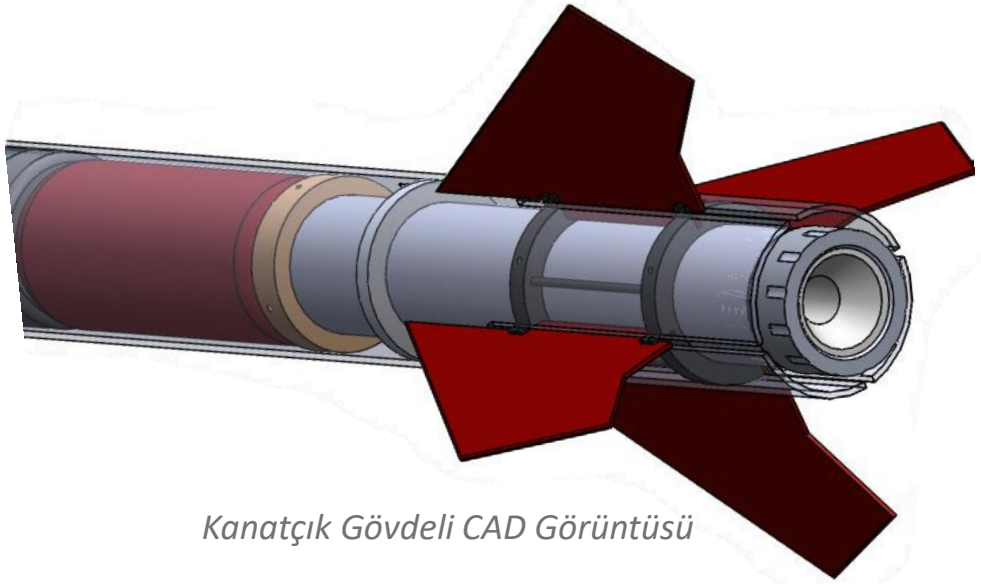
Sağdaki görselde burun konimizin statik (strain) analizi sunulmuştur. Üstteki analizde olduğu gibi yine omuzluk [shoulder] kısmı sabit tutulup 170 Newton’luk bir kuvvet burun konimize üst kısımdan uygulanmıştır. Elde ettiğimiz verilere göre burun konimizin yapısında büyük bir değişim gözlenmemiştir. Maksimum 0,0069’lik, minimum ise 0,001’lik bir gerilme olduğu anlaşılmaktadır. Bu da tolere edilebilir bir orandır.



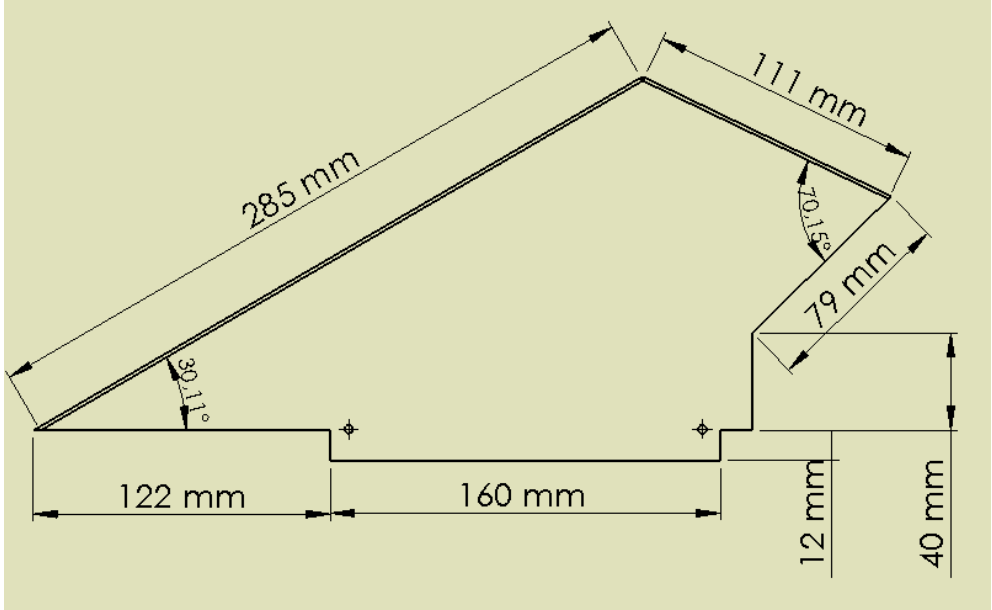
Kanatçık Mekanik Görünüm



Kanatçık CAD Görüntüsü



Kanatçık Gövdeli CAD Görüntüsü



Kanatçık Teknik Çizim

Kanatçık – Detay

Alüminyum (7075-T6) Malzeme Özellikleri Tablosu								
Erime Sıcaklığı	Çekme Mukavemeti (MPa)	Akma Mukavemeti (Mpa)	Elastisite Modülü (Gpa)	Yorulma Dayanımı (Mpa)	Kopma Dayanımı (F_{max}/Ao)	Uzama (l_1/l_2)	Sertlik (Brinell)	Yoğunluk
660,3 °C	553	472	68	110	%11	%8	150	2,7 g/cm^3
Seçilme Nedeni: Alüminyumun bulunabilirlik ve fiyat bakımından iyi olmasının yanı sıra diğer seçeneklere göre daha hafif bir metal olduğundan ve işlenebilirlik bakımından daha kolay olması sebebiyle tercihimiz alüminyumdan yana olmuştur.								

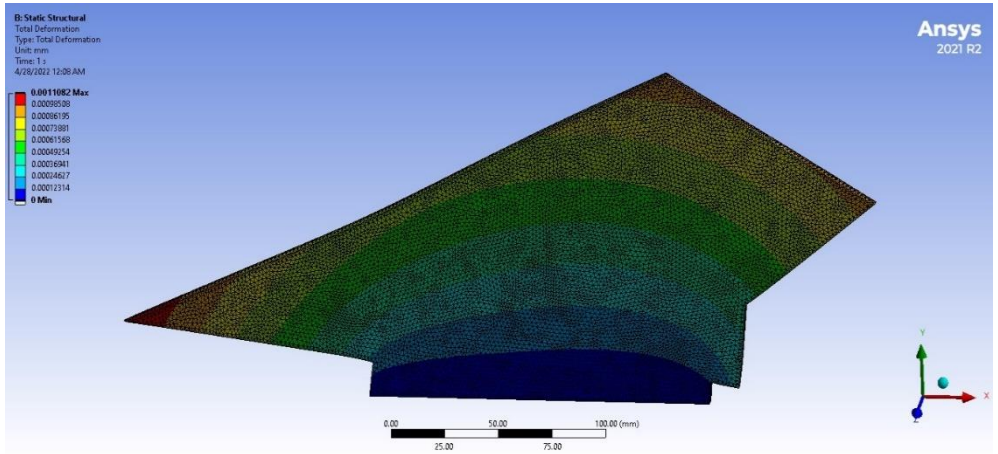
Üretim Bilgileri Tablosu	
Üretim Yöntemi	CNC Talaşlı İmalat [5 Eksenli CNC Makinesinde]
Kullanma Yöntemi	Tasarlanmış bir iş parçasının standartlara uygun olarak projelendirilmiş teknik resmi referans alınarak, parça üzerinden farklı şekil ve büyüklüklerde talaş kaldırılarak istenilen geometrik şekli verme işlemidir.
Seçilme Nedeni	Talaşlı imalat malzemeden fazla kullanmaktadır fakat parça yüzeyi pürüzsüz ve artansız olmaktadır. Bunun yanı sıra talaşlı imalatta montaj noktaları daha detaylı olacağından montaj esnasında parçalar birbirlerine daha kolay ve sağlam tutunmaktadır.
Üretim Yeri	Samsun Organize Sanayi Bölgesi

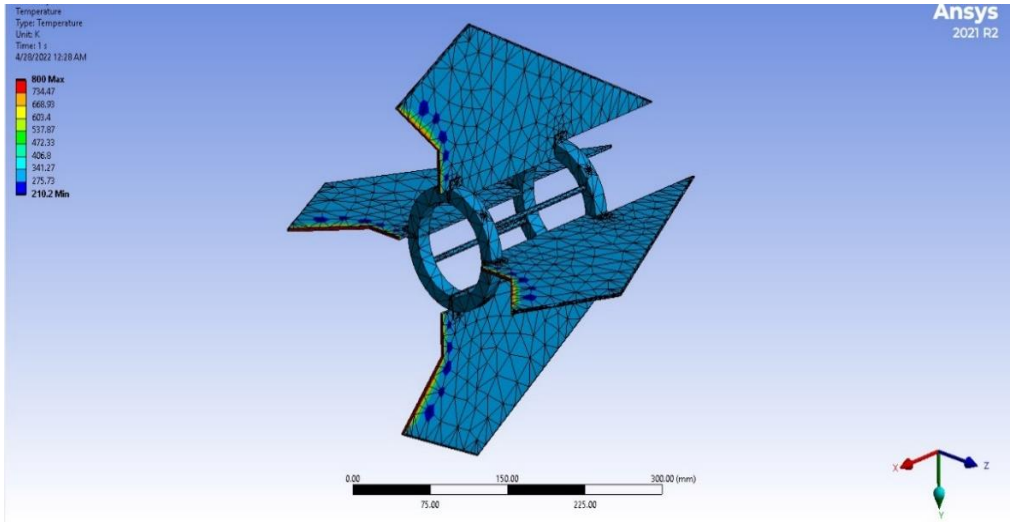
Fiziksel Özellikler / Gereksinimler	Eliptik	Trapez	Free Form (+)
Üretilebilirlik	Zor	Kolay	Orta
Stabilite (cal)	-1,33	0,104	2,14
Maksimum Hız (m/s)	183	170	172
İrtifa (m)	1675	1512	1526
Maksimum İvme (m/s^2)	61,6	57,4	57,9

▪ En Uygun • Uygun • Uygun Değil

Kanatçık – Detay

Sağdaki görselde kanatçığımıza uygulanan yapısal (statik) analiz verilmiştir. Roketimiz havada giderken kendisine karşı hava sürtünmesi (Drag Force) etki etmektedir. Bu da kanatçığın yapısında bozulmalara sebep olabilmektedir. Analizin gerçekleştirilebilmesi için öncelikle kanatçıklara küçük boyutlu meshler atanmıştır. Böylece elde edilen analizin daha detaylı ve doğru sonuçlar vermesi sağlanmıştır. Malzeme modelleri tanıtıldıktan ve malzeme bilgisi alüminyum olarak girildikten sonra sonuçlar alınmıştır. Görselde de sunulduğu üzere maksimum deformasyon değeri *0.0011 mm* olmaktadır.



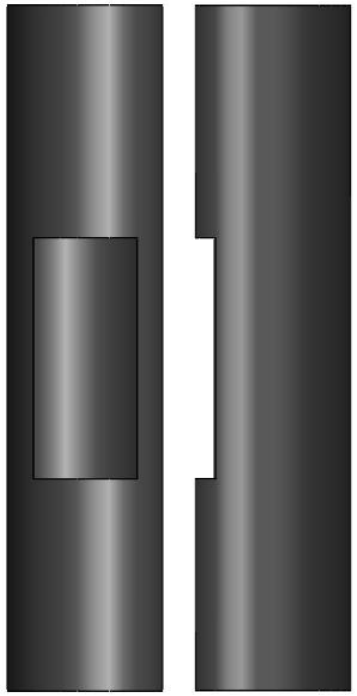


Solda verilen görselde kanatçığımızın sabitleyicisi ile birlikte termal analiz görüntüleri verilmiştir. Statik analizde olduğu gibi yine küçük boyutlu meshler atanarak aldığımız sonucun en doğru şekilde olması sağlanmıştır. Kanatçığın havayı karşılayan kısmı ve motor bölgesine en yakın olan kısmı, sıcaklığın etki edeceği bölge olarak belirlenmiştir. Bu testin yapılma amacı, kanatçığımızın karşılaşacağı sıcaklıklara karşı olan direnci belirlemektir. Verilen analizden de anlaşılabileceği üzere kanatçıklarımız ve kanatçık sabitleyicimiz motorun yaydığı sıcaklığa ve hava sürtünmesinden kaynaklı oluşabilecek sıcaklığa karşı dayanıklıdır.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

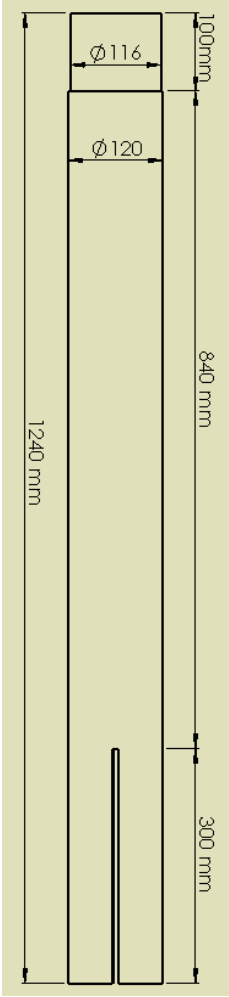
Not: *Şartnamede belirtilen bölgelerde, belirtilen ölçülerde statik basınç delikleri bulunmaktadır.*

Alt Gövde CAD Görüntüsü

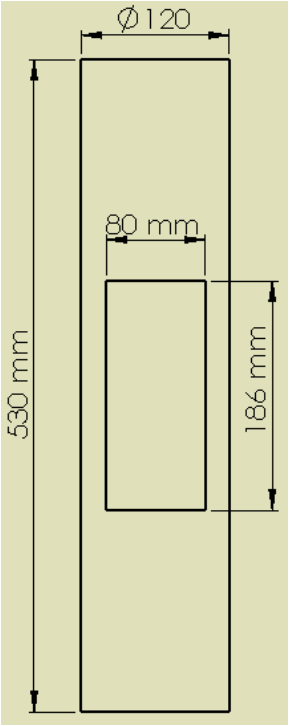


Üst Gövde CAD Görüntüsü

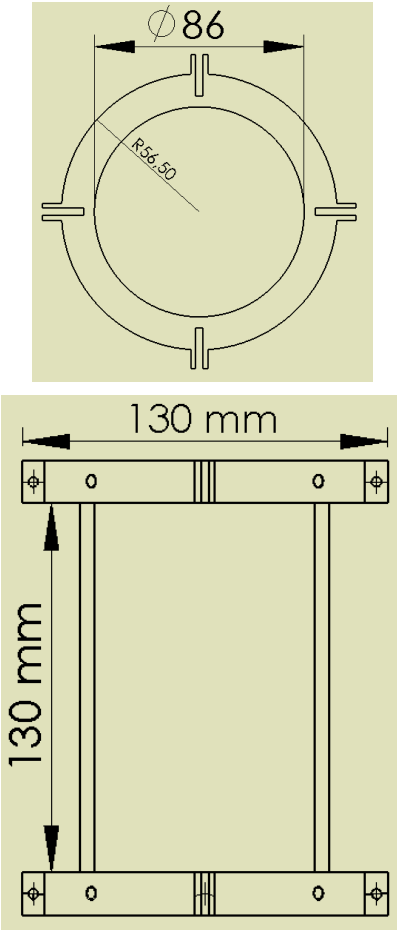
Kanatçık Aparatı CAD Çizimi



Alt Gövde Teknik Çizimi

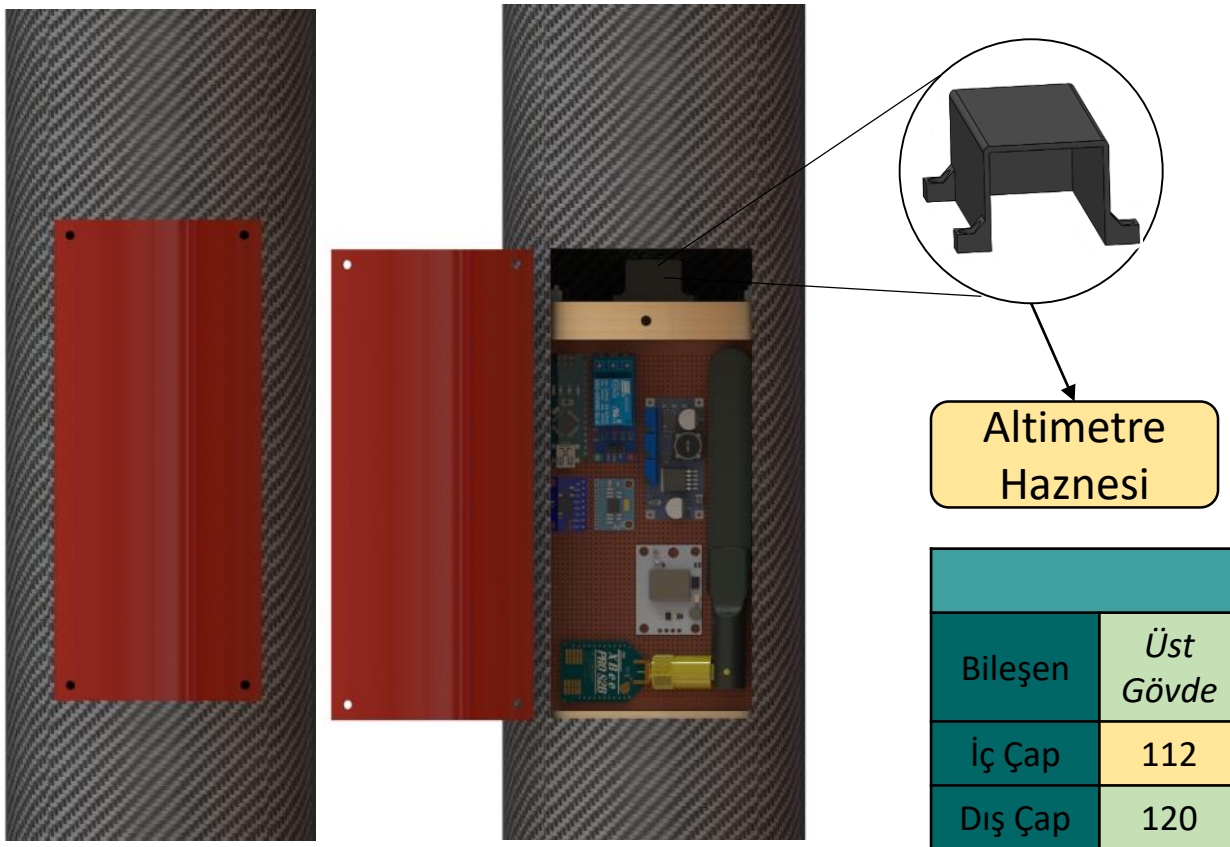


Üst Gövde Teknik Çizimi

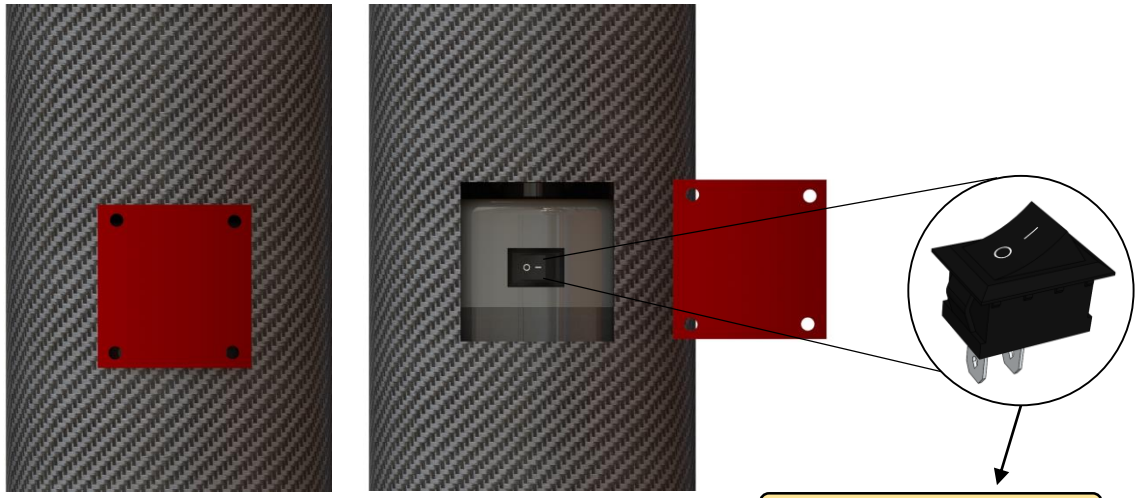


Kanatçık Aparatı Teknik Çizimi

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm



Aviyonik Aktivasyon Kapağı Açık ve Kapalı Hali (Dışarıdan Mekanik Olarak Erişilebilen Parçalar)

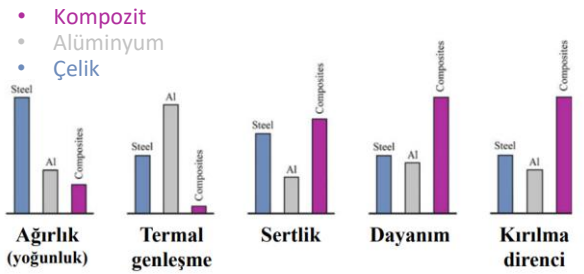


Payload Aktifleştirme Kapağı (Dışarıdan Mekanik Olarak Erişilebilen Parçalar)

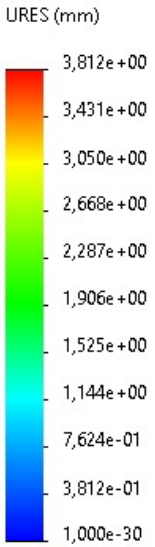
TEKNİK ÖLÇÜ TABLOSU *(Ölçüler mm cinsinden verilmiştir.)*								
Bileşen	*Üst Gövde*	*Alt Gövde*	*Motor Kapağı*	*Bulkhead*	*Fatura Yuvası*	*Merkezleme Halkası*	*Kanatçık Aparatı*	*Entegrasyon Bölgesi*
İç Çap	112	112	71	-	74	86	86	108
Dış Çap	120	120	112	111	84	111	111	112
Uzunluk	530	1140	40	-	38	10	150	180
Kalınlık	4	4	23	25	5	12,5	12,5	2

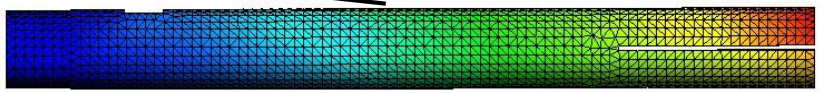
Yapısal – Gövde Parçaları

Roket gövdesi için cam elyafı kullanılmasının nedeni cam elyafın roketin irtifa, stabilite ve hız verileri için en optimum seçeneği sunmasıdır. Karbon fibere göre daha ucuz olması, alüminyuma göre daha hafif olması ve diğer seçeneklerin bu isterleri tam olarak karşılayamamasından dolayı gövde üretimi için cam elyaf tercih edilmiştir.

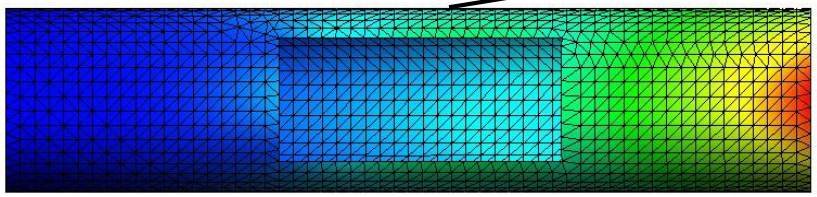


Özellikler \ Malzeme	Cam Elyaf (seçildi)	Karbon Fiber	Alüminyum
Üretilebilirlik	Kolay	Zor	Çok kolay
Sinyal Geçişine elverişlilik	Çok Elverişli	Elverişsiz	Elverişli
Hafifilik	Çok Hafif	Çok Hafif	Hafif
Maliyet	Ucuz	Çok Pahalı	Pahalı
Mukavmet	Çok Sağlam	Çok Sağlam	Sağlam
• Uygun değil	• Uygun		• En Uygun

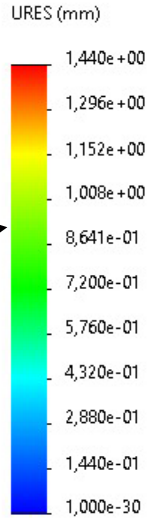




Alt Gövde Basma Dayanımı (4500N)



Üst Gövde Basma Dayanımı (4500N)



Cam elyafı Malzeme Özellikleri					
Bükülme Mukavemeti (MPa)	Eğilme Modülü (MPa)	Gerilme Kuvveti (MPa)	Gerilim modülü (Mpa)	Basma Dayanımı	Uzama (%)
110.316-220.632	5515.80-9652.66	62.05-124.10	5515.80-9652.66	103.42-172.36	%1-%2.5

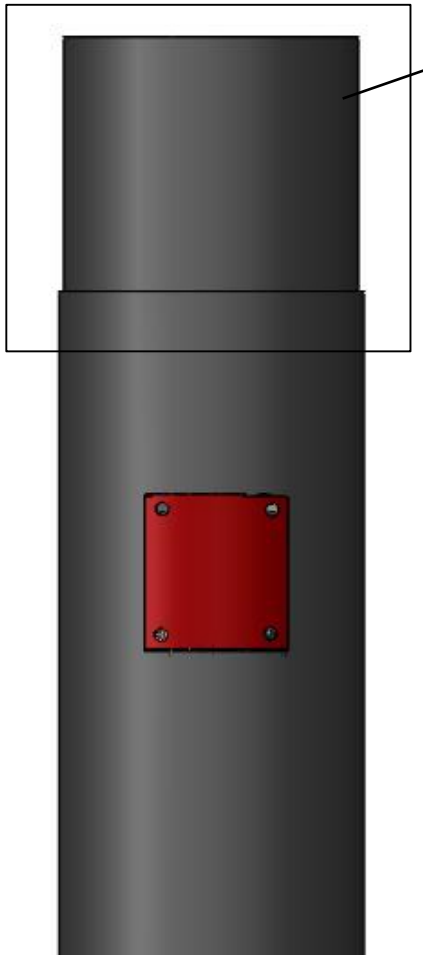
Yapısal – Gövde Parçaları

Özellikler \ Üretim yöntemi	Vakum İnfüzyon (Seçildi)	El yatırma
Üretilebilirlik	Kolay	Çok Kolay
Üretim Kalitesi	Kaliteli	Daha Düşük Kalite
Üretim Hatası Olasılığı	Düşük	Yüksek
Maliyet	Ucuz	Çok Ucuz
• Uygun değil	• Uygun	• En Uygun

Cam elyaf üretmek için kullanılcak yöntem vakum infüzyon yöntemi olarak belirlenmiştir. Bu yöntem diğer kullanılacak yöntem olan elle yatırma yöntemine göre daha risksiz olması ve ortaya çıkan ürünün daha kaliteli olması ve üretimde daha az hataya yer vermesi sebebiyle tercih edilmiştir. Ayrıca üretilen gövdenin boyutunun bir önem taşımaması, ikincil bir yapıştırma veya herhangi bir bağlantı olmadan tek seferde üretim yapılabilmesi, infüzyonun seçiminde etkili olmuştur.

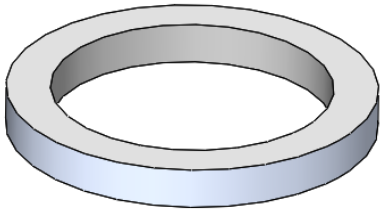
Üretim Aşamaları [Vakum İnfüzyon]	
1	Dış çapı 11 cm olan pimaş boru kullanılır
2	Kalıp üzerine kalıp ayırıcı vax sürülüp cam elyafın kalıba yapışması engellenir
3	Kalıp ayırıcı üstüne 0,6-0,8 mm jelkot uygulanır
4	Reçine sonrası kalınlığı 0,32mm olan cam elyaflardan (200g/m^2) 12 kat sarılarak 4mm kalınlığa ulaşılır.
5	Sarılan cam elyafın üstüne daha pürüzsüz olması için için peel ply soyma kumaşı ile kaplanır.
6	Fazla reçinenin vakum keçesine geçmesi için etrafı delikli naylon ile kaplanır.
7	Vakum naylonu ve sızdırmazlık bandı ile kalıbı kapatıp vakum pompası ile vakumlanır
8	Vakumlu naylon içine reçine eklenerek vakumla reçine ve cam elyafının birleşmesi sağlanır.
9	Elektrikli battaniye ile 12 saat bekletilerek reçinenin kürlenmesi sağlanır.

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)



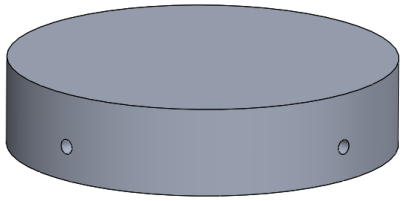
Entegrasyon Bölgesi

Entegrasyon Gövdesi CAD Görünümü

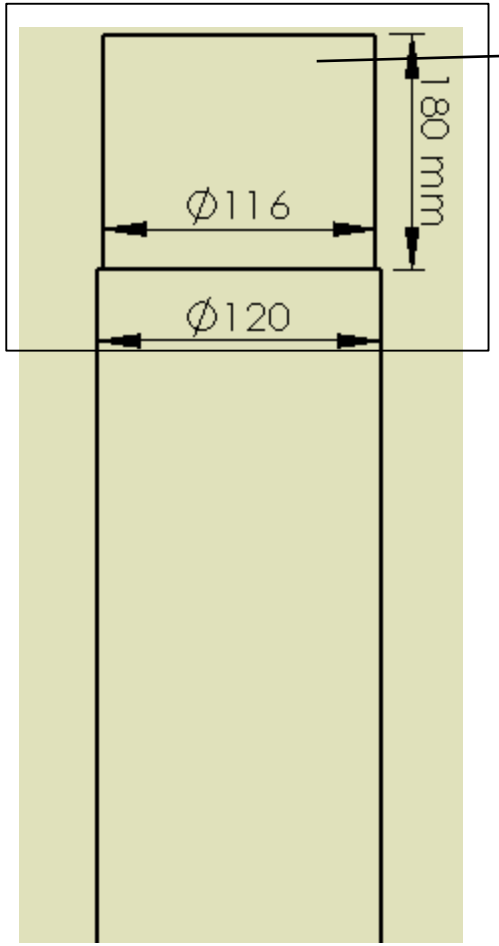


Merkezleme Halkası CAD Görünümü

Fatura Yuvası CAD Görünümü

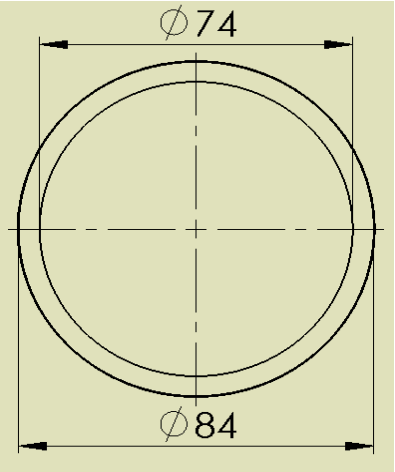


Motor Bloğu CAD Görünümü

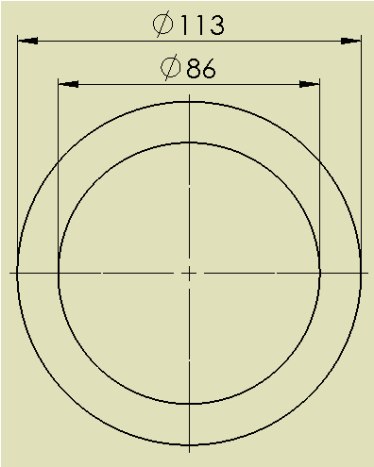


Entegrasyon Bölgesi

Entegrasyon Gövdesi Teknik Çizimi



Fatura Yuvası Teknik Çizimi



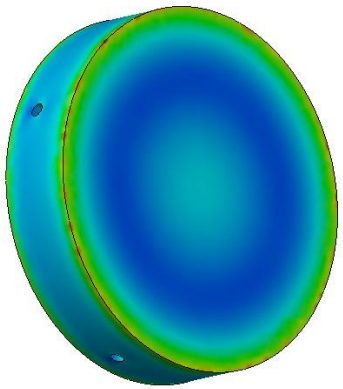
Merkezleme Halkası Teknik Çizimi

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

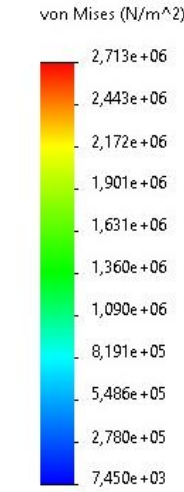
Komponent	Kullanılan Malzeme	Üretim Tekniği
Entegrasyon Gövdesi	Cam Elyafı	El Yatırması
Motor Bloğu	Alüminyum	CNC (Talaşlı İmalat) [5 Eksenli]
Merkezleme Yüzüğü	Alüminyum	CNC (Talaşlı İmalat) [5 Eksenli]
Bulkhead	Kontrplak	Elle Üretim
Kanatçık Sabitleme Halkası	Alüminyum	CNC (Talaşlı İmalat) [5 Eksenli]

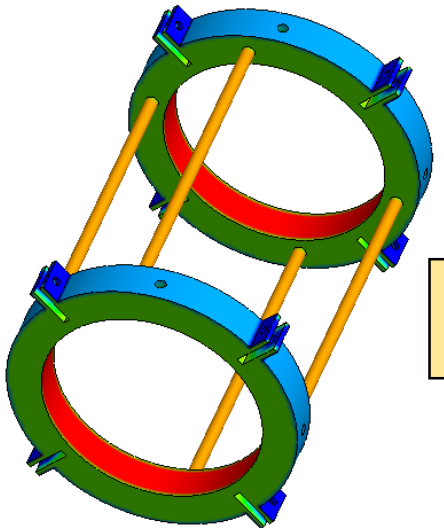
Malzeme Özellikleri Tablosu

	Bükülme Mukavemeti [MPa]	Elastisite Modülü [N/m²]	Uzama [%]	Basma Dayanımı	Yoğunluk [g/cm³]
Alüminyum (7075)	572	7×10^5	4,8	225	2,7
Balsa	111,6	175	1,2	12,80	0,14
Kontrplak	41,4	192	1,6	31,6	0,64
Cam Elyaf	96,5	7×10^4	2,5	172,36	2,14



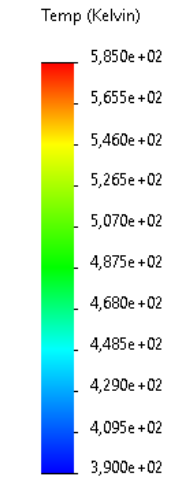
Motor Bloğu Dayanım Analizi [3732 Newton]





Kanatçık Aparatı Termal Analizi

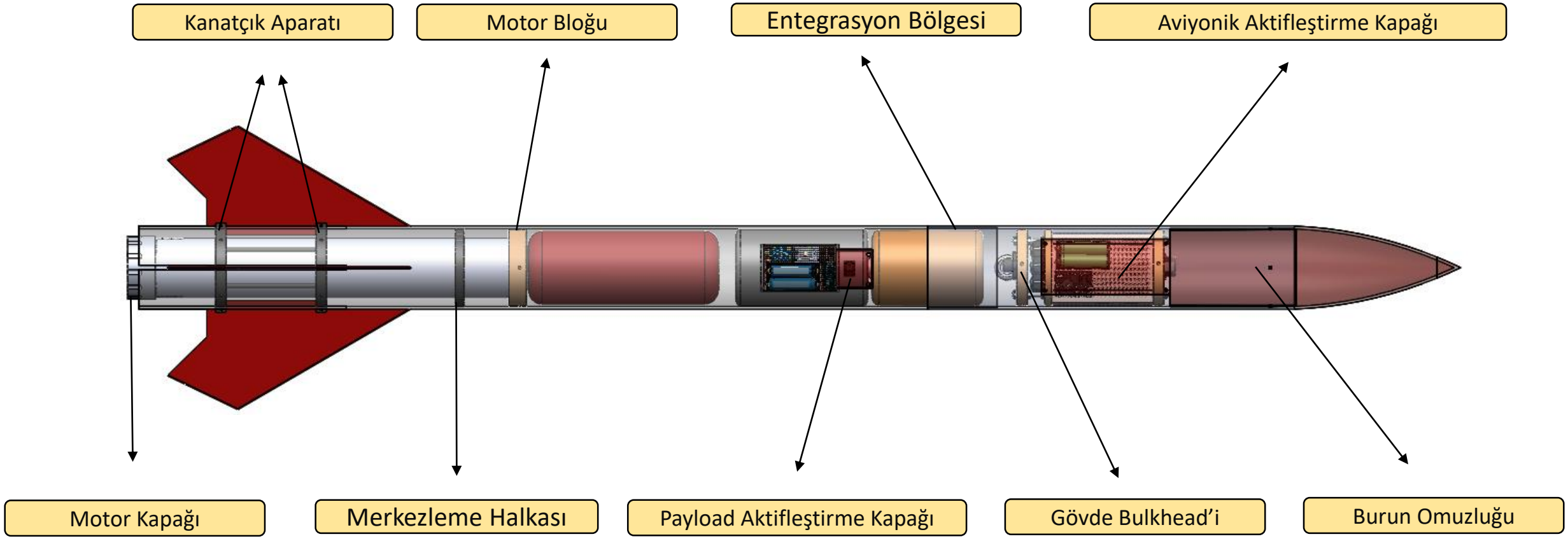
[Max 585 K]



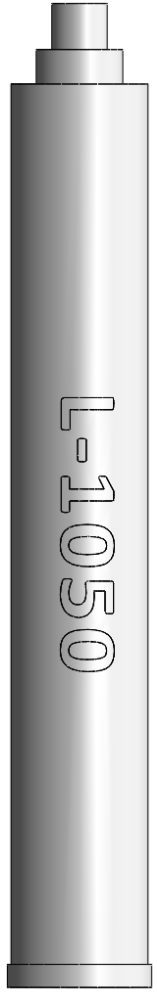
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Yapısal Eklenti/Desteklerin Gövde İçerisindeki Konumları:

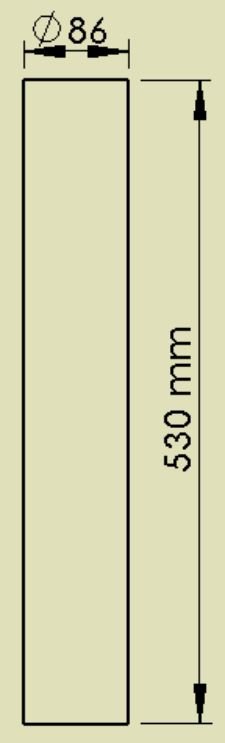
Not: Bütün yapısal destekler, gövdelere vidalama yöntemi ile bağlanacaktır.

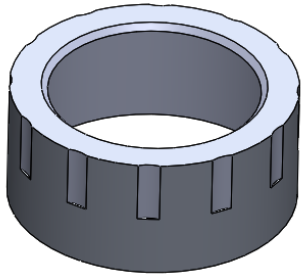


Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

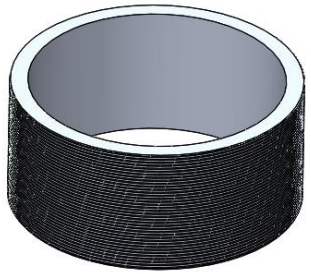


Caseroni L-1050 Motoru Teknik Özellikleri							
Boy	Çap	Toplam Kütle	Kuru Kütle	Yanma Süresi	Ortalama İtki	Maksimum İtki	Toplam İtki
486 mm	75 mm	3448 g	1584 g	3,64 sn	1024N	1207N	3732N

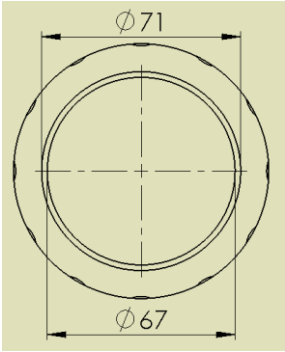


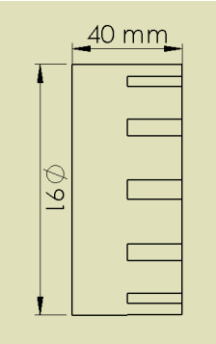


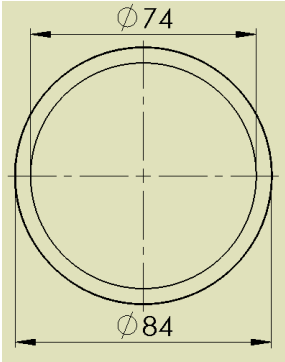
Motor Kapağı

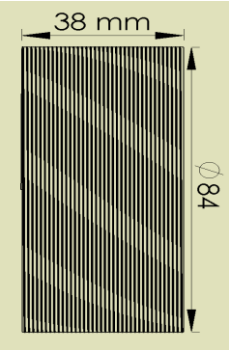


Fatura Yuvası







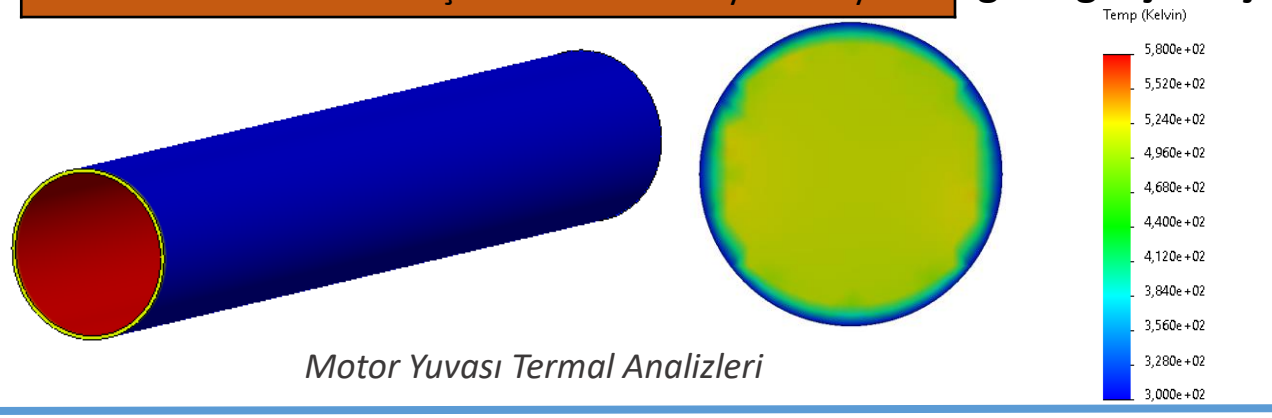


Malzeme Ve Üretim Yöntemi		
Motor Kapağı	[Malzeme] Alüminyum	[Üretim Yöntemi] CNC Kesim [5 Eksenli]
Fatura Yuvası	[Malzeme] Alüminyum	[Üretim Yöntemi] CNC Kesim [5 Eksenli]
Motor Yatağı	[Malzeme] Cam Elyaf	[Üretim Yöntemi] El Yatırma

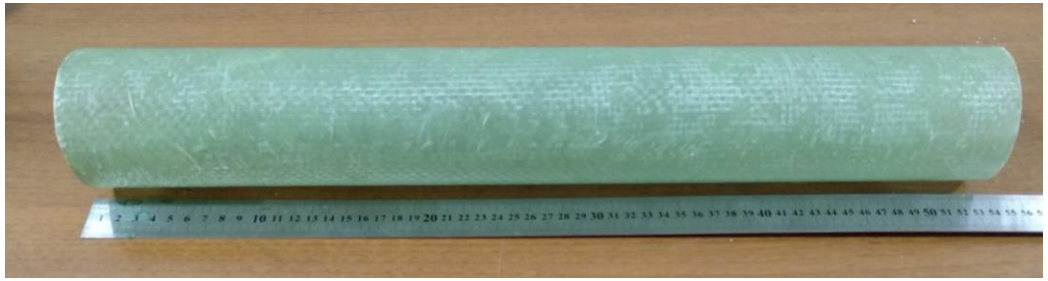
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

Motor Yatağı Üretim Aşamaları [El Yatırma]	
1	Kalıp silindikten sonra 1.kalıp ayırıcı olarak vaks sürülür.
2	Sünger ile 2. ayırıcı polivinül klorür uygulanır.
3	Fırça ile jelkot sürülür.
4	Takviye olarak kullanılacak elyaf hazırlanır.
5	Reçine, kimyasalları eklenerek hazırlanır.
6	Keçe yerleştirilir ve reçine keçeye emdirilir.
7	Rulolanarak hava kabarcıkları giderilir.
8	Sertleşme beklendikten sonra ürün kalıptan çıkarılır.
Üretim Yeri: Atakum Gençlik Merkezi İnovasyon Atölyesi	

Motor yatağının malzemesi cam elyaf olarak belirlenmiştir ve üretim yöntemi olarak da el yatırma yöntemi seçilmiştir. Bu yöntemin seçilmesinde; boyutsal sınırlandırma olmaması, düşük yatırım maliyeti, tasarım esnekliği ve istenilen bölgenin mukavemetini arttırabilme olanakları etkili olmuştur. Fakat el yatırmanın da diğer yöntemlerde olduğu gibi dezavantajları vardır. Bunlara düşük üretim hızı ve üretim kalitesinin insan elinin yeteneğine bağlı olması gösterilebilir. Bu dezavantajlar diğer yöntemlerin dezavantajları ile kıyaslandığı zaman el yatırmanın daha tolere edilebilir olduğu gözlemlenmiştir. Bu sebeple seçimimiz bu yöntemden yana olmuştur. Solda verilen tabloda, seçtiğimiz el yatırma metodunun aşamaları listelenmiştir. Üretimlerimiz bu sıralamalara göre gerçekleştirilmiş/gerçekleştirilecektir.

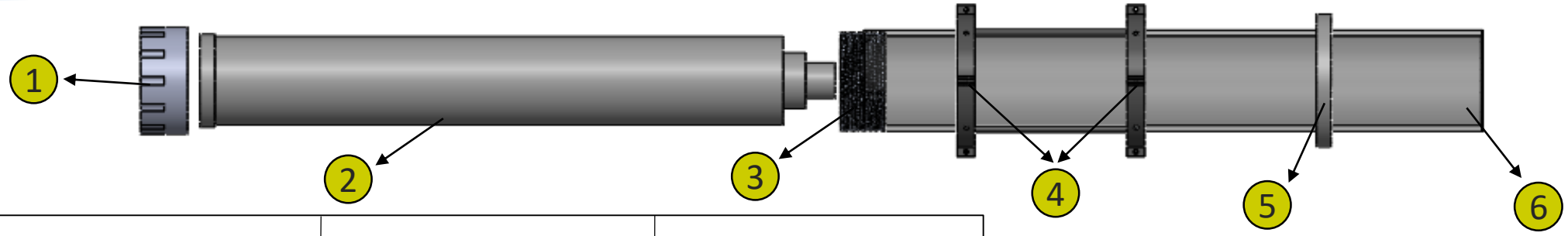


Motor Yuvası Termal Analizleri

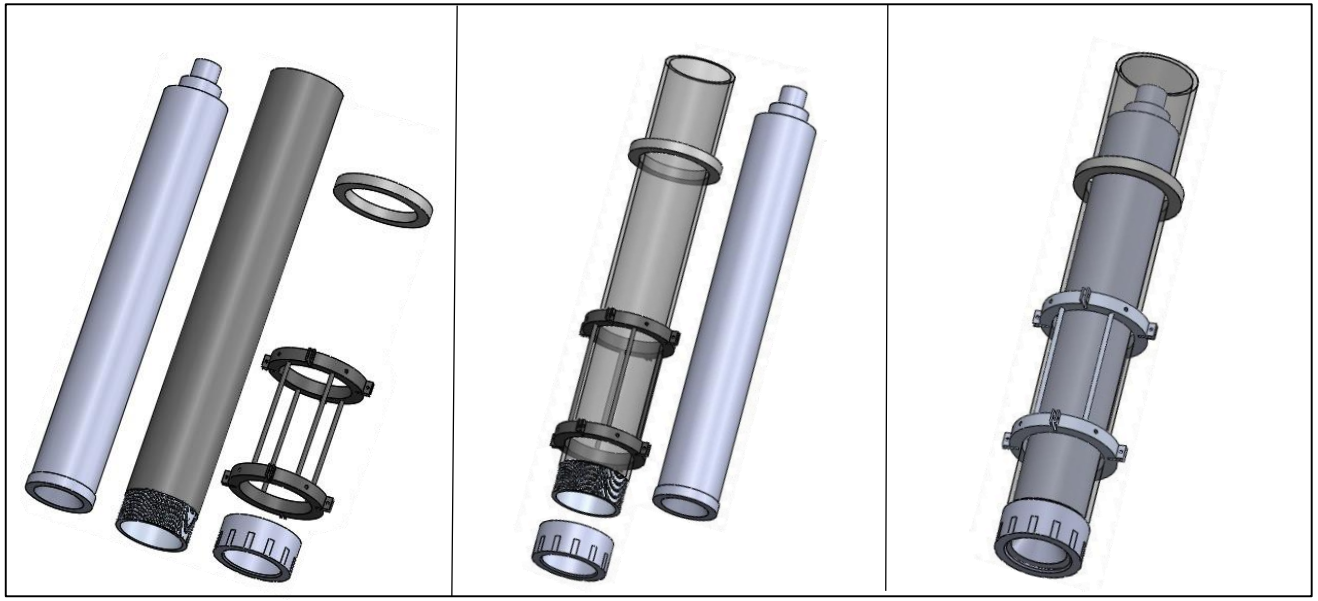


Üretilen Fiberglass Motor Yuvasının Görüntüsü

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



1-Faturalı sistem Kapağı
2-Motor(L-1050)
3-Screwing Ring
4-Merkezleme Halkaları(Kanatçık Aparatı)
5-Merkezleme Halkası
6 Motor Yatağı



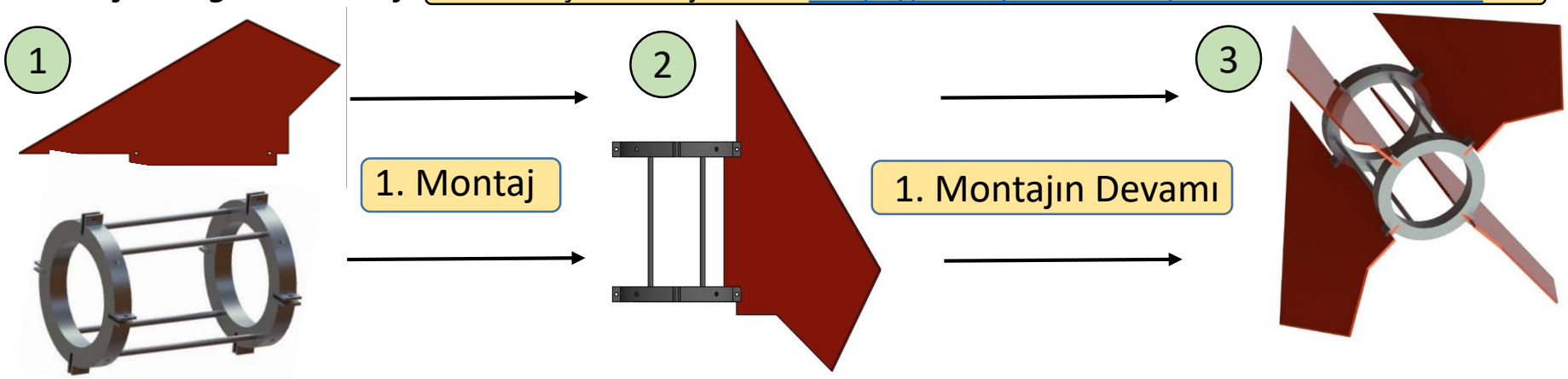
Motor Bölümü Patlatılmış Görüntüsü | *Motor Yatağı Monte Edilmiş Görüntüsü* | *Motor Bölümü İç İçe Monte Edilmiş ve Kapatılmış Görüntüsü*

Motor Montaj Linki: https://www.youtube.com/watch?v=TpZ2H4oidpM

Motor Montaj Stratejisi: Montaj elemanlarımız altı (6) parçadan oluşmaktadır ve bu parçalar yukarıdaki tabloda belirtilmiştir. Motor montajında ilk olarak merkezleme halkaları motor yatağının etrafına yerleştirilecektir. Bu halkaların montajında vidalama yöntemi kullanılacaktır. Bu aşamadan sonra motor yatağı solda verilen ikinci(2.) görsel gibi gözükecektir. Tüm sistemler montajlandıktan sonra en son motor yavaşça motor yatağına yerleştirilecektir. Motorun dış çapı, motor yatağının iç çapına eşit olduğu için yerleştirme işlemi sırasında herhangi bir problem ile karşılaşılmayacaktır. Daha sonrasında «faturalı sistem kapağı» döndürülerek sistem kapatılacaktır ve roket 3. görseldeki gibi olacaktır.

Roket Montaj Stratejisi

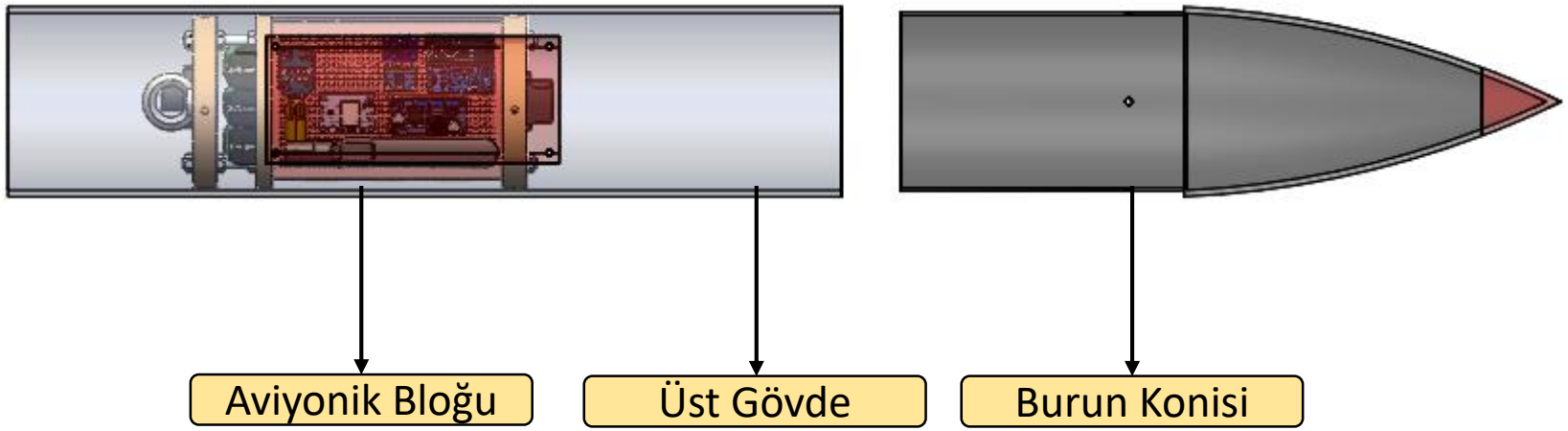
Kanatçık Bölgesel Montaj: Kanatçık Montaj Videosu: https://www.youtube.com/watch?v=uRu1N9z3Rus



Kanatçığımızın montajını kolaylaştırmak amacıyla bir tane montaj aparatı tasarlanmıştır. Her bir kanatçık, montaj aparatında kendisine ait olan yere montajlanacak, daha sonra aparat alt gövdeye takılacaktır.

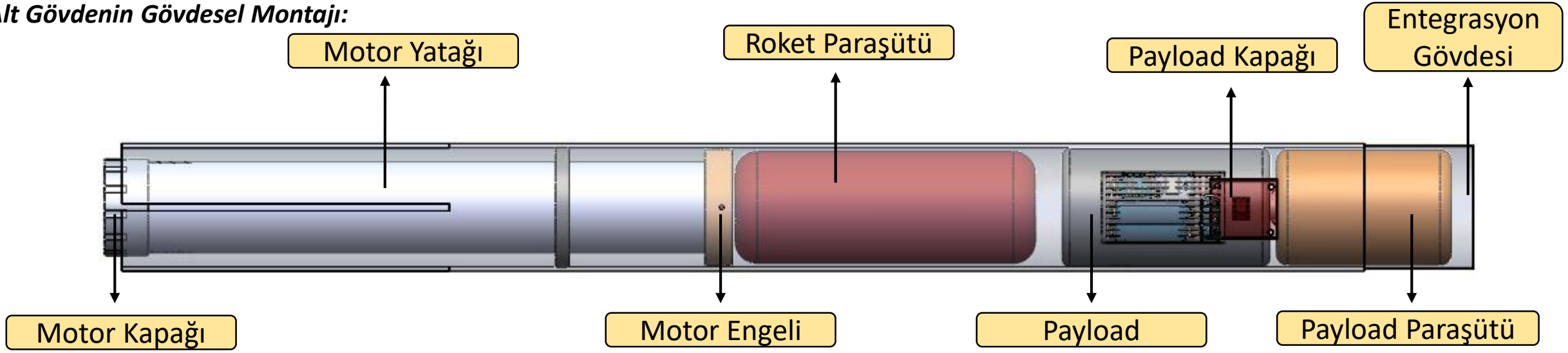
Üst Gövdenin Gövdesel Montajı:

Üst gövdenin montajı iki aşamadan oluşmaktadır. Birincisi aviyonik bloğunun montajı, ikincisi ise burun konisinin montajdır. Aviyonik bloğunun bulkheadleri ve burun konisinin omuzluk kısmına açılan 3,5 mm boyutundaki deliklerden vidalama yöntemi ile ilgili bileşenler üst gövdeye sabitlenecektir



Roket Montaj Stratejisi

Alt Gövdenin Gövdesel Montajı:



Alt gövdeye toplam 6 tane harici bileşen sabitlenecektir. Bu materyaller yukarıdaki bileşen tablosunda açıkça gösterilmiştir. Öncelikle motor yatağını diğer parçalardan ayırabilmek için alt gövdenin orta kısmına bulkhead yerleştirilecektir. Vidalama işlemi ile gövdeye sabitlemesi yapıldıktan sonra motor yatağı, etrafına merkezleme halkaları geçirilmiş halde gövdenin alt kısmına monte edilecektir. Ardından bir önceki yansıda anlatılan kanatçık aparatı, alt gövdede kendisine ayrılan bölgeye yerleştirilecektir. Bu aşamadan sonra alt gövdenin üst kısmından sırasıyla roket paraşütü, payload ve payload paraşütü gövdeye yerleştirilerek bu kısmın da montajı tamamlanmış olacaktır. Üstteki görselde verilen motor kapağı tak-çıkar özellikte olup motorun montajının yapılacağı zaman çıkarılacak, tüm sistemler monte edilip motor gövdeye yerleştirildikten sonra ise kapatılacaktır.

Roket Montaj Stratejisi

Barut Yerleştirilmesi:

Bütün Montaj Videosu: https://www.youtube.com/watch?v=-DBFdqWwDrQ

Ayrılma efektörü olarak barut seçilmiştir. Barutun montajı ve sonrası tehlikeli olduğundan bu aşamadan sonra herhangi bir kesici veya yakıcı alet kullanımı gerektiren bir işlem yapılmayacaktır. Her iki gövdenin de kendi içlerinde montajı bittikten sonra barut kapsülü; içindeki barut ile birlikte üst gövdeye, bulkhead ’in altına yerleştirilecektir.

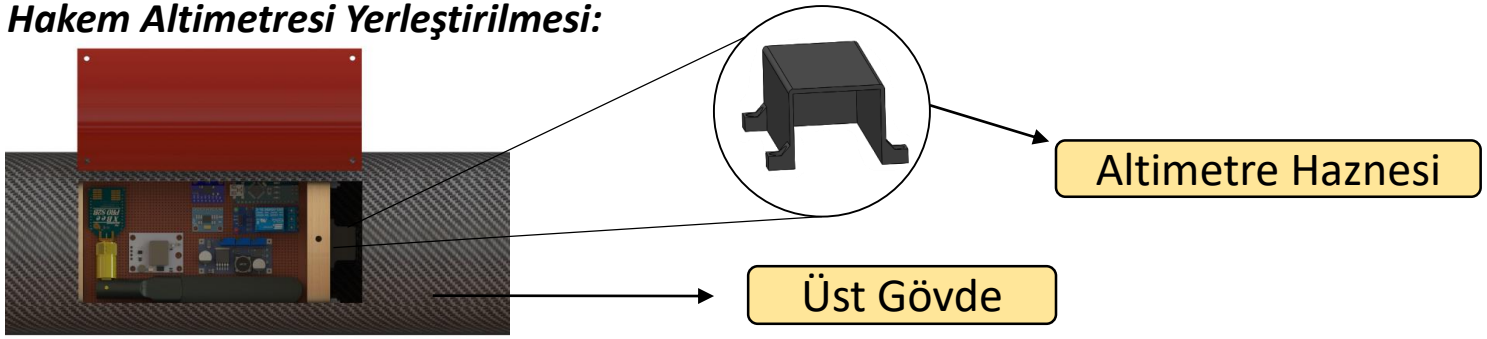
Gövdeler Arası Montaj:

Raporda daha önce de belirtildiği gibi entegrasyon parçamız alt gövdeye bağlı olup uzunluğu 18 cm’dir (çapın 1.5 katı) . Alt ve üst gövdenin ayrı ayrı gövdesel montajları bittikten ve barut yerleştirildikten sonra gövdeler birbirleriyle sıkı geçme yöntemi ile birleştirilecektir. Bu aşamada herhangi bir vidalama bulunmamaktadır. Ayrıca kesici veya yakıcı içerik barındıran bir alet de kullanılmayacaktır.

Gövdelerin Birleşmeden Önceki Hali

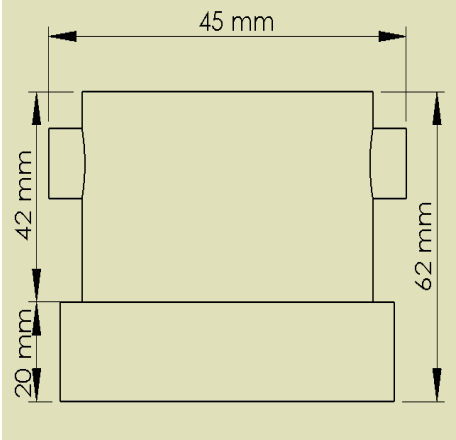
Gövdelerin Birleştikten Sonraki Hali

Hakem Altimetresi Yerleştirilmesi:

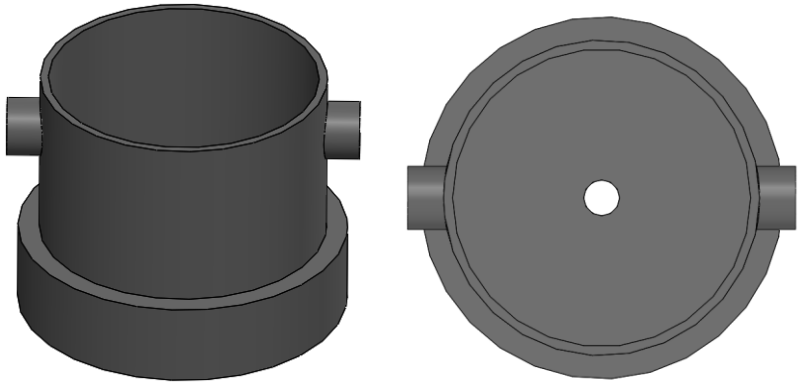


Altimetre montajı ve aviyonik sistem aktivasyonu için tasarladığımız kapak, roket rampasında açılarak solda belirtilen bölgeye altimetre montajı gerçekleştirilecektir.

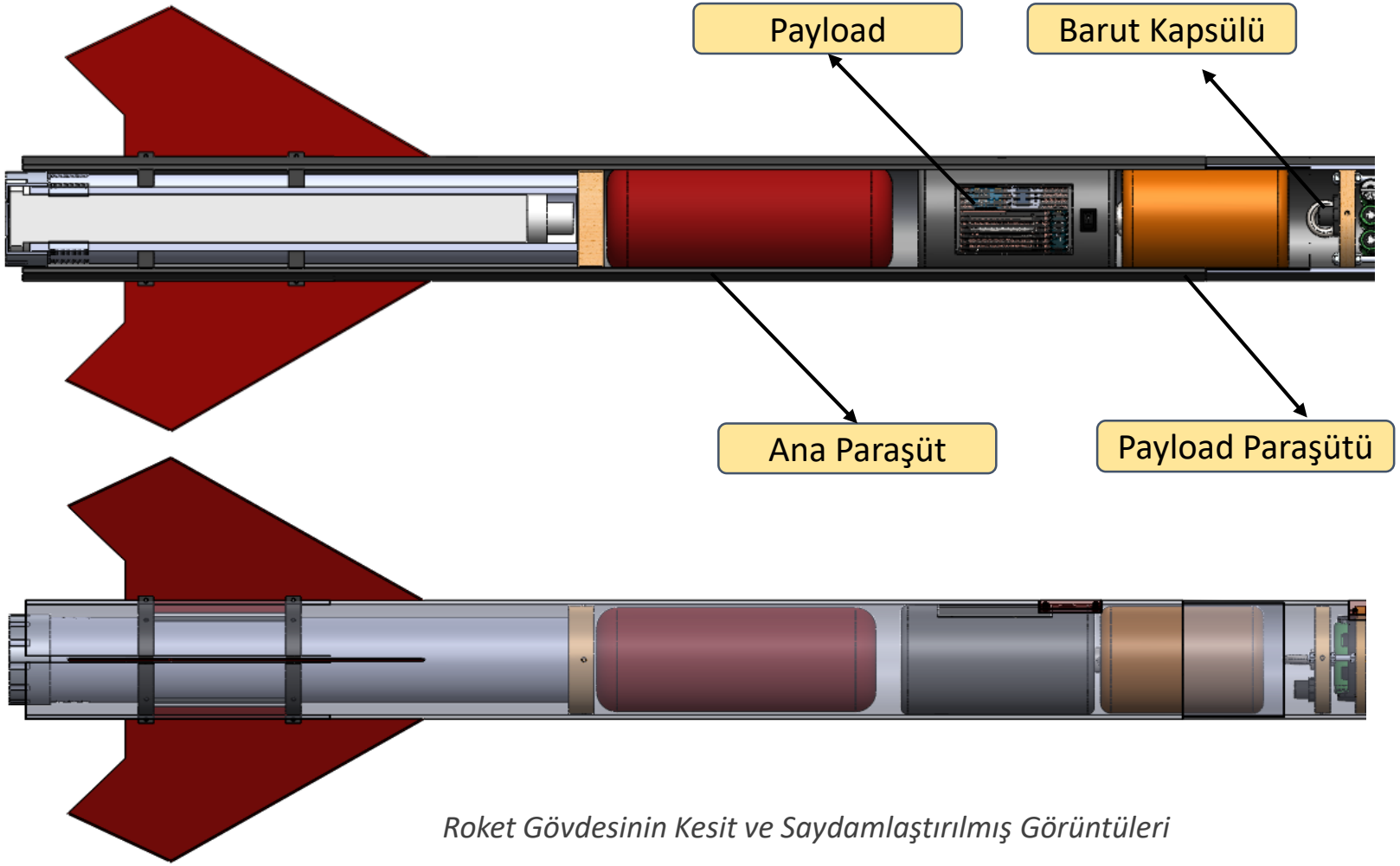
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Barut kapsülü Teknik Çizimi
(Teknofest Tarafından Belirlenmiştir)



Barut kapsülü CAD Çizimleri
(Teknofest Tarafından Belirlenmiştir)



Roket Gövdesinin Kesit ve Saydamlaştırılmış Görüntüleri

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

ÖZET: Kurtarma sistemimizin aktivasyonu apogee noktasında gerçekleşecek olup ayrılma algoritması jiroskop ile roketin açısının ölçümü ve altimetre ile ile yükseklik ölçümü şeklinde olacaktır. Open Rocket uygulaması üzerinde gerçekleştirdiğimiz simülasyonlara göre ayrılma mekanizması 1525 metrede tetiklenecektir. Tam tepe noktasında roket gövdeden ayrılacak ve payload roketi terk edecektir. Ana paraşütün bulunduğu konum sebebi ile çıkması zor olduğundan roket paraşütünün alt tarafına kontrplak parça konumlandırılıp ayrılma bölgesine ip ile bağlanacak ve patlama esnasında barutun yaptığı basınçla gerilip kontrplağı çekecektir. Böylece kontrplak kendisi ile beraber roket paraşütünü de getirecektir. Ayrılmadan sonra payload, gövdeden bağımsız bir şekilde yere iniş yapacaktır. Payload yansısında ayrıca belirtildiği üzere payloada ve gövdede ayrı ayrı GPS sensörleri bulunmaktadır. Böylece kurtarma gerçekleşirken anlık konum takibi yer istasyonu üzerinden yapılabilecektir. Şartnamede belirtilen kurallar gereği roketin ve faydalı yükün düşüş hızları sırasıyla 7 m/s ve 6m/s olacak şekilde paraşüt çapları belirlenmiştir. Yere düşüş hızı ve paraşütlerle ilgili daha detaylı bilgi sonraki yansılarda daha detaylı bir şekilde sunulmuştur.

Payload Paraşütü

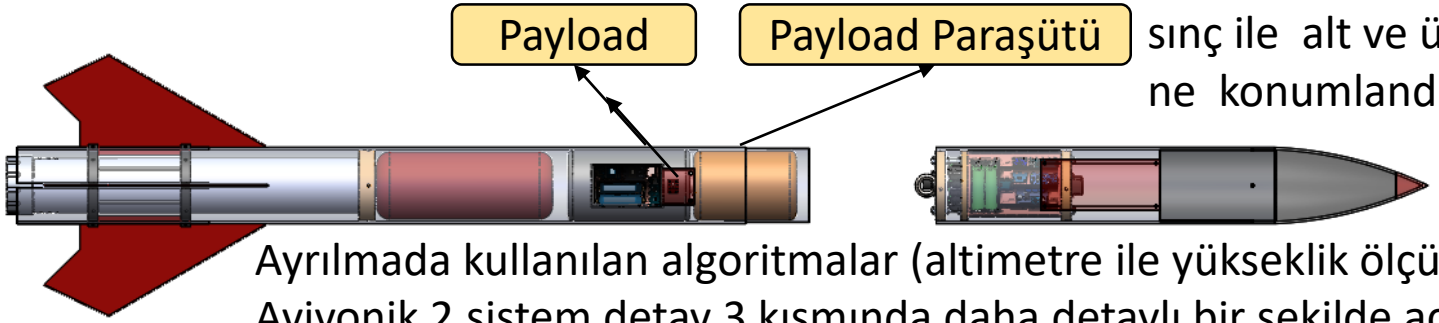
Payload

Kurtarma Sistemi Elemanlarının Roket İçerisindeki Hacim Bilgileri			
Roket Paraşütü: 784π (cm^3)	*Payload Paraşütü: 564π (cm^3)*	*Barut Kapsülü: 23π (cm^3)*	*Toplam Hacim: 1371π (cm^3)*

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Payload ve Payload Paraşütü Çıkışı:

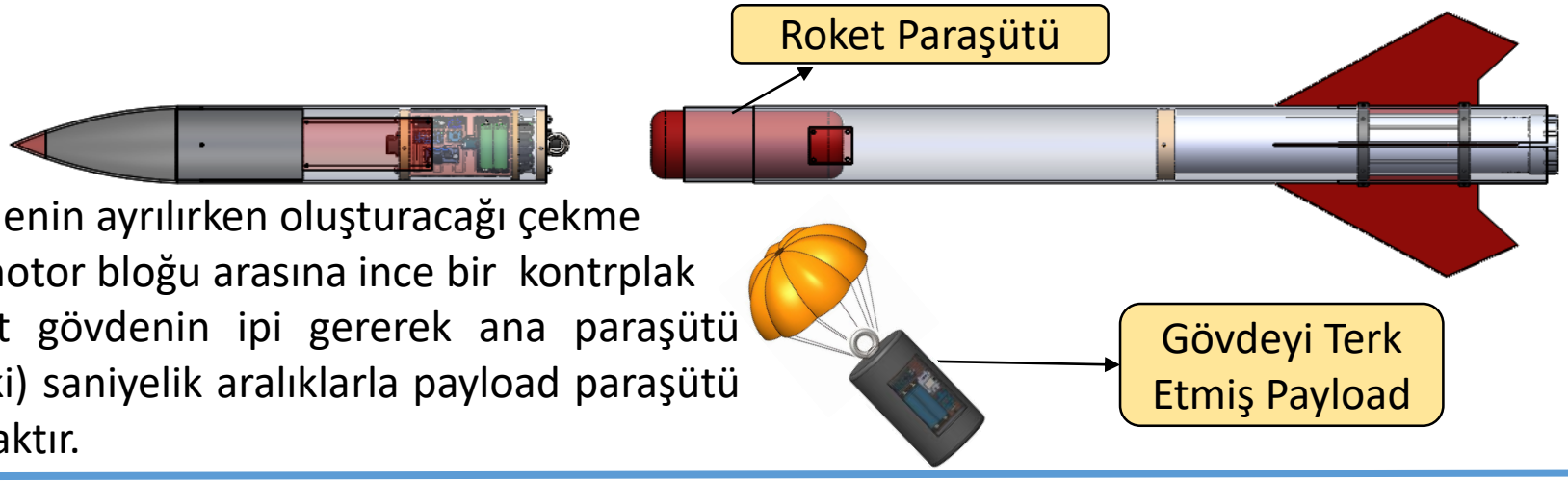
Barut patlaması, elde ettiğimiz simülasyon verilerine göre 1525 metrede gerçekleşecektir. Hesaplamalarını ilerleyen yansılarda gösterdiğimiz barut patlayınca oluşan basınç ile alt ve üst gövde birbirlerinden ayrılacaktır. Entegrasyon bölgesine konumlandırdığımız faydalı yük paraşütü ve faydalı yük, basınç etkisiyle ayrılan bölgeden dışarı çıkacak ve gövdeden tamamen bağımsız bir şekilde yere inişini gerçekleştirecektir.



Ayrılmada kullanılan algoritmalar (altimetre ile yükseklik ölçümü ve jiroskop ile roketin yatayla yaptığı açının ölçümü) Aviyonik 2.sistem detay 3 kısmında daha detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Roket Paraşütü Çıkışı:

Bulunduğu konum itibari ile ana paraşütün patlama esnasında dışarıya çıkabilmesi için ek bir kuvvet gerekmektedir. Bu kuvvet, üst gövdenin ayrılırken oluşturacağı çekme kuvveti olarak belirlenmiştir. Ana paraşüt ile motor bloğu arasına ince bir kontrplak tabaka yerleştirilerek gövdeler ayrılırken üst gövdenin ipi gererek ana paraşütü çekmesi planlanmıştır. Böylece 1(bir) veya 2(iki) saniyelik aralıklarla payload paraşütü ve roket paraşütü açılımı gerçekleştirilmiş olacaktır.

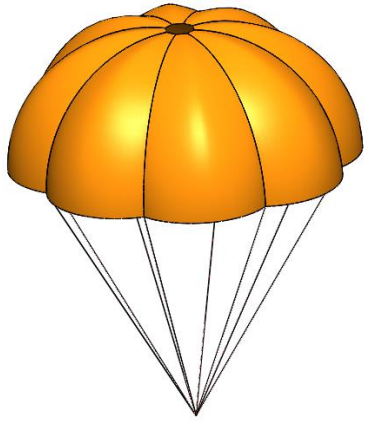


Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Ana Paraşüt

Roket paraşütü, hedeflenen irtifanın en üst noktasında açılan paraşüttür. Ayrılma gerçekleştikten sonra roketin yere düşüş hızını azaltacaktır. Açıkça belli olması için yeşil renk seçilmiştir.

Roket Paraşütü Bilgi Tablosu	
Şekil: Dairesel	Çap: 280 cm
Düşüş hızı: 7m/s	Malzeme: Yırtılmaz Naylon



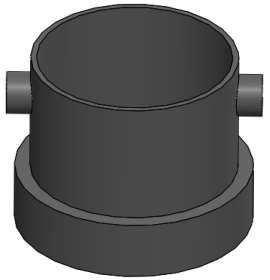
Payload Paraşütü

Payload paraşütü apogee noktasında payload ile birlikte gövdeden ayrılacaktır. Şok kordonu ile payloada bağlı olup rengi kırmızı olarak belirlenmiştir.

Payload Paraşütü Bilgi Tablosu	
Şekil: Dairesel	Çap: 130 cm
Düşüş hızı: 6m/s	Malzeme: Yırtılmaz Naylon

Şok Kordonu

Şok kordonu, patlama gerçekleştikten sonra roket gövdelerini bir arada tutmak ve paraşütle bağlantısını gerçekleştirmek için kullanılmaktadır. Uzunluğu yaklaşık 4 metre olacaktır.



Barut Kapsülü

Barutun yerleştirileceği yerdir. Aviyonik bloğunun alt kısmına konumlandırılacaktır. Teknik ölçüler mekanik görünümde verilmiştir

Barut Kapsülü Üretim Bilgi Tablosu	
Malzeme	Alüminyum
Üretim Yöntemi	Hazır [Teknofest]

Mapa

Mapa, şok kordonunun roketteki bağlantı noktası olarak kullanılacaktır. Roketimiz için en uygun mapa boyutunun M10 olduğuna karar verilmiştir. Mapa malzemesi tek döküm çelik olarak kararlaştırılmıştır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Sıra	Fırlatma Süreci	Aşama
1	Son montaj kontrollerinin yapılması	Montaj
2	Roketin rampaya taşınması	Uçuş Öncesi
3	Altimetrenin açılıp rokete yerleştirilmesi	Uçuş Öncesi
4	Aviyonik sistemin aktive edilmesi	Uçuş Öncesi
5	Yer istasyonu ile bağlantıların gerçekleştirilmesi	Uçuş Öncesi
6	Roketin ateşlenmesi	Uçuş
7	Burnout'un gerçekleşmesi	Uçuş
8	Apogee noktasına gelinmesi	Uçuş
9	Faydalı yükün gövdeden ayrılması	Uçuş
10	Roket paraşütünün açılması	Uçuş
11	Roketin yere inmesi	Uçuş
12	Faydalı yükün yere inmesi	Uçuş
13	GPS üzerinden konum belirlenmesi	Uçuş Sonrası
14	Roketi aramaya çıkılması	Uçuş Sonrası
15	Roketin tüm parçalarının ve faydalı yükün hakem heyetine verilmesi	Uçuş Sonrası

Kurtarma Stratejisi: Roket ve Payload'ın üzerine konum belirlemek için GPS sensörleri yerleştirilmiştir. Ayrılma gerçekleştikten sonra her iki sistem de yer istasyonundan takip edilebilecek şekilde tasarlanmıştır. Sağdaki görselde örnek GPS takip sistemi görseli paylaşılmıştır. Sistemler yere indikten sonra anlık konum verileri kurtarmada görevli arkadaşlarımızla paylaşılacak, bu arkadaşlarımız da sistemleri bulup hakem heyetine teslim edecektir.

GPS Verisi ile Konum Takip Sistemi *

Alan Görevlileri:

1-)Yer İstasyonu Görevlileri:

i. Ahmet Furkan Topçu
ii. Hüseyin Topaç
iii. Zekeriya Aktaş

YER İSTASYONU GÖREVLERİ

Yer istasyonundaki arkadaşlarımız, roketin atış anından itibaren sistemler üzerindeki GPS verilerini yorumlayarak kurtarma alanı görevlilerine iletecekler dir.

2-)Kurtarma Görevlileri:

i. Mahmut Esad Ustaosmanoğlu
ii. Akif Emir Bilici
iii. Akif Atay
iv. Şahin Pala
v. Furkan Teber
vi. Yusuf Eren KILIÇ

KURTARMA ALANI GÖREVLERİ

Kurtarma alanındaki arkadaşlarımız kendilerine verilen konum bilgileri doğrultusunda roket gövdesinin ve Payload'ın kurtarılma operasyonunu gerçekleştireceklerdir.

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Basınçlandırılacak Hacimin Hesaplanması

Basınçlandırılacak hacmin hesaplanması, roketin iç çapı D ve basınçlandırılacak bölme uzunluğu h iken;

$$V_b = \pi\left(\frac{D}{2}\right)^2 h \text{, olmak üzere}$$

$$V_b = 3{,}14 \times \left(\frac{0{,}112}{2}\right)^2 \times 0{,}68$$

basınçlandırılacak hacim (V_b) $0{,}01\ m^3$ gelmektedir.

$$\boldsymbol{V_b = 0{,}01\ m^3}$$

Ulaşılmak İstenen Basıncın Hesaplanması

Ulaşılmak istenen basıncın hesaplanması, oluşturmak istenilen kuvvet F, güvenlik faktörü katsayısı F_{oS} ve A_{kesit} iken;

$$P_{istenen} = \frac{F}{A_{kesit}} F_{oS} + P_{atmosfer}, \text{ olmak üzere}$$

$$P_{istenen} = \frac{122 \times 3}{0{,}0098} + 84000$$

ulaşılmak istenen basınç $(P_{istenen})$ 121346 Pa gelmektedir.

$$\boldsymbol{P_{istenen} = 121346\ \text{Pa} \cong 1{,}21\ \text{Bar}}$$

Kara Barut Miktarı Hesaplanması

$$m = \frac{PV}{R_c T g}$$

P = İstenen basınç

V = Basınçlandırılacak hacim

$R_C = 12{,}1579 \frac{m}{K}$, karabarut yanma gaz sabiti

$T = 1739K$, gaz sıcaklığı

$g = 9{,}807 \frac{m}{s^2}$, yerçekimi ivmesi

kara barut miktarı (m) $0{,}003\ kg$ gelmektedir.

$$\boldsymbol{m \cong 0{,}003kg = 3\ gr}$$

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	112	0,01	1,21

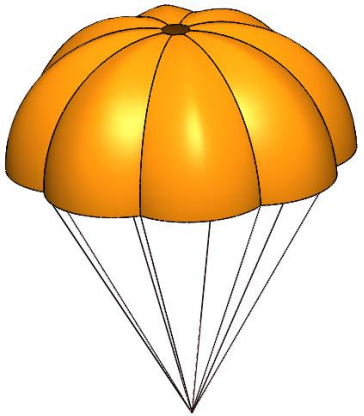
Not: $\pi \cong 3{,}14$ alınmıştır ve tüm ölçüm birimleri SI birim sistemine uygun olarak hesaplanıp sonradan istenen birime çevrilmiştir. Gereken kuvvet barutun itmesi gereken ağırlığa göre hesaplanmıştır. Bulunan değer azami olup test edilerek miktarı değiştirilebilecektir.
Atmosfer basıncı hesaplanırken roketin açılacağı irtifa olan 1525 m irtifa alınmıştır

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

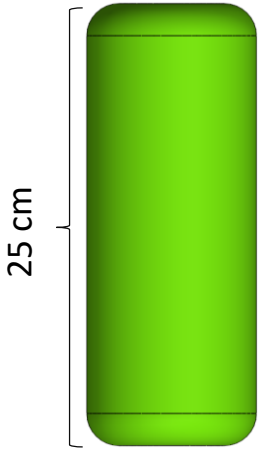
Paraşüt Bilgisi Tablosu			
DEĞER TABLOSU / ÖZELLİKLER		Bizim Seçtiğimiz Değer	
Roket Paraşütü(RP) Faydalı Yük Paraşütü(FYP)		RP	FYP
Açık paraşüt çapı (cm)		280	130
Katlı Paraşüt Ölçüleri	Yarıçap (cm)	5,6	
	Uzunluk (cm)	25	18
	Kapladığı Hacim	784π.cm3	564π.cm3
Taşıyacağı ağırlık (kg)		13,5	4,4
Yere iniş hızı (m/s)		7	6
Kütle (gram)		416	92,2
Kullanılan Malzeme		Ripstop Naylon	
Kubbe deliği çapı (cm)		28	13
Renk		Yeşil	Turuncu

Paraşüt malzemesinin patlama anında yanmaya ve yırtılmaya dayanıklı olması gerektiği için yırtılmaz naylon olarak seçilmiştir. Bunun yanı sıra dikim tarzı olarak ise daha dayanıklı olması açısından zikzak dikme biçimi tercih edilmiştir. Paraşütün açık şekli, verimin en yüksek olduğunu düşündüğümüz için «dairesel» olarak belirlenmiştir. Ürettiğimiz paraşütün üretim aşamaları sonraki yansılarda daha detaylı verilmiş olup bu yansıda paraşütün genel mekanik özellikleri sunulmuştur.

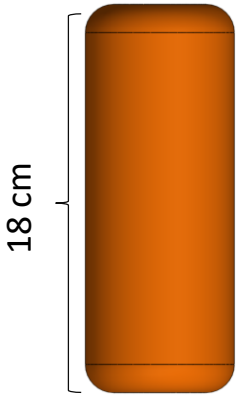
Roket Paraşütü CAD Çizimi



Payload Paraşütü CAD Çizimi



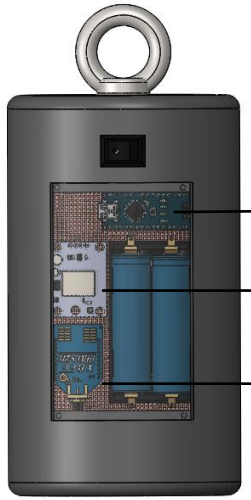
Roket Paraşütü Katlı CAD Çizimi

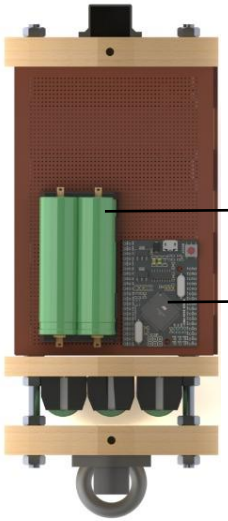


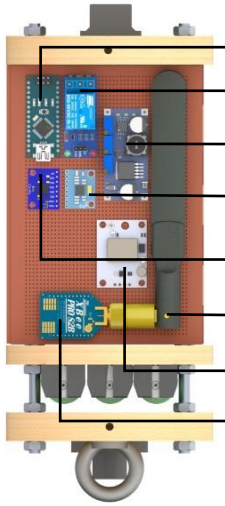
Payload Paraşütü Katlı CAD Çizimi

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Ayrı Ayrı Kurtarılacak Sistemlerdeki Sensör Tablosu			
Payload	Roket Aviyonik Sistemi		
	Ana Aviyonik Sistem	Yedek Aviyonik Sistem	
• Xbee Pro S3B Modülü • Ublox Neo-7M GPS • Arduino Nano • SMA Anten	• RRC3 Sport Altimeter Ticari Sistem	• Arduino Nano • Tek Kanal 5V Röle • LM 2596 • MPU 6050 • MS 5611	• Xbee Pro S3B • GPS Neo-7M • SMA Anten



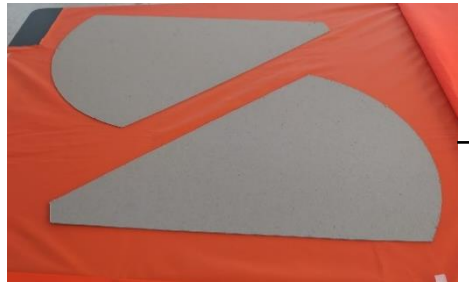




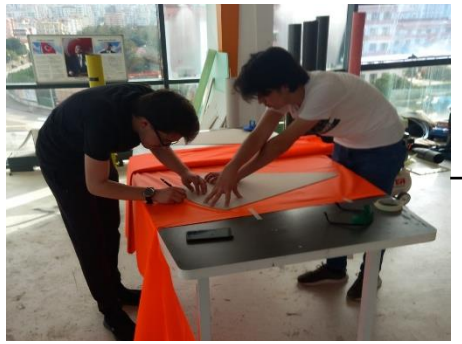
Kurtarma Sistemi – Paraşütler -3

Paraşüt Üretim Aşamaları	
1	Paraşüt diliminin bire bir teknik çizimi çıkartılır.
2	Teknik çizimler mukavvanın üzerine yerleştirilir.
3	Mukavvadan paraşüt dilimi kalıbı çıkartılır.
4	Kalıplar, ripstop naylonun üzerine yerleştirilir.
5	Kalıp boyunca naylonun sınır çizgileri belirlenir.
6	Belirlenen sınırlar boyunca naylon kesilir.
7	Ripstop kumaştan 8 tane dilim elde edilir.
8	Dilimler, paraşüt ipleriyle birlikte terziye verilir.
9	Dikimden sonra paraşütler son hallerini alır.
Üretim Yeri : Atakum Gençlik Merkezi İnovasyon Atölyesi	

Teknik çizimden kalıp çıkarımı



Kalıplardan naylon sınırlarının belirlenmesi



Dilimlerin kesilmesi

Zikzak dikim yöntemiyle dikilen paraşüt

Üretilen paraşütümüzün son hali

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -4

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)	İstenilen Düşüş Hızı(m/s)
Birincil Paraşüt	6,15	13,5	1,5	7	5-9
Görev Yükü Paraşütü	1,32	4,4	1,5	6	5-9

Paraşüt Çapı Hesaplama Formülü *(*)*

m = Taşınması istenen ağırlık (kg)
g = Yerçekimi İvmesi (9,8 m/s^2)
ρ = Havanın Yoğunluğu (1,22 kg/m^3)
v = İstenen Yere Vuruş Hızı (m/s)
c_d= Sürüklenme Katsayısı (1,5)
Y=Paraşüt çapı (m)

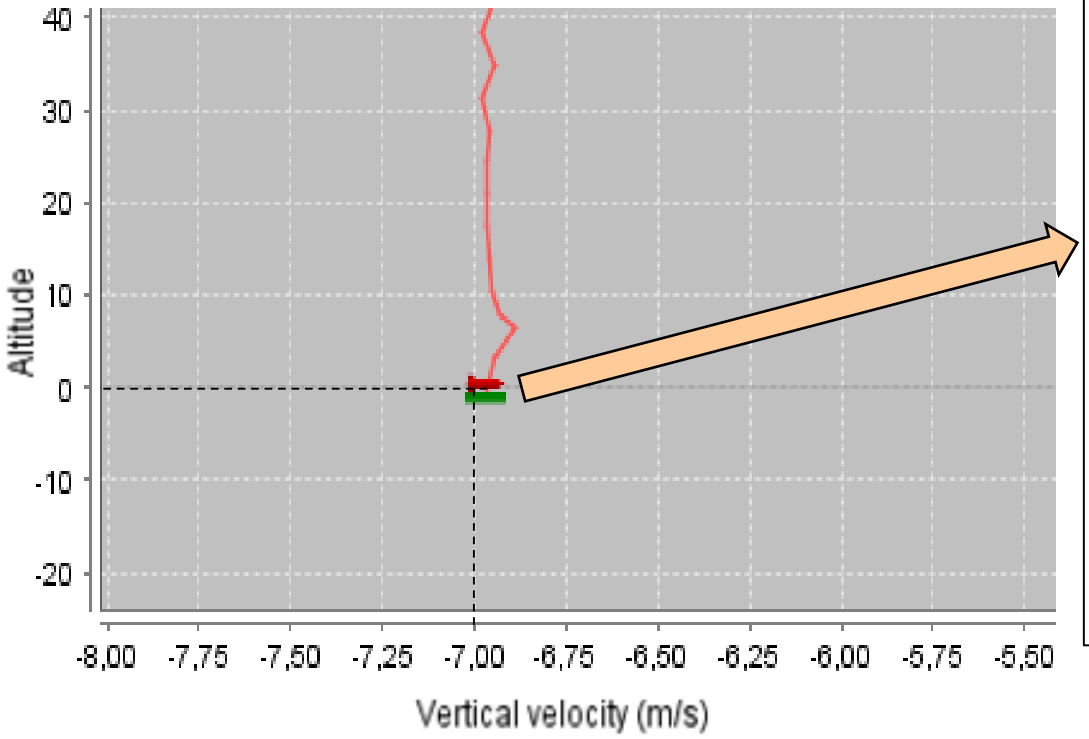
$$y = \sqrt{\frac{8\,m\,g}{\pi\,\rho\,c_d\,v^2}}$$

Payload Yere Düşüş Hesaplaması

1=> $V = \sqrt{\frac{8 \times m \times g}{\pi\,\rho\,c_d\,y^2}}$

2=> $V = \sqrt{\frac{8 \times 4{,}4 \times 9{,}81}{3{,}14 \times 1{,}22 \times 1{,}5 \times 1{,}3 \times 1{,}3}}$

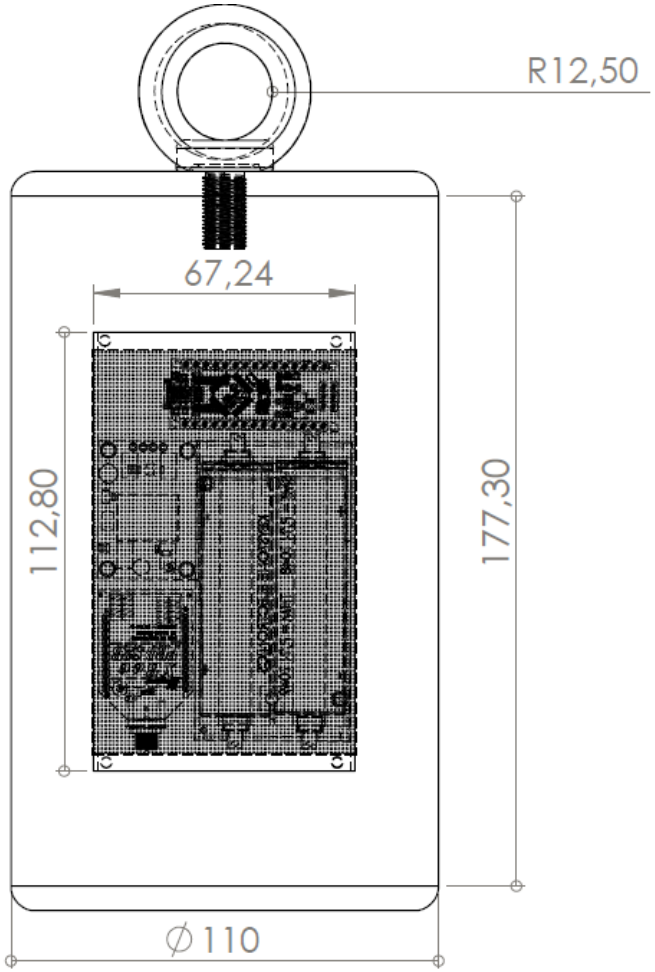
3=> $V = \sqrt{\frac{345{,}312}{9{,}71}} = 5{,}96\ m/s$



Şekilde gösterilen simülasyonda görüldüğü üzere roket yere düştüğü anda roketin hızının büyüklüğü 7 m/s'dir. Veri Open Rocket dosyasından alınmıştır ve değerler Teknofest komitesinin belirlediği gibidir

Görev Yükü

Faydalı Yük CAD Görüntüsü



Faydalı Yük Teknik Çizim

Faydalı Yük Kesit Görüntüsü

Görev Yükü

Faydalı yükümüzün gövde materyali alüminyum olarak belirlenmiştir. Faydalı yükün gövdesinde içerisine koyacağımız elektronik parçalar için tasarlanmış bir yuva bulunmaktadır. Montaj kolaylığı açısından devre kurulduktan sonra kolay bir şekilde yuvanın kapatılması için üst kısma şeffaf bir kapak yapılmıştır. Apogee noktasında roketten ayrıldıktan sonra faydalı yükün takibinin yapılabilmesi ve alınan verilerin yer istasyonuna iletilebilmesi için GPS olarak *NEO-7M* ve verici olarak da *Xbee Modülü* kullanılacaktır. Ayrıca faydalı yükte kontrolcü olarak *Arduino Nano* kullanılacaktır. Patlamadan sonra uçuş bilgisayarımızda faydalı yükün konumu anlık olarak takip edilecek ve yere indikten sonra kolaylıkla bulunacaktır. Faydalı yük 1526 m irtifada gövdeden barut patlaması ile ayrılacak şekilde roketin içerisine konumlandırılmıştır. Faydalı yükün ağırlığının şartnamede belirtilen madde gereği yaklaşık olarak *4.050g(sensörler ve mapa hariç)* olmasına karar verilmiştir. Ayrıca rampada aktive edilebilmesi için bulunduğu yerde gövdeye bir aktivasyon kapağı koyulmuştur.

PATLAMIŞ GÖRÜNTÜ MALZEME LİSTESİ							
1	Arduino Nano	3	Li-Ion Piller	5	GPS Neo-7M	7	Gövde
2	M8 Mapa	4	Xbee	6	Pertinaks	8	Kapak

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Barutlu Patlama Sistemi Kurulum Aşamaları	
1	Prototip gövdeler hazırlanır.
2	Bulkhead üst gövdedeki yerine yerleştirilir.
3	Barut kapsülü bulkheadin üzerine montajlanır.
4	Alt gövdenin alt bölgesine bulkhead koyulur.
5	Bulkheadin üzerine Roket Paraşütü yerleştirilir.
6	Roket Paraşütünün üstüne Payload Yerleştirilir.
7	Payload'ın üzerine Payload paraşütü yerleştirilir.
8	Barut, kapsüle yerleştirilir.
9	Fünye bağlantıları yapılır.
10	Barut ile paraşütler arasına taş yünü yerleştirilir.
11	Taş yününün üzerine paraşüt koyulur
12	Basınçlandırılacak hacime, itilecek ağırlıklar yerleştirilir.
13	Gövdeler arası bağlantı gerçekleştirilir.
14	Güvenlik önlemleri alınır ve sistem çalıştırılır.

Kurtarma Sistemi Barutun Patlama Anı

Kurtarma Sistemi Paraşüt Çıkışı

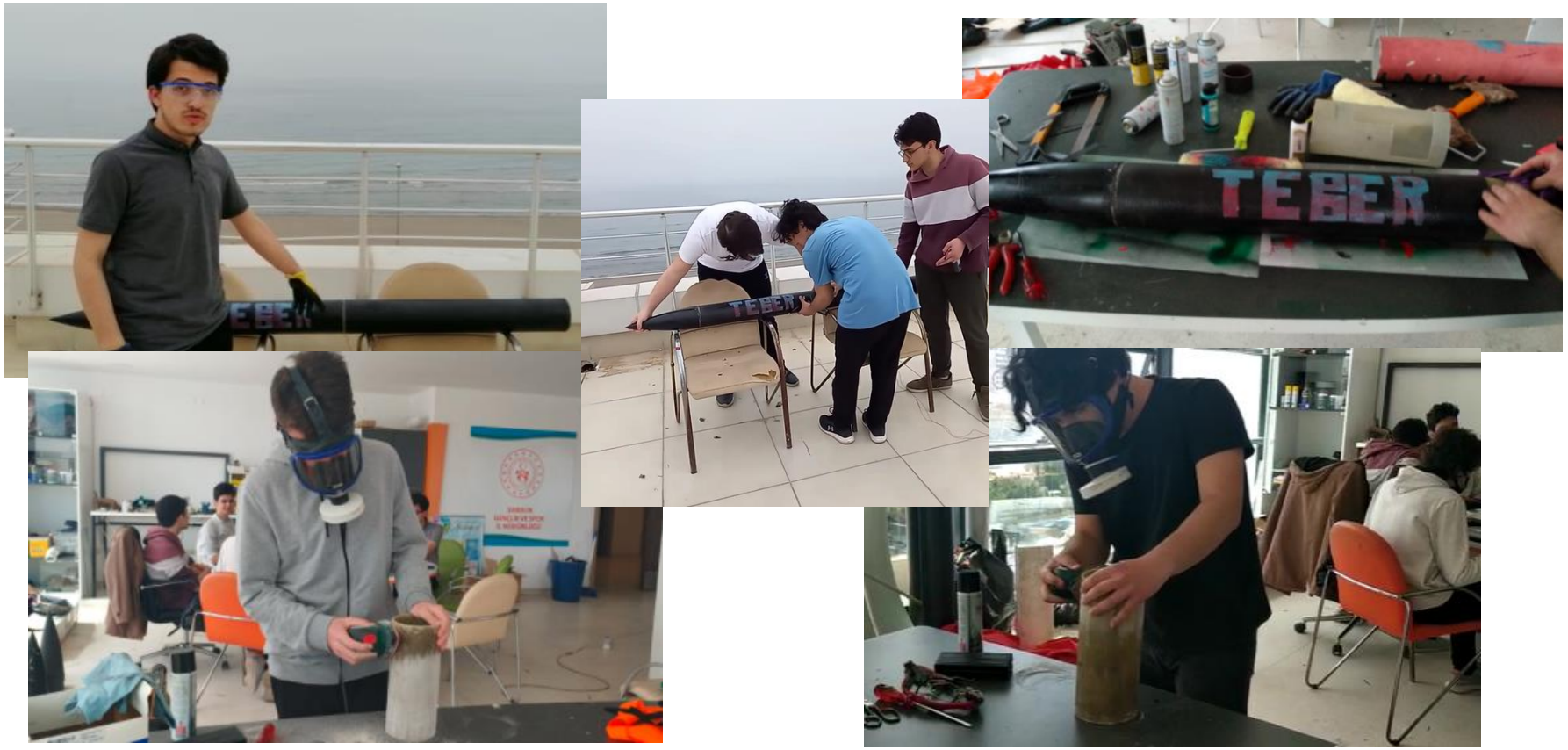
Not: Gövdeden çıkacak bütün bileşenler orta noktadan ayrılacağı ve sadece tek bir patlama olacağından, barut testi bir defa yapılmıştır.

Kurtarma Sistemi Testleri Amaç-Sonuç Tablosu	
Testin Amacı	Barut patlama testi, roketin uygun koşullar altında havada nasıl patlayacağını simüle etmek ve ne kadar barut gerektiğini hesaplamak için yapılır. Ayrıca sistem kurulurken gerçekleşen aşamalar da gövde üzerinde incelenir.
Test Sonucu	Ekte sunulacak olan test videolarında da görüldüğü üzere, barutumuz beklenildiği gibi gövde ayrılmasını gerçekleştirmiş ve paraşütümüz dışarı çıkmıştır. Ayrıca testten elde ettiğimiz verilere göre ihtiyacımız olan barutun 2.5-3 gr arası olduğu doğrulanmıştır.
https://www.youtube.com/channel/UCWYxEDzgoVodnB0K-YfO9iA	

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Ripstop Naylon Dayanım Denemesi

Paraşüt İpleri Dayanım Denemesi



Kurtarma Sistemi Test Ve Prototip Üretim Görselleri

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Üretilen Payload Paraşütü Görüntüsü

Üretilen Prototip Payload Görüntüsü

Test ve Üretimden Kareler

Paraşüt Fonksiyonellik Testleri Aşamaları	
1	Paraşüt çizimleri mukavvaya geçirilerek kalıp oluşturulur.
2	Mukavvalar kesilerek Ripstop kumaşın üstüne yerleştirilir.
3	Bu doğrultuda kesimler yapılarak paraşüt dilimleri oluşturulur.
4	Dilimler terziye verilip diktirilir ve paraşüt üretimleri bitmiş olur.
5	Payload'ın ağırlığına yaklaşık değerde bir prototip payload üretilir.
6	Paraşüt ipleri Payload'ın mapasına geçirilir.
7	Yüksek bir mekana geçilir ve payload, paraşüt ile birlikte fırlatılır.
8	Ortalama yere düşme hızları gözlemlenir ve hesaplamalarla kıyaslanır.

Paraşüt Fonksiyonellik Testleri Amaç-Sonuç Tablosu	
Testin Amacı	Paraşüt ve Payload'ın özelliklerine uygun prototipler üreterek patlama sonrasındaki yere iniş verilerini ve paraşütlerin açılma/açılmama durumlarını kontrol etmek için yapılan bir testtir.
Test Sonucu	Elde ettiğimiz yere düşüş hızları ile Open Rocket'ten ve kendi elimizle hesapladığımız yere düşüş hızları ortalama olarak benzer değerleri vermiş, paraşütlerimiz işlevlerini yerine getirmiştir.
https://www.youtube.com/channel/UCWYxEDzqoVodnB0K-YfO9iA	

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

	Nisan				Mayıs				Haziran				Temmuz			
Payload Paraşütü Üretimleri																
Ana Paraşüt Üretimleri																
Prototip Gövde Üretimleri																
Prototip Payload Üretimi																
Patlama Testlerinin Yapılması																
Paraşüt Fonksiyonellik Testlerinin Yapılması																
Payload (orijinal) Üretimi																
Gövde (Orijinal) Üretimleri																
Şok Kordonu Dayanım Testleri																
Paraşüt İpleri Dayanım Testleri																
Son Kontroller																
Proje Yönetimi																

Kurtarma Sistemi Test Takvimi

Aviyonik – Özet

(RRC3 Sport Altimetre Ön ve Arka Yüzü)

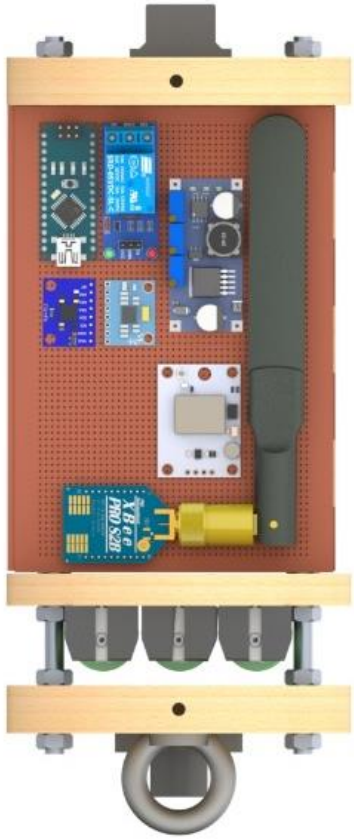
1-Missile Works – RRC3 "Sport" Altimetre (Ana Ticari Sistem) : Missile Works firması tarafından üretilmiş barometrik bir ikili ayrılma altimetresidir. Roketin gerekli irtifada ayrılmayı gerçekleştirmesi için kullanılacaktır. Aynı zamanda roketimizin uçuş bilgilerini kaydedecektir.

2-Yedek Aviyonik Sistem (Yedek Özgün Sistem) : Takımımız tarafından üretilecek özgün uçuş bilgisayarıdır. Ana Ticari Sistemimizden bağımsız bir şekilde ayrılma için gerekli sinyali verecektir. Ekleyeceğimiz barometre ve IMU sensörü sayesinde roketin maksimum irtifaya çıkmasını veya düşüşe geçişini algılayıp ateşlemeyi gerçekleştirecek röleye sinyal göndererek kızdırma teli yardımıyla karabarut ateşlenecektir. Aynı zamanda dahilindeki GPS ve telemetri modülleri sayesinde kurtarma aşamasında kullanılacak GPS verisini ve ayrıca irtifa, açısal konum verilerini de yer istasyonuna iletecektir.

3-Ateşleme Sistemi (Özgün Tetikleyici): Takımımız tarafından üretilecek olan özgün ateşleme sistemi ana (ticari) veya yedek (özgün) aviyonikten komut aldığı taktirde röle yardımıyla akımı serbest bırakacak ve kızdırma teli yardımıyla karabarut ateşlenecektir. Yedek ve ana aviyoniğimizin tek ortak bağlantısı röle ve kızdırma telidir. İki sistem de birbirinden bağımsız olarak röleyi çalıştırma yetkisine sahip olacaktır. Ateşleme sistemi yedek sistemimizin güç kaynağından beslenecektir. Röle ve bağlantıları aviyonik sistem kısmına, kızdırma teli uçları aviyonik bloğa bitişik olan barut yuvasına yerleştirilecek ve sabitlenecektir.

Sistemlerden Birinin Çalışmaması Durumunda : İki aviyonik sistemimiz birbirinden tamamen bağımsız çalışmaktadır ve iki sistem de aynı tetikleyiciye bağımsız bir şekilde komut verebilmektedir. Bu durumda görev sırasında sistemlerden birinin tetiklemeyi gerçekleştirmesi ayrılmayı gerçekleştirmek için yeterlidir.

Aviyonik – Özet



Yedek Aviyonik Sistem 3D Görüntüsü

	Uçuş Bilgisaylarının Benzerlikleri ve Farklılıkları		
	Ticari Ana Sistem (RRC 3 Sport Altimetre)	Özgün Yedek Sistem	Benzerlikleri ve Farklılıkları
İşlemci	TI MSP430 Ailesi 16Mhz 16-bit Mikroişlemci	Arduino Nano (Atmega 328p)	İki bilgisayar bağımsız işlemciler ile çalışmaktadır. İki bilgisayarın işlemcileri de gerçekleştirilecek görevler için yeterli güç ve hızdadır.
RF Alıcı Modülü	-	Xbee PRO S3B	Yer istasyonuna yedek sistemde bulunan GPS, irtifa ve açısal konum verileri iletilecektir. Bu sebeple ana bilgisayarımızda RF alıcı bulunmamaktadır.
GPS	-	Ublox Neo 7M	Kurtarma gerçekleştirilirken konum bilgisi yedek bilgisayar üzerinden temin edilecektir. Ana sistemimizde GPS entegresi bulunmamaktadır.
Basınç Sensörü	MS5607	MS5611	Aynı firmanın ürettiği farklı sensörler kullanılmaktadır, MS5611 modülünün hassasiyeti daha yüksektir.
İvmeölçer	-	MPU6050	Ana ticari sistemimiz sadece basınca bağlı irtifa verisine göre ayrılma gerçekleştirmektedir. Yedek sistemimiz ise İvmeölçerden gelen roketin açısal konumu kullanılarak burnu yere bakacak şekle gelirse ayrılmayı tetikleyecektir.
Ateşleme Sistemi	Röle ve Kızdırma Teli		Ateşleme sistemimiz iki birim için de ortaktır ve yedek sistemden beslenecektir. İki sistem de ateşleme sistemine ayrı bağlanıp ateşleyebilecektir.

Not: Ana ticari sistemimiz ile ilgili bilgiler üreticinin kendi sitesinden alınmıştır. Ulaşmak için tıklaynız.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 (Ticari Sistem)

RRC Sport Altimetre:

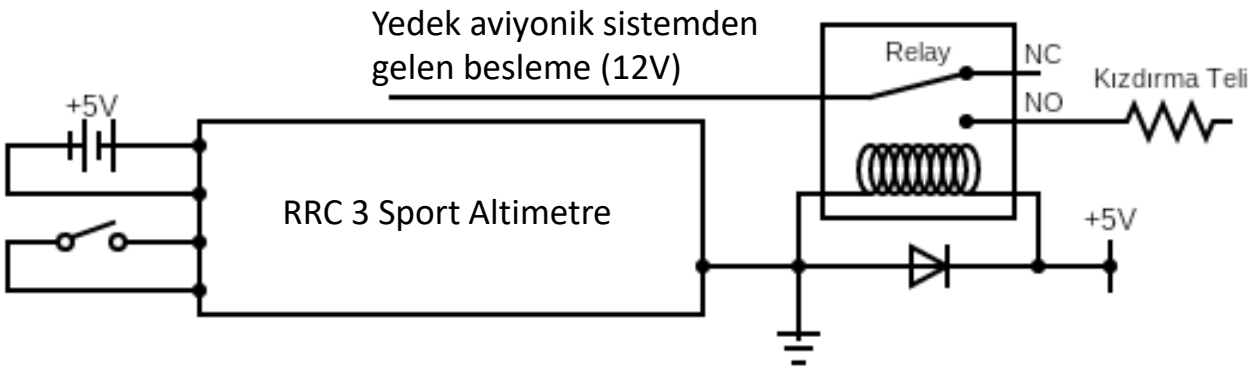
Missile Works firması tarafından üretilen barometrik altimetreli ikili ayrılma sistemidir. Çok düşük güç tüketiminin yanında 28 dakikaya kadar uçuş kaydetme özelliğine de sahiptir. Ayrılma seçenekleri arasında maksimum irtifa (apogee) ve yanında ikinci ayrılma için istenen spesifik bir irtifa seçilebilmektedir. Uçuştan önce sistemin çalıştığını bildirmesi için sesli ve ışıklı uyarı sistemi bulunmaktadır. Üzerindeki MS5607 basınç sensörü sayesinde elde ettiği basınç verisini irtifa verisine çevirir. Üzerinde bu işlemleri gerçekleştirmesi için TI MSP430 ailesinden 16 Mhz 16-bit bir mikroişlemci bulunmaktadır. 40.000 feet'e kadar sağlıklı bir şekilde faaliyet gösterebilmektedir.

RRC Sport Altimetre İçin Yapılacak Ayarlar:

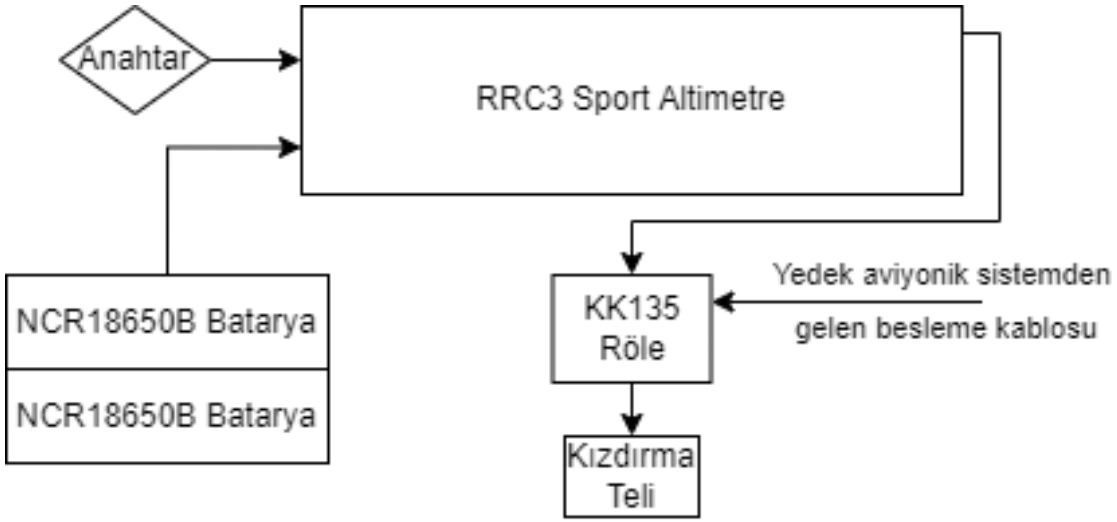
Ticari ana aviyonik sistemimiz RRC3'ün roketimize entegre işlemi birkaç düzenleme ile gerçekleşecektir, bunlardan ilki ve en önemlisi ticari sistemi roketimizin ulaşması istenen irtifada ayırması için ayarlamak olacaktır. Yaptığımız hesaplamalar ve simülasyon verilerine göre roketimizin alacağı maximum irtifa (Apogee) noktası görev için gerekli olan irtifaya ayarlandığından bu kısımda herhangi bir değişiklik yapılmayıp apogee noktasında açılma ayarı sabit tutulacaktır. İkinci olarak ticari sistemimizde fabrika çıkışlı bir açma kapama anahtarı bulunmamaktadır bu da görev için elzem bir özelliktir. Bu sebeple kartımızın üstünde belirtilen bağlantı noktasına bir adet switch bağlanacaktır. Üçüncü olarak roketimiz görev gereksinimlerine göre tek sefer açılması gerektiği için irtifaya bağlı apogee harici ikinci açılma kapatılacaktır. Dördüncü olarak aviyonik sistemimize ateşleyici sistem entegre edilecektir, röle ve kızdırma teli ana aviyoniğimizin ateşleme kanalından ayrılma sinyali geldiğinde ateşleyecek şekilde bağlanacaktır. (Ticari sistemimizin kendi ateşleme kanallarının görev şartları altında yetersiz kalma durumuna karşı 12V ile beslenen özgün ateşleme sistemimizin kullanılması kararı alınmıştır.)

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2 (Ticari Sistem)

Ticari Uçuş Bilgisayarı Bağlantı Şeması



Ticari Uçuş Bilgisayarı Blok Diyagramı

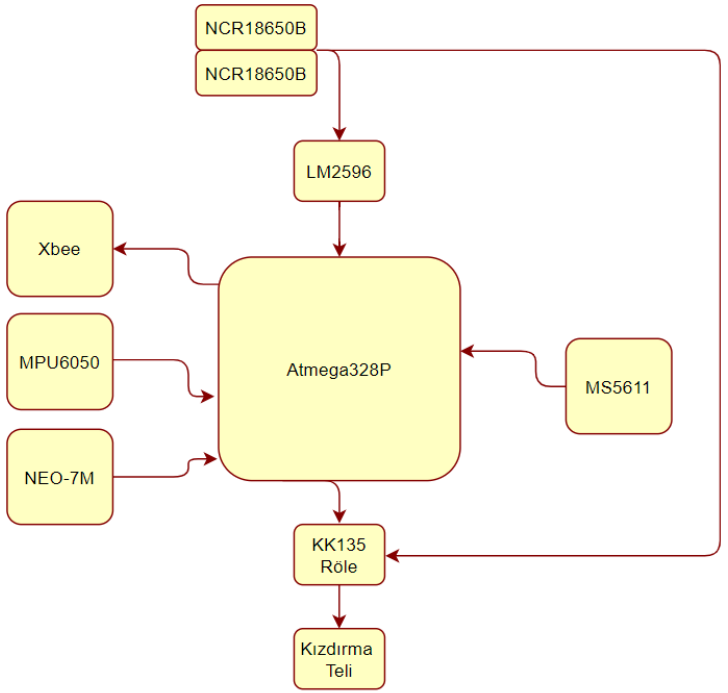


Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

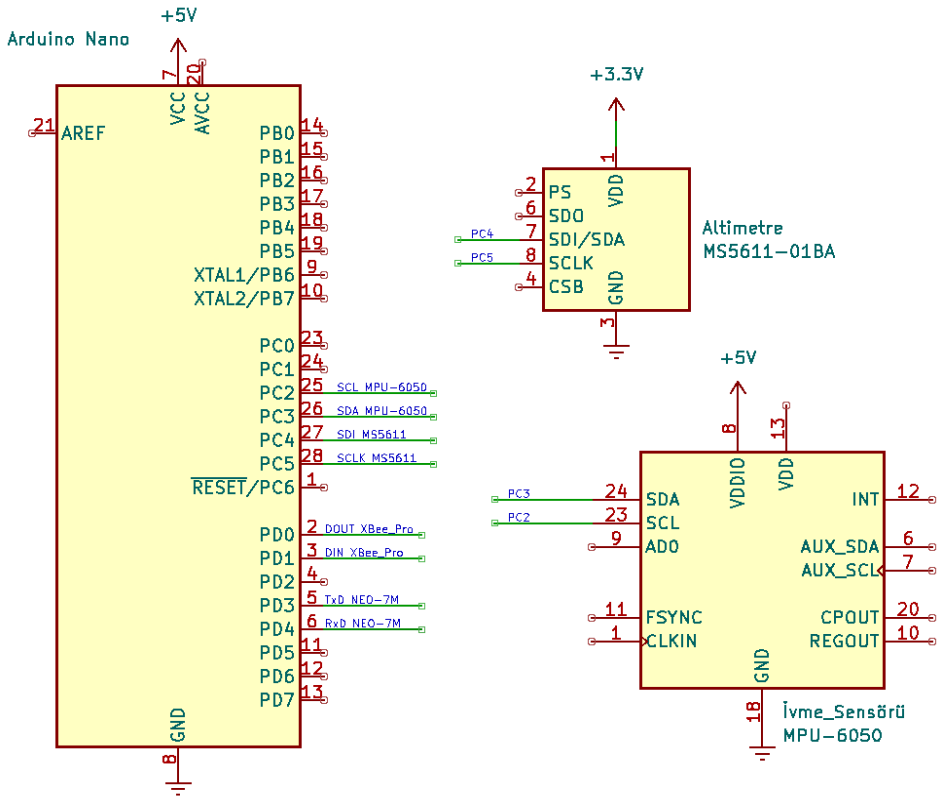
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kuratma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
Arduino Nano Mikro Denetleyicisi	Atmega328P	-	Algoritmanın çalışacağı birimdir, herhangi bir veri sağlamamktadır.
MS5611 Basınç Ölçer	MS5611	Evet	Sensörden okunan basınç ve sıcaklık verisini irtifa verisine çevirilip algoritmaya göre aviyonik birimin ulaştığı maksimum irtifada (apogee) ayrılma için gerekli sinyali verecektir.
MPU6050 Jiroskop ve İvme Sensörü	MPU6050	Evet	Sensörden okunan açısal konum verisi ivme verisi ile doğruluğu arttırılıp oluşan yeni açısal konum verisi roketin burnunun dikey eksende yere dönüp dönmediğini algılayıp ayrılma için gerekli sinyali verecektir.
XBee PRO 900HP S3B	S3B	Hayır	Ayrılma algoritmasında görevi yoktur, özgün bilgisayardan alınan verileri yer istasyonuna iletecektir.
ublox Neo-7M - Antenli GPS Modülü	NEO-7M	Hayır	Ayrılma algoritmasında görevi yoktur, kurtarma aşamasında sağladığı konum verisi kullanılacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2

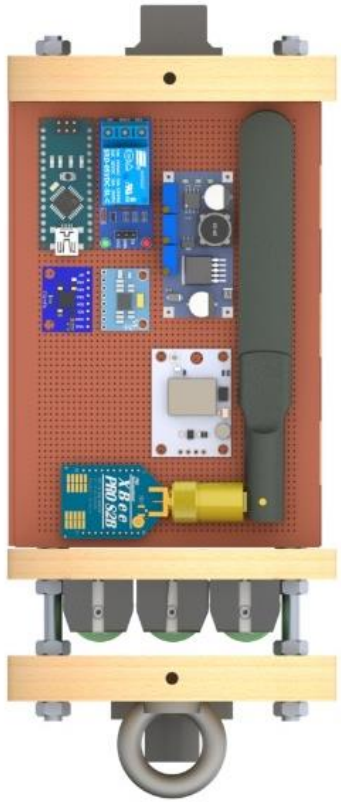
Yedek Sistem Blok Diyagramı



Yedek Sistem Devre Şeması



3D Görünümü



Yedek Aviyonik Sistem Üretim Yöntemi: Yedek aviyonik sistemimiz temin edilen sensörlerin bakır pertinaks levha üzerine lehimlenmesi yöntemi ile üretilecektir. Bu sayede hem maliyet düşürülecek hem de bu süreçte olası bir değişiklik ve hesaplanamayan bir durum ile karşılaşılması durumunda devrede kolayca ve hızlıca değişikliğe gidilebilecektir.

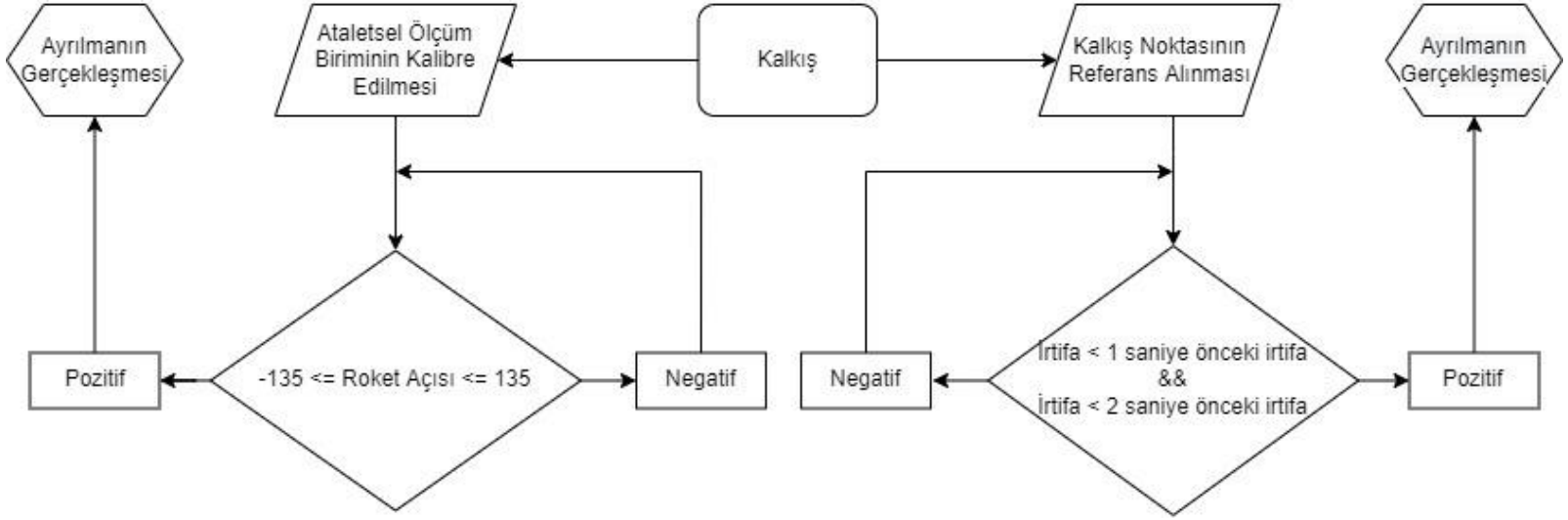
Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Parametre Seçimi ve Algoritma: Aviyonik sistemimizin algoritması için seçilen sensörlere göre iki adet parametre verisi belirlenmiştir. Bunlardan biri irtifa diğeri ise açısal konum bilgisidir. Roketimiz maksimum irtifa (apogee) noktasında açılma gerçekleşmesi istendiği için irtifa verisi ana parametre olarak belirlenmiştir. Bunun yanında roketin açısal konumu basınç sensörünün çalışmaması durumunda roketin burun kısmının yer ile yaptığı açıya göre alçalmaya başlayıp başlamayacağını tespit edip ayrılmayı gerçekleştirmek içindir. Öncelikle aviyonik sistemimiz çalışmasından itibaren referans alarak göreceli irtifa parametresi oluşturacak roketin deniz seviyesinden yüksekliğini değil göreve başlayacağı konumun irtifasını başlangıç olarak belirleyecektir. Ayrıca açısal konum verimiz aviyonik sistemimizin rampada çalıştırılması ile yere göre kalibre edilecektir bu noktada rampanın 6 derecelik açısı elzem bir değer olmadığından dolayı göz ardı edilecektir. İrtifa verisi her yenilendiğinde o saniyedeki irtifa verisini önceki iki saniyenin verisi ile karşılaştıracak, eğer anlık irtifa verisi önceki iki irtifa verilerinin ikisinden de düşükse ayrılmak için gereken sinyali verecektir. Bu şekilde roketimiz simülasyon verilerinde hesaplandığı gibi gereken irtifada ayrılma gerçekleştirecektir. Anlık açısal konum verisi (x, z) veya (y,z) ekseninde (ataletsel ölçüm birimi üst yüzü roketin burnuna bakacak yerleştirilecektir.) -135 den küçük veya +135 den büyük olursa ayrılmak için gereken sinyali verecektir. (Açılandırma yapılırken yarışma dökümanlarında bulunan EK-8 Şekil 4 referans alınmıştır.)

Verilerin Filtrelenmesi: MS5611 sensörümüz kullanılırken saniyede on defa basınç ve sıcaklık ölçümü yapılıp ölçümlerin ortalaması alınacaktır. Basınç ve sıcaklık verilerini irtifa verisine çeviren hesaplamalardan geçirildikten sonra saniyelik irtifa verisi oluşturulacaktır. Bu şekilde ölçümde yaşanabilecek anlık hatalar tolere edilecektir. Ataletsel ölçüm birimi MPU6050'a entegre bulunan jiroskop ve ivmeölçerden alınan açısal konum verisi tamamlayıcı filtre yardımı ile tek bir veri haline getirilecektir. Bu sayede açısal konum verisi daha az hatalı şekilde oluşturulacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Yedek Aviyonik Sistem Kurtarma Algoritması



Algoritmada Kullanılan Parametrelerin Kaynakları		
Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Parametre	Parametrenin Elde Edileceği Veriler	Verileri Sağlayacak Sensörler
İrtifa	Basınç, Sıcaklık	MS5611
Açısal Konum	Açısal Konum, İvme	MPU6050

Parametre Kaynakları: İrtifa verisi MS5611 atmosferik basınç sensöründen alınan basınç ve sıcaklık verilerinin gerekli hesaplamalardan geçirilmesi ile elde edilecektir. Açısal konum verisi MPU6050 Gyro ve İvmeölçer modülünden alınan açısal konum verisi ile ivme verisinin tamamlayıcı filtre yardımı ile harmanlanması ile elde edilecektir.

Aviyonik – İletişim

Yer İstasyonu Bileşenleri			
Xbee PRO S3B	Arduino Uno	Sparkfun 900MHz SMA Anten	Xbee Pro Shield

Yer İstasyonu: Roketimizdeki yedek aviyonik sistemimize bağlı çalışan Xbee PRO S3B modülünden gelen sinyalleri yer istasyonundaki bilgisayarımıza bağlı Arduino Uno'ya Xbee Shield yardımıyla bağlanmış Xbee PRO S3B modülü ve modüle bağlı Sparkfun 900MHz 3 dbi kazançlı bir anten sayesinde alınacaktır.

Veri Paketi ve Yer İstasyonuna İletilecek Veriler: Yandaki tabloda verilen yedek ticari sistemimizden yer istasyonumuza iletilecek veriler her saniye yenilenecek şekilde 900 MHz bant genişliğinde ve 10 Kbps bir şifreli bir paket ile iletilecek ve yer istasyonundaki mikroişlemci yardımıyla seri haberleşme portundan okunacaktır.

Yer İstasyonuna İletiecek Veriler		
Hız	İvme	İrtifa
Açısal Konum	Konum	Ayrılma Bilgisi

Roket İçin Geçerli Değerler	
Verici Güç Çıkışı ,P_{tx}(dBm)	24
Verici Anten Kazancı, G_{tx} (dBm)	3
Verici Kaybı, L_{tx} (dBi)	0,5
Serbest Yol Kaybı, L_{fs} (dB)	95,07
Çeşitli Kayıplar, L_m (dB)	1
Alıcı Anten Kazancı, G_{rx} (dBi)	3
Alıcı Kaybı, L_{rx} (dB)	0,5
Yol, d(m)	3000

Link Bütçesi (İletişim Güç Hesabı):

$$L_{fs} = 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}\left(\frac{4\pi}{c}\right) - G_{tx} - G_{rx}$$

$$P_{out} = P_{tx} + G_{tx} - L_{tx} - L_{fs} - L_m + G_{rx} - L_{rx}$$

L_{fs}**(Serbest Yol Kaybı) = -95,07 dB** ve

P_{out} **(Alınan Güç) = -67 dBm** gelmektedir.

Telemetri sistemimizin link bütçesi için geçerli olan değerleri yandaki tabloda verilmiştir. Gerekli hesaplamalar verilen formüllere alınan güç (-)67dBm olup. Xbee Pro S3B modülünün (-)110 dBm hassasiyeti ile görevi rahatlıkla yerine getirebileceği öngörülmüştür.

Not: Bu bölümde yapılan hesaplamalar ve analiz için gerekli denklemlere buradan ulaşılmıştır.

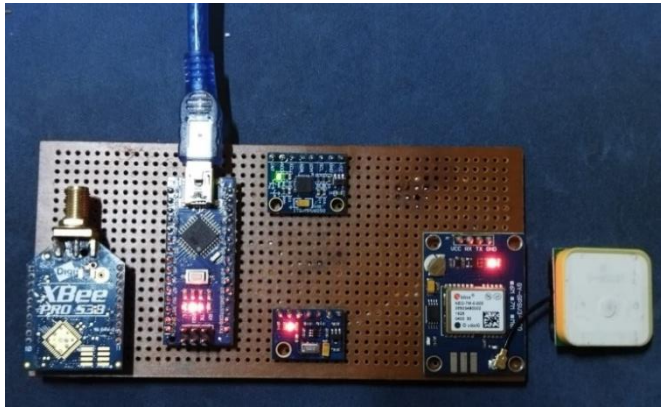
Aviyonik Prototip Testi

Algoritma Testleri: Ana aviyonik sistemi ticari olduğundan algoritma testi bu aşamada gerçekleştirilmemiştir. Yedek özgün aviyonik sistemimiz ise ilk olarak yazılımsal ortamda test edilip ardından algoritmamızda yer alacak parametrelerden gelen verileri simüle edecek iki adet potansiyometre ile test edilmiştir. Testlerimiz sonucunda yedek sistemimiz beklenildiği gibi maksimum irtifayı aldığında ve açısal konumu dikey ekseninde (-135, 135) aralığını sağlamadığında ayrılmayı başarı ile gerçekleştirmiştir.

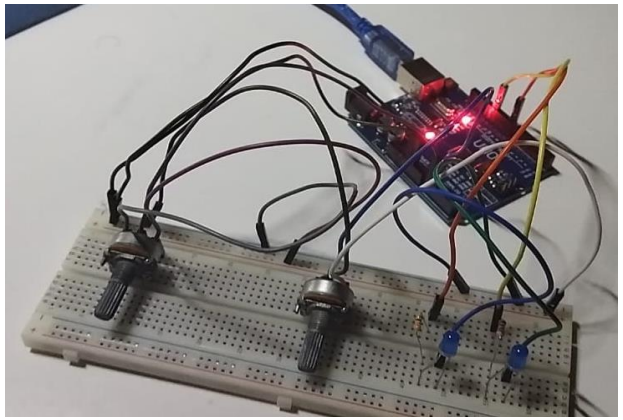
Kart Fonksiyonellik Testleri: Tercih edilen RRC3 Sport Ana Aviyonik sistemiz ticari sistem olduğundan dolayı bu aşamada fonksiyonellik testleri gerçekleştirilmemiştir. Yedek aviyonik sistemimizin kart fonksiyonellik testleri ise gerekli tüm komponentler pertinaks üzerine lehimleme yöntemi ile hazırlanmış ve yedek aviyonik kartımız programlanarak sensörlerden alınan veriler (Açısal Konum, İrtifa, Sıcaklık, Küresel Konum) seri port ekranından sorunsuz bir şekilde okunmuştur. İletişim testlerinde ise bahsi geçen veriler sorunsuz bir şekilde yer istasyonuna iletilmiştir.

İletişim Testleri: Faydalı yükte kullandığımız telemetri sitemi ile yedek aviyonikte roket için kullandığımız telemetri sistemi aynı olması sebebiyle testler tek seferde birlikte gerçekleştirilecektir. İletişim testlerimiz telemetri düzeneğini kurarak GPS modülü entegre edilmiş ve haraketli bir işlemciden konum verilerini Xbee yardımıyla yine Xbee kullanılan ve Atakum Gençlik Merkezinin çatısında konum almış yer istasyonumuza iletme yöntemiyle gerçekleştirilecektir. İletişim için tercih ettiğimiz Xbee modülümüzü ayrıca farklı antenler yardımıyla deneyerek veri iletimine etkilerini gözlemlenecektir. Testler süresince Xbee S3B Pro haberleşme modülü kablosuz sinyallerin yoğun olduğu ve olmadığı saatler ve mesafeler göz önünde bulundurularak test edilmiş ve veriler analiz edilmiştir. Testlerimiz sonucunda sinyal yoğunluğunun nispeten fazla olduğu zamanlarda dahi, burada bahsi geçen zaman dilimi mesai saatleri çıkışıdır, haberleşme modülümüzün görev için gerekli (3km) menzili rahatlıkla sağlayabilmiştir.

Aviyonik Prototip Testi



Kart Fonksiyonellik Testi Düzeneği Görüntüsü



Algoritma Testleri Düzeneği Görüntüsü

İletişim Testleri Düzeneği Görüntüsü

Testler	Nisan				Mayıs				Haziran				Yaklaşık Aralıklar
Özgün Sistem Algoritma Testleri													8 Nisan - 22 Nisan
İletişim Testleri													15 Nisan - 6 Mayıs
Özgün Sistem Kart Fonksiyonellik Testleri													15 Mayıs - 12 Haziran
Aviyonik Bloğu Entegrasyonu													8 Haziran - 28 Haziran
Hakem Yer İstasyonu İletişim Testleri													1 Haziran - 22 Haziran
Ticari Sistem Kart Fonksiyonellik Testleri													22 Mayıs – 1 Haziran

Bütçe

ROKET ÜRÜN FİYAT LİSTESİ					
ALT SİSTEM İSMİ	Malzeme		Adet	Birim fiyat (₺)	Toplam Fiyat
Burun Konisi	Alüminyum çubuk(500 mm × 140mm)		1	2741,64₺	2741,64₺
	4,2 x 4 mm Vida (100'lü)		1	40 ₺	40₺
Motor Bölümü	Motor Kundağı	200 Gr Plain Cam Elyaf	8m²	132₺ (m²)	1056₺
	Merkezleme Halkası	Alüminyum çubuk (120 mm ×100mm)	1	418,81₺	418,81₺
	Faturalı Sistem Kapağı				
	Motor engeli				
Aviyonik sistem Bloğu	Bakır Plaka (6,5cm × 14,5cm)		1	24,16₺	24,16₺
	4V Li-İon Pil		3	20 TL₺	60 ₺
	Pil Yatağı		1	7 TL₺	7 ₺
	15mm kalınlıklı balsa levha (10cm × 100cm)		1	140₺	140₺
	Somun		10	0,19₺	1,9 ₺
	Blok Birleştirme Çubuğu (5'li)		2	55,10₺	55,10₺
Faydalı Yük	Pirinç Çubuk 110 mm çap 200mm boy		7 kg	129,25₺ (kg)	1050₺
	Bakır Plaka(6,3×12,5)		1	6,82₺	6,82₺
	U-bloxs Neo-7M GPS		1	225 ₺	225₺
	Xbee Verici		1	613₺	613 ₺
	M10 Tek Döküm Çelik Mapa		1	20₺	20₺
	4V Li-İon Pil		2	20₺	40₺
	Pil Yatağı		1	7₺	7₺
	Arduino Nano		1	380₺	380₺
	2,5 x 5 mm Vida (50'li paket)		4	60₺	60 ₺
Bulkhead	50×50 kontrplak 10mm kalınlıklı		5	108,65₺	543,25₺
Gövde	200gr plain Cam Elyaf (Alt ve Üst Gövde Toplam)		32m²	132₺ (m²)	4224₺

ROKET ÜRÜN FİYAT LİSTESİ				
ALT SİSTEM İSMİ	Malzeme	Adet	Birim fiyat(₺)	Toplam Fiyat
Ana Aviyonik sistem	Telemetrum Ticari Sistem	1	4860,57₺	4860,57 ₺
	Teledongle V3	1	2527₺	2527 ₺
Yedek Aviyonik sistem	MS5611 Basınç Ölçer	1	125₺	125 ₺
	Atmega 328P	1	67₺	67₺
	MPU6050 Jiroskop ve İvme Sensörü	1	37₺	37 ₺
	Tek Kanal 5V Röle	1	10₺	10₺
	LM2596 Voltaj Düşürücü	1	12₺	12₺
Kanatçıklar	3mm kalınlıklı 75cm×100cm alüminyum levha	1	1923₺	1923₺
	Alüminyum çubuk(130mm çap × 25mm boy)	1	140,43₺	140,43₺
	3,5 x 10 mm Vida(10'lu paket)	1	10₺	10 ₺
Paraşütler	280 cm çaplı özel naylon kumaş	1	420₺	420₺
	130 cm çaplı özel naylon kumaş	1	205₺	205₺
	15 m elastik şok kordonu	1	146,43₺	146,43₺
Üretim İhtiyaç Listesi	Peel Ply soyma kumaşı	1	82₺	82₺
	Vakum Sızdırmazlık bandı	1	150,86₺	150,86₺
	Vakum battaniyesi keçesi	1	213,91₺	213,91₺
	Release Film Delikli Naylon	1	90,83₺	90,83₺
	Vakum Naylonu	1	63,86₺	63,86₺
	İnfüzyon vakum Hortumu	3m	31,54₺	94,62₺
	Kalıp Ayırıcı Vax	1	125₺	125₺
	PFTE Teflon Kumaş	6m²	190₺	1140₺
	Duratek Leminasyon Reçinesi	2 kg	228,5₺	457₺
	İzocam Yünü En 1,2m Boy 1m	1	55₺	55₺
Toplam	24.868,19₺			
Not:Bazı parçalar yurt dışından geleceği için fiyatları 01.05.2022 tarihli dolar kuruna göre hesaplanmıştır.				

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
1	3.1.3	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir		2	Takım şablonunda gösterildiği üzere tüm üyeler lise seviyesindedir.
2	3.1.9	Takımlar en az dört (6) en fazla altı (10) kişiden oluşmalıdır.		2	Takım mevcudu 6 kişidir.
3	3.1.13	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur.		2	Takımımızın bir danışmanı vardır.
4	3.1.20	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamalıdır.		2,59,60-68	KTR raporumuza belirtilen hususlar dikkatle yazılmıştır.
5	3.2.1.11.1	Lise Kategorisi için L1050 model motor kullanılacaktır.		3,26	Motorumuz L1050 modeldir.
6	3.2.1.7.	Bütün takımlar roket tasarımlarını TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından sağlanacak motor için yapacaklardır. TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından tahsis edilecek motor dışında başka bir motor dikkate alınarak roket tasarımı yapılması kabul edilmeyecektir.		4,26, Open Rocket	Tasarımımız, TEKNOFEST'in bizlere gönderdiği motor boyutu dikkate alınarak hazırlanmıştır.
7	3.2.1.19.	Kurtarma işlemini yapan takımların, roketin kurtarılan bileşenleriyle birlikte altimetreyi de değerlendirmek üzere hakem heyetine teslim etmesi ve herhangi bir ek müdahaleye gerek kalmadan altimetreden irtifa verisinin okunabilmesi gerekmektedir		20	Tasarımımızdaki altimetre istenilen sonuçları verecek şekilde konumlandırılmıştır.
8	3.2.1.20.	Görev yükü roketten bağımsız olarak kurtarılacak olup rokete ait tüm parçalar bir arada kurtarılacaktır. Hem Görev Yükü hem de söz konusu parçaların konumunu belirleyen bir sistem (GPS, radyo vericisi vb.) bulunacaktır.		33,34	Tasarımımızda istenilen cihazların hepsi mevcuttur.
9	3.2.1.21.	Takımların “Open Rocket Simulation” menüsüne (Şekil 3) uygun olarak yörünge benzetimlerini gerçekleştirmesi zorunludur. Open Rocket dosyasına Şekil 3’te belirtilen simülasyonu eklemeyen takımlar değerlendirmeye alınmayacaktır.		Open Rocket	Open Rocket dosyamıza belirtilen simülasyon eklenmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
10	3.2.1.23.	Takımlar Görev Yüklerini “Unspecified Mass” ismiyle girmeyecektir. Görev Yükü “PAYLOAD” ismi ile adlandırılıp, kütlesi en az 4000 gram (4 kg) ve tek bir parça olarak girilecektir. Şekil 3 ile verilen “Fırlatma Simülasyonu- Launch Simulation” ekranında yer alan değerler simülasyona girilmelidir.Bu değerler ile benzetim yapmamış olan takımlar elenecektir..		Open Rocket	Görev yükümüzün ismi "PAYLOAD" olup kütlesi 4 kg üstündedir ve tek bir parçadır. Buna ek olarak “Fırlatma Simülasyonu- Launch Simulation” ekranında yer alan değerler simülasyona girilmiştir.
11	3.2.2.1.	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		33,34	Kurtarma sitemimizde paraşüt mevcuttur.
12	3.2.2.4.1.	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.		6,33	Roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak planlandı ve tek bir paraşüt kullanıldı.
13	3.2.2.4.2.	Lise kategorisinde kullanılan tek paraşüt ile roketin ve parçaların hasar görmemesi için paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		41	Simülasyonda düşen parçalar hasar görmeyecek şekilde planlandı ve belirtilen hız aralığı dikkate alındı.
14	3.2.2.5.	Görev Yükü, roketin parçalarına herhangi bir bağlantısı olmadan (hiçbir noktaya şok kordonu vb. herhangi bir ekipman ile bağlanmadan) tek başına kendi paraşütü ile “bağımsız” olarak indirilmelidir.		34	Görev Yükü, roketimizin herhangi bir parçasına bağlı değildir.
15	3.2.2.12.	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		36,56	Haberleşme bilgisayarı yer istasyonuna anlık veri iletecektir.
16	3.2.2.13.	Her paraşüt birbirinden farklı renkte ve çıplak gözle uzaktan rahat seçilebilir olacaktır (paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması önemlidir).		38	Paraşütlerimizin rengi planlanırken beyaz ve mavinin tonlarından kaçınılmış ve çıplak gözle görülebilir renkler seçilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
17	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır		43	Görev Yükümüzün kütlesi 4.05 kilogramdır (sensörler hariç).
18	3.2.3.2.	Entegrasyon alanında Görev Yükü kütle ölçümü hakem heyeti tarafından yapılacak olup, ölçümün rahat bir şekilde yapılabilmesi için Görev Yükünün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		43	Görev Yükü, roketimizden kolayca ayrılabilir bir şekilde tasarlanmış ve montajlanırken bu hususa dikkat edilecektir fakat daha üretilmediğinden kontrol listesinde sarı olarak gösterilmiştir.
19	3.2.4.3.	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır (Kademelerin farklı çaplara sahip olması ve kademeler arasında çap değişimine izin verilmemektedir. Rampa yerleşim kısıtları dahilinde Boat-Tail kullanımına izin verilmektedir.)		4, Open Rocket	Roketimizin tüm parçalarının azâmi dış çapları aynı değerdedir.
20	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		4, Open Rocket	Ekte sunulan Open Rocket dosyasındaki grafikten anlaşıldığı üzere 0.3 Mach'taki stabilite değeri 2.25' tir.
21	3.2.5.1.	Roketin iç ve dış basıncı dengeli olmalıdır. Basınç dengesini sağlamak için burun ile gövde ön bölgesi arasında, aviyonik sistemlerin bulunduğu gövde parçasında ve gövde arkası ile motor arasındaki gövde üzerinde 3.0-4.5 mm arasında çapa sahip asgari üç (3) delik bulunmalıdır.		19	Roketimizin tasarımında belirtilen yerlere 3.5 mm çapında 3 tane delik koyulmuştur.
22	3.2.5.3	Aerodinamik yüzey (gövde, kanatçık, burun) malzemesi olarak PVC, sıkıştırılmış kağıt/kraft ve PLA kullanılamaz. Aerodinamik yüzeylerde ve roket içerisinde mukavemet gerektiren yerlerde sağlamlığı testler ve analizler ile kanıtlanmamış, tasarım raporlarında belirtilmemiş malzemelerin kullanılması durumunda takım elenecektir.		17,18,21,22,24 Open Rocket	Gövde malzemesi olarak cam elyaf, kanatçık ve burun konisi malzemesi olarak alüminyum tercih edilmiştir. İlgili bilgiler KTR raporunda daha detaylı olarak verilmiştir..

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
23	3.2.5.4	Kullanılacak mapaların (İng. eye bolt) tek parça ve dövülmüş çelikten imal edilmiş olması gerekmektedir. Büküm mapalarının kullanımına izin verilmeyecektir. Bu kural mapa yerine kullanılabilecek veya mapa ile benzer kuvvetlere maruz kalabilecek her parça için de geçerlidir.		10	Roketimizde kullanılacak mapalar tek parça halinde ve dövülmüş çelikten imal edilmiştir. Bunun yanı sıra roketimizde büküm mapa bulundurulmamıştır.
24	3.2.5.5.	Burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının gövde dış çapının en az bir buçuk (1.5) katı olması gerekmektedir. Entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisine de gövde dış çapının en az (0.75) katı kadar girmesi beklenmektedir. Bu duruma uymamak diskalifiye sebebidir.		Open Rocket,13	Belirtildiği üzere burun omuzluğunun diğer gövdeye girecek kısmının ve entegrasyon gövdelerinin entegre edilecekleri gövdelerin her ikisinin de gövde dış çapı istenilen değerlerde tutulmuştur.
25	3.2.5.7.	Kaydırma ayakları, gövdenin yapısal olarak güçlendirilmiş bölgelerine takılmalıdır. Bir rokette asgari iki (2) adet kaydırma ayağı bulunmalıdır. Bunlardan bir tanesi motor bölgesinde, motorun ağırlık merkezi ile gövde sonu arasında olmalıdır. Roketin ağırlık merkezi iki kaydırma ayağının arasında olmalıdır		Open Rocket	2 adet kaydırma ayağımız roketin istenilen bölümlerine yerleştirilmiştir. Tasarım Ekte verilen Open Rocket dosyasında sunulmuştur.
26	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır		Open Rocket	Roketimizin boyu 1910 mm olduğundan uzaklık, azami değerin altındadır.
27	3.2.5.11.	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		28, Motor Montaj Videosu	Roketimizin tasarımı her parçası kolayca montaj ve demonte edilecek şekilde tasarlanmıştır. İlgili tasarım motor montajı kısmında detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
28	3.2.6.3.	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki (2) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur).		50,54	Roketimizde biri ana biri yedek olmak üzere 2 tane uçuş bilgisayarı bulunmaktadır.
29	3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.		50	Ana uçuş bilgisayarımız ticari sistemdir(Telemetrum).
30	3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		49	İstenilen husus karşılanmaktadır ve detaylı bilgi aviyonik sistem detayı kısmında verilmiştir.
31	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		49	İstenilen husus karşılanmaktadır ve detaylı bilgi aviyonik sistem detayı kısmında verilmiştir.
32	3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		54	Simülasyonda gördüğümüz üzere ayrılma sistemi sağlıklı bir şekilde tetiklenebiliyor.
33	3.2.6.18.	Eğer eyleyici tek ise, ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilmelidir. Bu eyleyici sistemler kontrolsüz bir şekilde çalışmamalıdır (Örneğin sistemin açılışı ve kurulumu) ve istemsiz olarak kurtarma sisteminin aktive edilmediğinden emin olunmalıdır.		50,54	Eyleyici tek ve ortaktır , ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından birbirlerinden bağımsız olarak kontrol edilmektedir
34	3.2.6.33.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		54	Sistem, açısal kıyaslama ve yükseklik karşılaştırması ile tetiklenecektir.
35	3.2.6.36.	Özgün uçuş bilgisayarları ve tüm uçuş algoritmaları takım üyelerinin kendi özgün tasarımları olmalıdır. Takım üyeleri özgün sistemler ile ilgili detayları açıklayabilmeli ve özellikle uçuş algoritmalarını değiştirebilecek yetkinlikte olmalıdır. Tasarımlarının özgün olmadığı tespit edilen takımlar diskalifiye edilecektir.		54	Uçuş bilgisayarımız ve tüm uçuş algoritmaları bize ait olup tasarımlarımız bize aittir ve tüm takım üyelerimiz kendi sorumlu olduğu yerleri detaylarına kadar açıklayabilir, değiştirebilir ve montajını yapabilir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
36	3.2.7.1.	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.		Open Rocket	Kullanılması planlanan malzemeler canlı sağlığına uygundur fakat henüz üretim gerçekleştirilmediği için bu madde sarı olarak işaretlenmiştir.
37	3.2.7.2.	Tasarım, insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte (gürültü etkilerine ve belirsizliklere karşı dayanıklı) olmalıdır.		Open Rocket	Tasarımımızda insan elinden ziyade makine yardımıyla üretileceğinden insan hatası en az ve diğer etkenlere karşı dayanıklıdır.
38	3.2.7.3.	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.		14,17,22	Tasarım, üretim ve test süreçleri planlamaları yapılacak ve tasarım raporlarında bahsedilecektir fakat daha üretilmediğinden kontrol listesinde sarı olarak gösterilmiştir.
39	3.2.7.4.	Tasarım, üretim, entegrasyon ve atış günlerinde güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenmeli, gerekli tedbirler eksiksiz planlamalı ve icra edilmelidir.		69,70,71	Simülasyonda ve genel olarak analizlerimizde herhangi bir risk veya tehlike yaratacak unsur bulamadık. Ayrıca üretim ve entegrasyon yapılırken de bu hususlara dikkat edilecektir.
40	3.2.7.5.	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliğini tehlikeye atacak risklerin varlığı önceden listelenmeli ve risk azaltıcı tedbirler planlanıp icra edilmelidir.		69,70,71	Fırlatma, uçuş ve kurtarma aşamalarında sistemin güvenliği tehlikeye atacak unsurlar belirlenip, olay anında ne yapılacağı HTEA bölümünde verilmiştir.
41	3.2.9.9.	Roketin 0.3 Mach'taki statik marjin değeri 1.5-2.5 arasında olmalıdır.		Open Rocket	Roketimizin 0.3 Mach'taki statik marjin değeri 2.25 tir.
42	4.1.2.	Kendi üretmedikleri tablolar, görseller, denklemler ve benzeri içeriklerin kullanımında ilgili içeriğin alındığı belgeye referans vererek kullanması beklenmektedir. Bu 21/31 duruma aykırı bir içerik tespit edildiğinde takım kopya çekmiş sayılacak ve yarışmadan diskalifiye edilecektir.		72	Rapor içeriklerimizde kendi üretmediğimiz tablolar, görseller, denklemler ve benzeri içeriklerin referans kaynağı kaynakça üzerinde belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
43	4.2.6.	Hata Modları ve Etkileri Analizi ile sonuçları da ÖTR'de sunulacaktır (Takımların Hata Modları ve Etkileri Analizi çalışmalarını yapabilmeleri için şablon dokümanlar Yarışma Komitesi tarafından TEKNOFEST'in internet sitesi üzerinden paylaşılacaktır).		69,70,71	Hata Modları ve Etkileri Analizi ile sonuçları da KTR'de sunulmuştur.
44	4.2.7.	ÖTR'de takımların üretmeyi planladıkları roketin genel hatlarıyla CAD tasarımını tamamlamış olmaları ve sistemlerini bu tasarım üzerinden detaylı bir şekilde anlatmaları gerekmektedir.			KTR'de takımımızın üretmeyi planladığı roketin genel hatlarıyla CAD tasarımını tamamlanmıştır ve takım üyeleri ilgili olduğu alanlarda sistemleri detaylı bir şekilde anlatabilecek potansiyele sahiptir.
45	4.2.8.	Malzeme seçim kriterlerinin ve söz konusu seçimlerin sistemle uyumluluğunun raporda yer alması beklenmektedir.		14,15,17,18,21	Malzeme seçim kriterlerinin ve söz konusu seçimlerinin sistemle uyumluluğuna raporda yer verilmiştir.
46	4.2.9.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak ön analizler (basınç, sıcaklık vb. etkileri) KTR'de sunulmalıdır.		37	Sıcak gaz üretecisine esas olacak ön analizler KTR'de sunulmuştur.
47	3.1.24.2.	Danışman olarak görev yapacak kişiler, çalıştığı ilgili eğitim/öğretim kurumlarından alacakları öğretmenlik/eğitmenlik/akademisyenlik yaptığına ve kurum tarafından yarışma takımı için danışman olarak görevlendirildiğine dair belgeyi KTR ile sisteme yüklemelidir.			İlgili belgeler harici olarak sunulmuştur.
48	4.3.1.	Takımlar, Kritik Tasarım Raporunda (KTR) tasarımlarının nihaî üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli gerekli analiz ile testleri yapmaktan ve sunmaktan sorumludurlar.		15,17,21,24,44,45,58	Roketimizin tasarımlarının nihaî üretim, entegrasyon ve test aşamalarına geçmeye hazır olduğuna dair gerekli gerekli analiz ile testleri yapmış olup KTR' mizde sunulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
49	4.3.3.	ÖTR'de ilk versiyonu sunulacak Hata Modları ve Etkileri Analizine yönelik olarak takımlar tasarım süreci sonunda bu analizi son haline getirmiş olmaları gerekmektedir (Tasarlanmış olan roketle ilgili tüm yapısal, akışkanlar dinamiği, uçuş algoritması yeterlilik vb. analizleri tamamlanmış olmalıdır. Böylece, seçimi yapılmış olan malzemeler, üretim yöntemleri, roket ve bileşenlerinin uçuş koşullarına dayanıklılığı ve uçuş algoritmasının uygunluğu kanıtlanmış olmalıdır).		69,70,71	Hata Modları ve Etkileri son haline getirilmiştir.
50	4.3.5	Detaylı Bilgisayar Destekli Tasarımların (İng. CAD), kullanılan CAD programı üzerinden entegrasyon videolarının hazırlanması gerekmektedir. Raporda yazan ya da yazmayan her detay CAD tasarımında gösterilmeli ve anlatılmalıdır.			Detaylı Bilgisayar Destekli Tasarımların (İng. CAD), kullanılan CAD programı üzerinden entegrasyon videolarının hazırlanmıştır ve her detay ayrıntılı olarak CAD tasarımlarımızda gösterilmiştir.
51	4.3.6	Sistem entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmalıdır (Yani, "Zorlu Görev kategorisi için kademeler birbirlerine nasıl bağlanır" "Burun gövdeye nasıl bağlanır", "Paraşüt gövdeye nasıl bağlanır", "Motor yeniden çıkartılabilecek şekilde gövde içerisine nasıl sabitlenir" vb. gibi sorulara yanıt niteliğinde, tüm sistemlerin montajının detayları CAD programından alınmış görseller ile desteklenerek sunumda anlatılmalıdır).		29,30,31	Tüm sistemlerin montajının detayları CAD programından alınan görseller ile desteklenerek anlatılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	Ktr Slayt No	Açıklama
52	4.3.7	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		14,17,22,40	Tüm sistemlerin nerede,nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak KTR raporumuzda bulunmaktadır.
53	4.3.8	Zaman, üretim ve test planlarının hazırlanmış olması gerekmektedir (Planların içeriğinde hangi hafta hangi üretimlerin yapılacağı, hangi tarihlerde bileşenlerin test edileceği gibi detaylı bilgilere yer verilmelidir).		47,58	Zaman, üretim ve test planları hazırlanmıştır ve neyin ne zaman üretileceği KTR' mizde raporumuzda sunulmuştur.
54	4.3.9	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		44,46,57,58	Tasarımın üretilebilir olduğu kanıtlanmış olup analiz ve test sonuçlarını KTR' mizde sunulmuştur.
55	4.3.11.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR'de sunulmalıdır.		37	Sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler KTR' mizde sunulmuştur.
56	4.3.19.	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve yapısal/aerodinamik bütünlüğü bozan parçaların olmaması gerekmektedir.		20,30	Roketimizin kesit alanında çıkıntı yaratan ve yapısal/aerodinmaik bütünlüğünü bozan parçalar bulundurulmamıştır.
57	4.3.19.	Roketin rampada aktifleştirilebilecek şekilde tasarlanmaması (uçuş bilgisayarı ve faydalı yükün açılamaması) gibi sebeplerin tespit edilip düzeltilmesi gerekmektedir.		20,43	Roketimizin rampada aktivasyonu için gövdeye kapaklar eklenmiştir ve bu kapaklar roketin aerodinamik bütünlüğünü bozmamaktadır.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür /Görev Süresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı
					Yerel Etki	Son Etki		Önleyici(P)	Tespit Edici(D)		
Gövde Ayrılması	Apogee noktasında iki(2) gövdenin ayrılması.	Entegrasyon gövdesinin sıkışması.	Sıkı geçme tasarlanan parçalar arasında yeterince boşluk olmaması	Ayrılma	Roket paraşütleri açılmayabilir.	Roket 1500 metreden yere düşebilir.	Görsel muayene	Gövde parçalarının aralarında yeterince boşluk olacak şekilde tasarlanması.	Parçalar arasında yeterince boşluk olup olmadığını kontrol edilmesi.	Yedek barut sisteminin devreye girmesi	7
Paraşüt İpleri	Paraşüt iplerinin sorunsuz açılabilmesi.	Barutun paraşüt iplerine zarar vermesi.	Patlama sırasında oluşabilecek basınç	Ayrılma	Paraşüt ipleri kopabilir.	Roket 1500 metreden yere düşebilir.	Görsel muayene	Paraşüt iplerinin kalın tutulması ve barut ile aralarına yeterince mesafe koyulması.	Paraşütün ısı ve basınç dayanımının kontrol edilmesi.	Koruyucu kumaş battaniye kullanılması.	7
Roket Gövdesi	Ayrılma sırasında gövdenin zarar görmemesi.	Barutun gövdeye zarar vermesi.	Patlama sırasında oluşabilecek sıcaklık	Uçuş	Gövde zarar görebilir.	Stabilitede bozulmalar yaşanabilir.	Görsel muayene	Barut miktarının gövde için ideal bir şekilde ayarlanması.	Gövde materyalinin ve kalınlığının patlamaya uygun olup olmadığının kontrol edilmesi.	Barut miktarının olabildiğince az tutulması ve gövdenin sağlam üretilmesi.	4
Metal Parçalar	Metallerin paslanmaması.	Metallerin paslanmaya müsait olması.	Metalin oksijenle yanma tepkimesine girmesi.	Uçuş öncesi	Parçaların görevlerini yerine getirmede problem yaşayabilir.	Ayrılmada ve montajda problemler yaşanabilir.	Görsel muayene	Paslanmaz metal veya çinko kaplama kullanılması.	Metal parçaların düzenli bir şekilde kontrol edilmesi.	Kaplanmamış metal sayısının olabildiğince az tutulması ve düzenli kontrol yapılması.	1

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür /Görev Süresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı
					Yerel Etki	Son Etki		Önleyici(P)	Tespit Edici(D)		
Kanatçıklar	Kanatçıkların motor sıcaklığından az etkilenmesi.	Kanatçık deformasyonu	Motorun sebep olduğu sıcaklığın kanatçıklarla etkileşimde bulunması.	Uçuş	Kanatçık yapısı bozulabilir.	Roket stabilitesi bozulabilir.	Kanada sıcaklık etkisi testi yapımı	Kanatçığın büyük bir kısmını motorun etki alanının dışında kalacak şekilde tasarlanması	Analiz yapılıp sıcaklığın kanatçığı ne kadar etkilediği tespit edilmesi	Tasarımı açığa çıkan sıcaklığa göre ayarlanması.	4
Barut	Barutun uçuştan önce patlamaması	Montaj esnasında barutun patlaması.	Yanıcı veya barutu patlatabilecek güce sahip herhangi bir materyalin barut ile temasta bulunması.	Uçuş öncesi	Roket zarar görebilir.	Can sağlığı tehlikeye girebilir ve maddi zararlara sebep olabilir.	Görsel Muayene	Barut kapsüllerini rokete motordan hemen önce yerleştirip barut kapsülünden sonra herhangi bir yanıcı veya kesici alet kullanmamak.	Barut kapsüllerinin sürekli gözetim altında tutulması.	Can sağlığı konusunda acil tıbbi müdahele yapılması.	10
Batarya	Uçuş sırasında pil yatağının sağlam durması.	Pil yatağı bağlantılarına zarar gelmesi veya bağlantının kopması.	Kullanılan kabloların ince olması veya lehimlemenin düzgün yapılmaması.	Uçuş	Rokete sağlanan güç kesilebilir.	Roket 1500 metreden yere düşebilir.	Görsel ve dokunsal muayene	Kullanılan bağlantı kablolarının sağlamlığının yeterli olması ve lehimlemenin uygun bir şekilde yapılması.	Roket montajı bittikten sonra uygun şiddet uygulanarak kablo dayanıklılığının test edilmesi.	Uygun kablo seçmek ve düzgün lehimlenmesi.	7
Paraşüt İpleri	Patlama anında paraşüt iplerinin birbirlerine takılmaması.	Paraşüt iplerinin birbirine takılması	Gereğinden fazla uzun ip kullanılması ve ayrımın düzgün yapılmaması.	Ayrılma	Ana paraşüt işlevini yerine getiremeyebilir	Payload gövdeden ayrılamayabilir ve roket düşebilir.	Görsel muayene	Paraşüt ipleri için ayıraç kullanmak veya yönlerini birbirlerine zıt tutmak.	Öncesinde simülasyon gerçekleştirilerek ilgili problemin engellenmesi	İplerin kısa tutulması ve ip ayıracı kullanılması.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Öge/ Fonksiyon	Fonksiyon tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür /Görev Süresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı
					Yerel Etki	Son Etki		Önleyici(P)	Tespit Edici(D)		
Uçuş Bilgisayarı	Uçuş verilerinin analiz edilmesi ve görev komutlarının oluşturulması	İşlemci arızası	Yüksek titreşim ve şok seviyeleri	Uçuş	UB yazılımının çalıştırılamaması	Görev adımlarının başarılı bir şekilde gerçekleştirilemesi	Telemetre verileri	Uçuşta beklenen titreşim ve şok seviyelerinde çalışabilecek UB seçimi	Uçuş öncesi yer testleri	Yedek UB kullanımı	10
Faydalı Yük Ayırma Mekanizması	Faydalı Yük'ün istenen koşullarda sistemden ayrılması	İstemsiz Faydalı Yük ayrılması	Hatalı sinyal iletimi	Uçuş	Faydalı Yük'ün yanlış irtafada sistemden ayrılması	Yanlış irtifada Faydalı Yük ayrılması sonucu kurtarma işleminin başarısız olması	Telemetre verileri	Faydalı Yük ayrılma koşullarının uçuş algoritmasında birkaç defa kontrol edilmesi	Algoritma hata koşullarının yerde test edilmesi	Hatalı ayrılma sonrası Faydalı Yük'ün sistem dışına nominal bir şekilde çıkıp paraşütün açılmasına olanak verecek şekilde yerleştirilmesi	7
Kontrplak Plaka	Plakanın Ana Paraşütü dışarı çekmesi	Plaka ipinin kopması	Yüksek Barut Gücü	Uçuş	Ana Paraşütün Çekilememesi	Ayrılmanın başarısız olması	Telemetri Verileri	Plaka ipinin sağlamlığının kontrol edilmesi	İp sağlamlık testleri	Yüksek dayanımlı ip tercih edilmesi	10
GPS	GPS Veri İletimi	Konum verilerinin yanlış iletilmesi	Uydu iletişiminde tutarsızlık olması	Kurtarma	Konum yönlendirmesinin yanlış olması	Kurtarma işleminin başarısız olması	Telemetri verileri	GPS konum iletim testlerinin yapılması	GPS konum iletim testlerinin yapılması	Birden fazla uydudan konum verisi alınması	7

Kaynakça

Bölüm Adı	Linkler	Bölüm Adı	Linkler
ANA AVİYONİK SİSTEM	https://www.alldatasheet.com/datasheet-pdf/pdf/528935/TI1/CC1200.html	YEDEK AVİYONİK SİSTEM	MS5611-01BA03_B3.pdf%7FCAT-BLPS0036
	https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/adxl375.pdf		https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Datasheet1.pdf
	https://www.digi.com/resources/documentation/digidocs/pdfs/90002002.pdf		https://www.fcl.fujitsu.com/en/products/relays/datasheets/
	https://altusmetrum.org/TeleDongle/		https://grabcad.com/dashboard
	https://altusmetrum.org/TeleMetrum/		https://www.alldatasheet.com/
	https://altusmetrum.org/AltOS/	BURUN	https://en.wikipedia.org/wiki/Nose_cone_design
	https://www.everythingrf.com/rf-calculators/link-budget-calculator		https://www.researchgate.net/figure/Drag-force-on-rocket-nose-cones_fig4_336345689
	https://www.pasternack.com/t-calculator-fspl.aspx	YAPISAL SİSTEMLER	https://zoltek.com/carbon-fiber-vs-fiberglass
	http://sayilarvekuramlar.blogspot.com/2015/12/bilgisayar-bilim-yapay-zeka.html		https://borsenboru.com/blog/celik-ve-aluminyum-arasindaki-farklar-nelerdir
	https://www.mouser.com/pdfdocs/BST-BMX160-DS000-11.pdf		https://www.makrokompozit.com/el-yatirmasi/
	https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/6720337	KURTARMA SİSTEMİ	https://rocketturk.com/kurtarma-sistemleri/
	https://www.tasneef.ae/sites/default/files/webform/pdf-handbook-of-model-rocketry-g-harry-stine-pdf-download-free-book-d7a6174.pdf	PARAŞÜT	https://modelroket.com/model-roket-parasutu-hesabi
	http://grevenet.com/GREVENET_NEW/Rockets101/2819_Estes_Model_Rocketry_Technical_Manual.pdf		https://stringfixer.com/tr/Ripstop