TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Orta İrtifa Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
Takım Adı

Takım Yapısı

Kurum: Adana Gençlik Merkezi
Okul: ÇUKUROVA ÜNİVERSİTESİ

Ar.Gör Sergen Tümse
Takım Danışmanı
Kurum:Çukurova Üniversitesi Makine Müh.

Uğur Can Genç
Makine Mühendisliği.1. Sınıf
Aerodinamik
Okul: Çukurova Üniversitesi

Melisa Yılmaz
Makine Mühendisliği.3. Sınıf
Uçuş Benzetimi
Okul:Alparslan Türkeş BTÜ

Mehmet Baki Ersoy
Takım Kaptanı
Makine Mühendisliği.1. Sınıf
Kurtarma-Aerodinamik
Okul: Çukurova Üniversitesi

Taha Kerem Can
Aviyonik Lideri
Elektik Elektronik Müh. 3.Sınıf
Donanım-Yazılım
Okul: Çukurova Üniversitesi

Tuba Gül Kılınç
Elektik Elektronik Müh.
2.Sınıf
Donanım-Yazılım
Okul: Çukurova Üniversite

Gökhan İsmet Teymeninoğlu
Makine Mühendisliği .1. Sınıf
Aerodinamik
Okul: Çukurova Üniversitesi

İzzetin Atuğ
Makine Mühendisliği.2. Sınıf
Yapısal
Okul: Çukurova Üniversitesi

Burak Topçu
Makine Mühendisliği.1. Sınıf
Kurtarma-Aerodinamik
Okul: Çukurova Üniversitesi

Mert Can Balcı
Makine Mühendisliği.1. Sınıf
Yapısal
Okul: Çukurova Üniversitesi

Utku Kaan Ataş
Elektik Elektronik Müh.1. Sınıf
Donanım
Okul: Çukurova Üniversitesi

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2640 mm
Çap (mm):	142 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	20703 g
Yakıt Kütlesi (g):	4349 g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2683 g
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4300 g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	27795 g

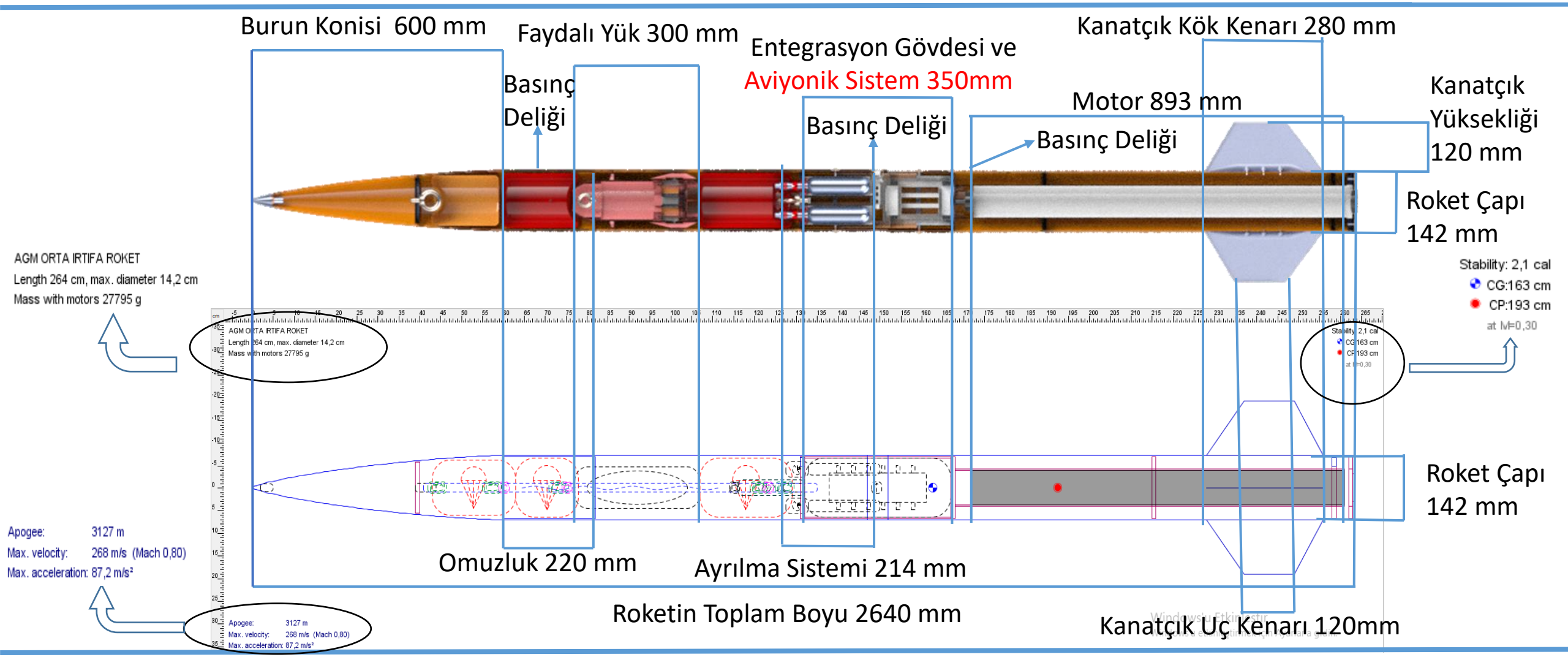
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	7.41
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32.6 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	2.1 cal
En büyük ivme (g):	8.89 g (87.2 m/s^2)
En Yüksek Hız (m/s):	268 m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0.80
Tepe Noktası İrtifası (m):	3161 m

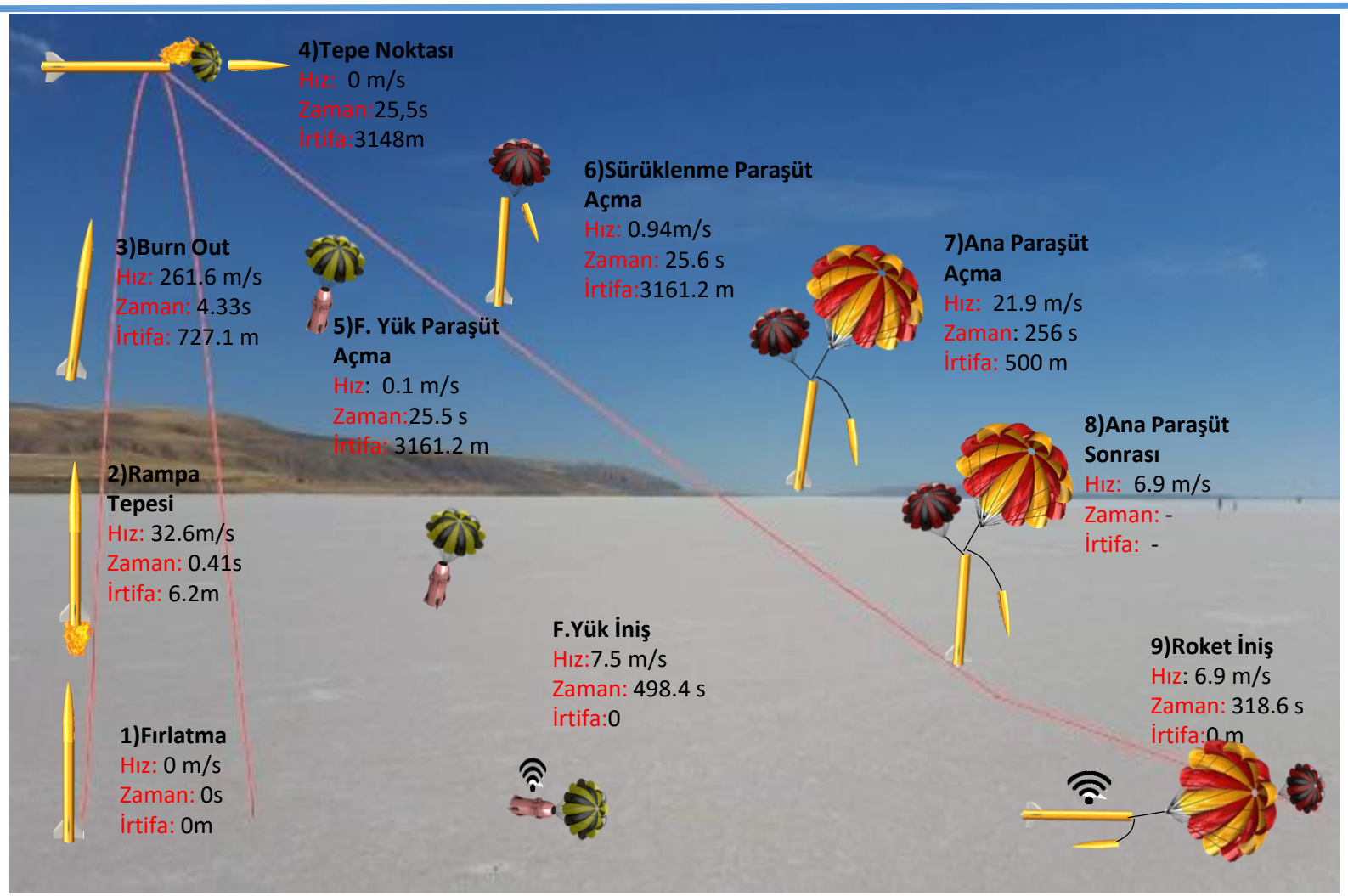
Motor

Motor Adı
M2020

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



	Zaman	İrtifa	Hız
Fırlatma	t	0	0
Rampa Tepesi	t+0.41 s	5.9m	32.6m/s
Burn Out	t+4.33 s	727.1 m	261.6 m/s
Tepe Noktası	t+25.5 s	3161.25 m	0 m/s
Faydalı Yük	t+25.5 s	3161.2 m	0.1 m/s
Sürüklenme Paraşüt Açılması	t+25.6 s	3161.2 m	0.94 m/s
Ana Paraşüt Açılması	t+256 s	500	21.9 m/s
Ana Paraşüt Sonrası	-	-	6.9m/s
Yere İniş	t+318.6 s	0	6.9 m/s

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Kanatçık Montaj Stratejisi	Sayfa 19	Merkezleme halkası yardımıyla montaj	Pop4 çelik perçin ile montaj	Sayfa 17
Kanatçık Tipi	Sayfa 14	Airfoil NACA0002	Rounded	Sayfa 17
CO_2 Tüpü Sayısı	Sayfa 22	1	2	Sayfa 50
Raptor Sayısı	Sayfa 22	1	2	Sayfa 50
Entegrasyon Gövdesinin Boyu	Sayfa 17	280 mm	350 mm	Sayfa 21
Merkezleme Halkası Sayısı	Sayfa 9	4	3	Sayfa 12
Telemetri Modülü	Sayfa 33	LoRa E32-900T20D	LoRa E32 900T30D	Sayfa 71
Aviyonik Sistemin Boyu	Sayfa 4	280 mm	350 mm	Sayfa 4

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'de hangi sayfada	ÖTR'de içerik neydi?	KTR'de içerik ne oldu?	KTR'de hangi sayfada?
Ana Paraşüt Çapı	Sayfa 24	2200 mm	2000 mm	Sayfa 56
Sürüklenme Paraşütü Çapı	Sayfa 24	760 mm	1200 mm	Sayfa 56
Faydalı Yük Paraşütü Çapı	Sayfa 24	1280 mm	1810 mm	Sayfa 56
Sürüklenme Paraşüt Rengi	Sayfa 24	Kırmızı	Kırmızı- Siyah	Sayfa 56
Faydalı Yük Paraşüt Rengi	Sayfa 24	Turuncu	Sarı- Siyah	Sayfa 56
Burun Konisi Omuzluk Et Kalınlığı	Sayfa 12	2 mm	3 mm	Sayfa 16

ÖTR - KTR Değişimler - 2

- ÖTR’de var olmayıp KTR’de eklenen herhangi bir unsur bulunmamaktadır. Değişiklikler ilgili sayfada verilmiştir.

Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

- Adana_Genclik_Merkezi_Roket_Takımı_KTR_Ucus_Benzetim_Raporu.pdf ismiyle sisteme yüklenmiştir.

Kütle Bütçesi

Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle (gram)	Malzeme	Adet
Burun Konisi	Metal Uç	150 g	Alüminyum 7075 T6	1
	Burun Konisi	1447 g	E Tipi Cam Elyaf	1
	Bulkhead	265 g	Alüminyum 5083 HX9	1
	M10 Mapa	120 g	Dövülmüş Çelik	1
Üst Gövde	Üst Gövde	2109 g	E Tipi Cam Elyaf	1
	Faydalı Yük	4300 g	-	1
	Kurtarma Bulkhead	392 g	Alüminyum 5083 HX9	1
	Sürüklenme Paraşütü	106 g	Yırtılmaz Naylon	1
	Faydalı Yük Paraşütü	200 g	Yırtılmaz Naylon	1
	Ana Paraşüt	261 g	Yırtılmaz Naylon	1
	Kurtarma Mapa M12	165 g	Dövülmüş Çelik	1

Kütle Bütçesi

Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle (gram)	Malzeme	Adet
Üst Gövde	Roket Şok Kordu	65 g	Elastik Halat	1
	Ana Paraşüt Şok Kordu	45 g	Elastik Halat	1
	Raptor Perregrine	98 g (x2)	Alüminyum 7075 T6	2
	Fırdöndü	120 g (x3)	Paslanmaz Çelik	3
	Karabina	77 g (x5)	Paslanmaz Çelik	5
	Ray Butonu	8.48 g	Alüminyum	1
	Tender Descender	100 g	Alüminyum 6063	1
	Entegrasyon Gövdesi	933 g	E Tipi Cam Elyaf	1
	Aviyonik Sistem	1200 g	-	1
	CO_2 Tüpü	210 g (x2)	-	2
	Hakem Altimetresi	5 g	-	1

Kütle Bütçesi

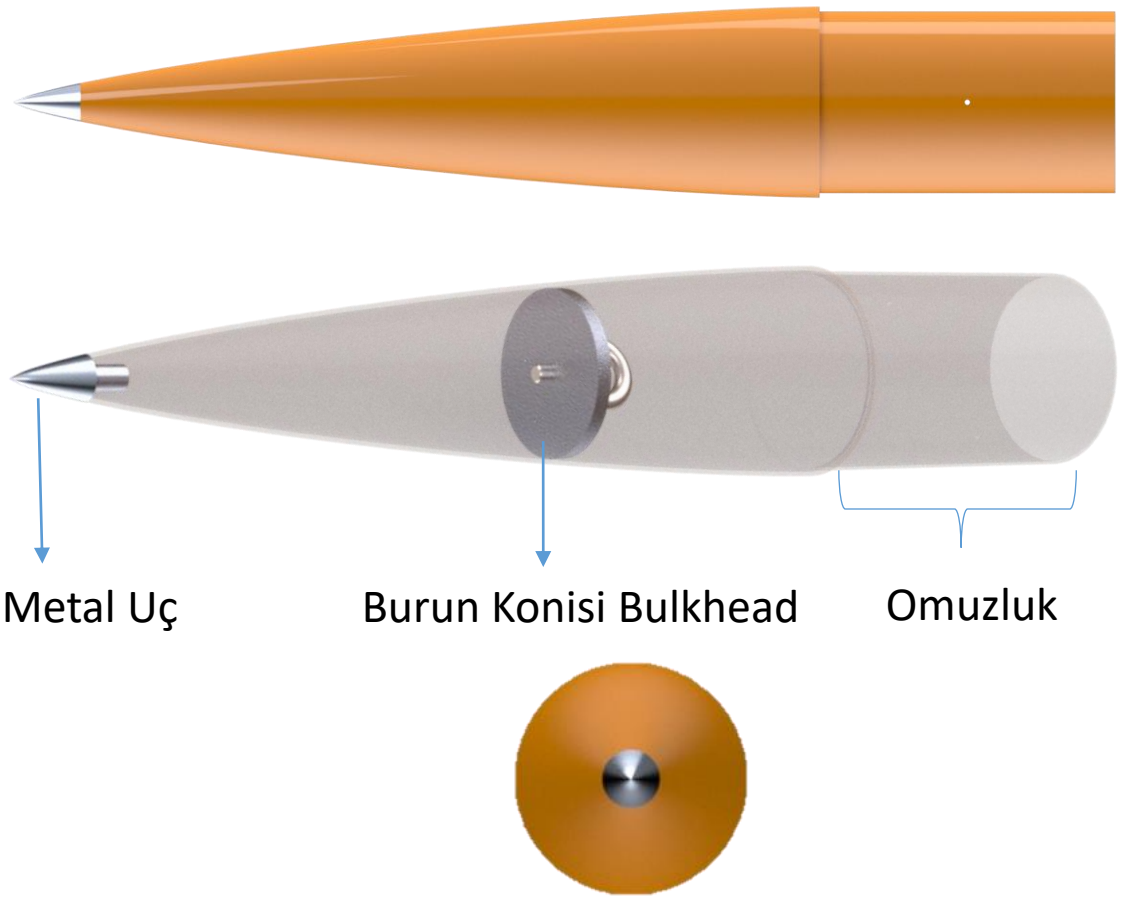
Roket Ürün Ağacı				
Alt Sistem İsmi	Komponent	Kütle (gram)	Malzeme	Adet
Alt Gövde	Alt Gövde	2690 g	E Tipi Cam Elyaf	1
	Motor Kundağı	900 g	E Tipi Cam Elyaf	1
	Motor Bloğu	392 g	Alüminyum 7075 T6	1
	Kanatçıklar	1310 g	Alüminyum 7075 T6	4
	Merkezleme Halkaları(x2)	734 g (x2)	1040 Çelik	2
	Merkezleme Halkası	252 g	Alüminyum 5083 HX9	1
	Motor Tutucu	511 g	1040 Çelik	1
	Ray Butonu	8.48 g	Alüminyum	1
	Toplam Kütle	20763.96 g		

AdanaGençlikMerkeziRoketTakımı KTR_Kütle_Bütçesi 2022.xlsx ismiyle excel formatında sisteme yüklenmiştir.

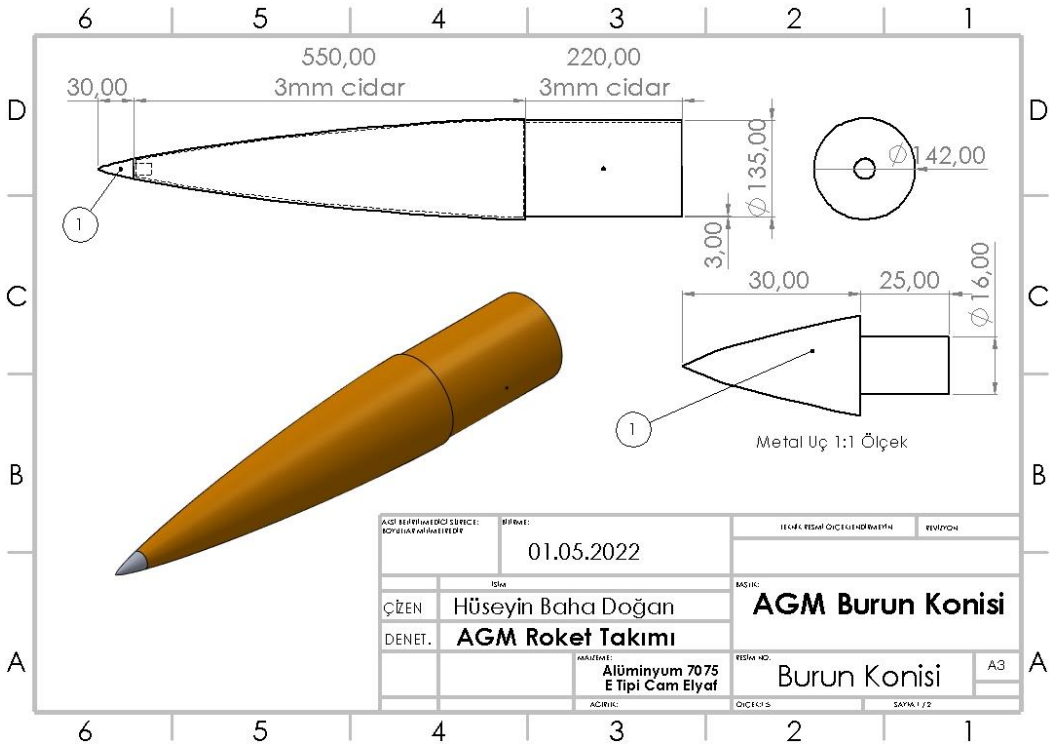
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

Burun Konisi 3 Boyutlu Görünümü (CAD)



Burun Konisi Teknik Resmi



Burun konisi geometrisi tasarlanırken yapılan HAD analizleri doğrultusunda, akış rejimimize en uygun ve aynı zamanda en düşük cd katsayısını veren geometrinin, Von Karman geometrisi olduğu tespit edilmiştir.

Burun Konisi – Detay

Özellik	Seçimler	Burun Konisi
Malzeme Bilgileri	E Tipi Cam Elyaf	Kurtarma bloğunu da içerisinde bulunduran burun konisinin, malzeme seçiminde alüminyum ve cam elyaf arasında kıyaslama yapılmış olup, öz ağırlığının daha az olması ve yapılan testler doğrultusunda daha mukavemetli bir yapıya sahip oluşu, bunun yanında da uygun maliyetli olması sebebiyle E tipi cam elyaf tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Elle Yatırma	Yapılan tasarım doğrultusunda istenilen mukavemet değerlerini sağladığından, maliyetinin düşük olmasından ve üretim sırasında bölgesel çalışma imkanı sunmasından dolayı elle yatırma yöntemi tercih edilmiştir. Üretilirken QV5110 kalıp ayırıcı sürülmüş erkek kalıp üzerine, 201 gr/m^2 E tipi cam elyaf L160 epoksi reçine ile elle yatırılıp fazla epoksiyi emmesi ve yüzey pürüzsüzlüğünü sağlaması için soyma kumaşıyla kaplanmıştır. Son aşamada kırpık kumaştan elde edilen dişi kalıp, elle yatırılmış olan kumaşların üstüne kapatılıp mengene ile sıkıştırılmıştır.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cc)	Termal Genleşme Katsayısı (10^{-6}/K)	Isı İletkenliği (W/m.K)	Çekme Dayanımı 23˚C (Pa)	Young Modülü 23˚C (Pa)
E TİPİ CAM ELYAF	2,55-2,62	4,9-5,1	1,2-1,35	1950×10^6-2050×10^6	$72,3 \times 10^9$

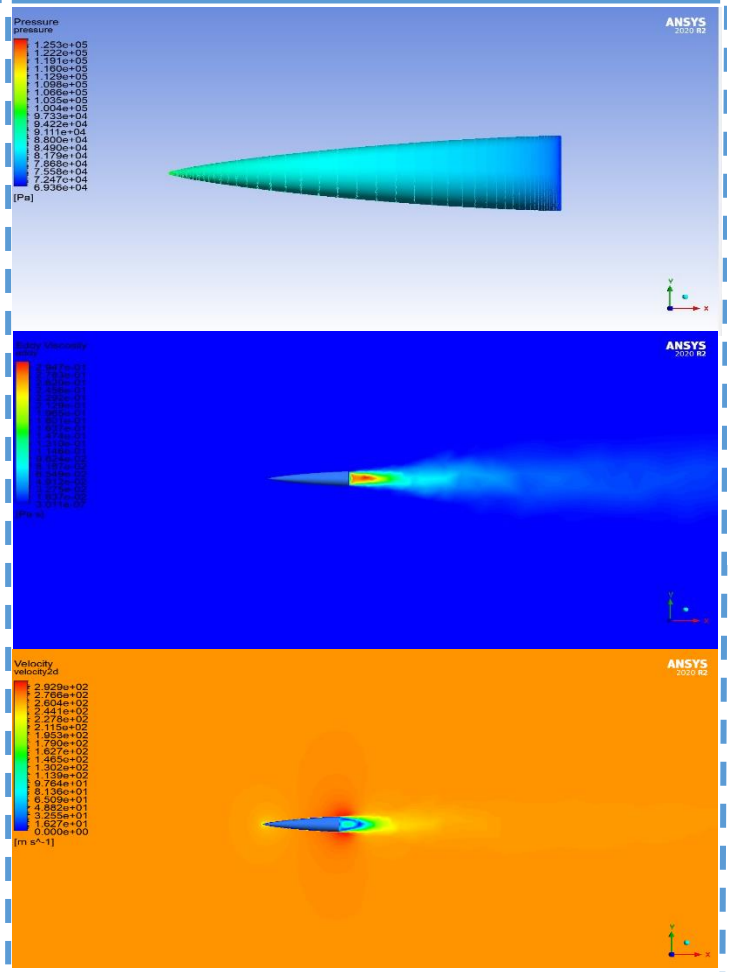
Olası üretim hatalarını en aza indirmekle beraber performans ve mukavemet kaybını önlemek için burun konisi metal uç kullanılacaktır. Burun konisi metal uç malzeme seçiminde alüminyum tercih edilmiştir. Burun konisi, tepe noktasında kurtarma sistemi yardımıyla oluşan iç basınçtan dolayı üst gövdeden ayrılmaktadır. Bu nedenle burun konisi, üst gövdeye sıkı geçme ile montajlanıp kırılır pinler ile sabitlenecektir.

Burun Konisi – Detay

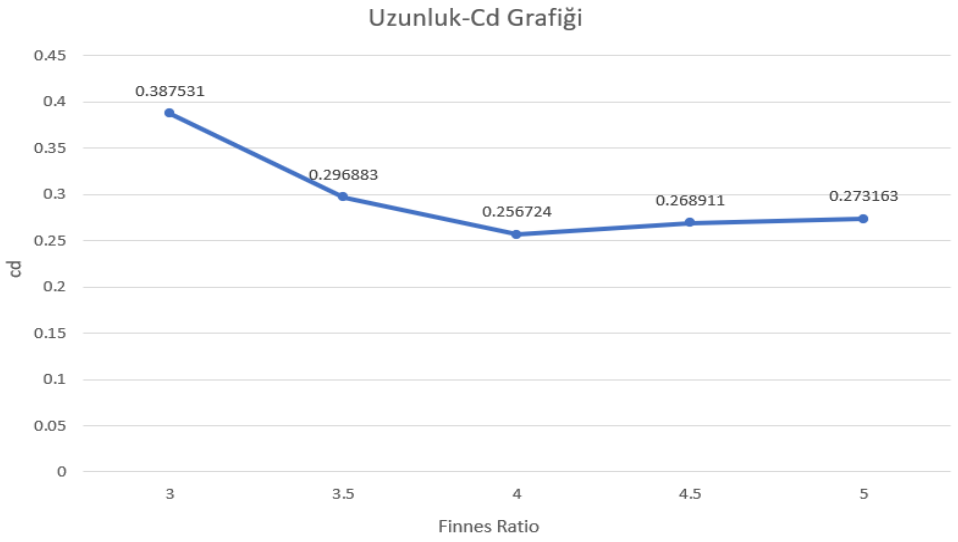
Burun Konisi Tasarımının Belirlenmesi

Burun konisi geometrisi olarak, von karman geometrisine karar verilmiştir. Bunun sebebi, uçuşumuzun subsonik bölgede gerçekleşeceğini göz önünde bulundurursak, düşük C_d, yüksek aerodinamik yetkinlik ve düşük lift ihtiyacımız olan unsurlardır. Buna bağlı olarak, farklı geometrilere yapılan HAD analizleri doğrultusunda elde edilen veriler incelendiğinde, burun konisi geometrimizin Von Karman geometrisi olması gerektiği tespit edilmiştir. Burun konisinin şekil katsayısı belirlenirken, detaylı bir optimizasyon süreci gerçekleştirilerek kapsamlı bir araştırma yapılmıştır. Yapılan araştırmalar sonucunda Von Karman geometrisinin şekil katsayısı 4.2 olarak seçilmiştir. Bu katsayı, roket için gerekli olan düşük C_d değeri ve yüksek aerodinamik yetkinlik unsurları doğrultusunda, roketimiz için ideal uzunluğu bizlere sunmaktadır.

Analiz Kontürleri



Uzunluk-Çap Oranın Belirlenmesi



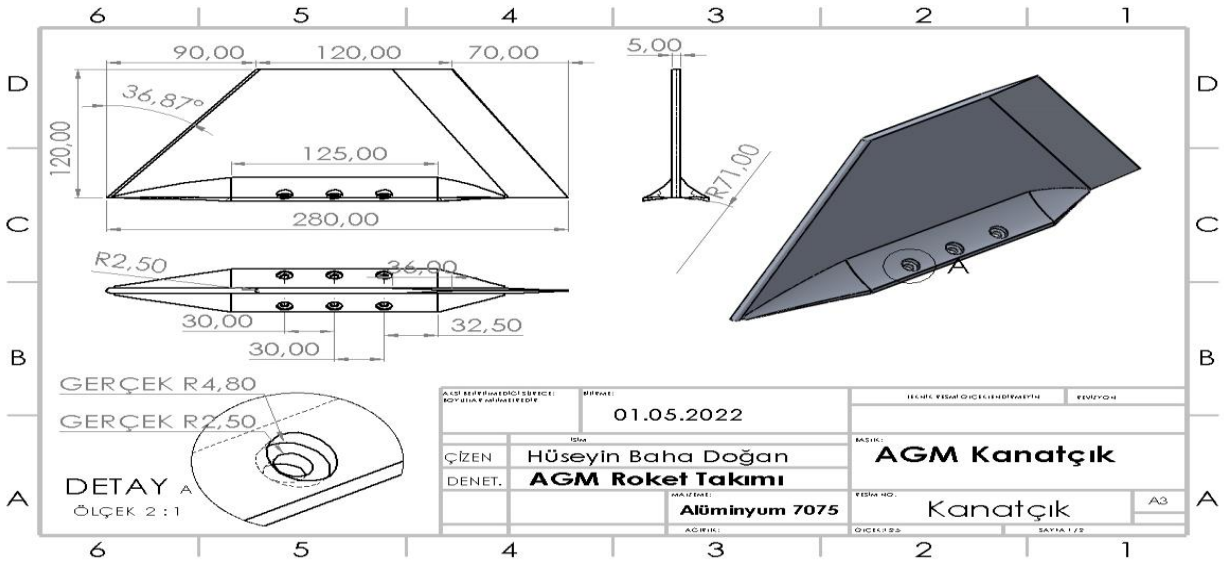
Yapılan HAD optimizasyonları sonucunda, 4.2 uzunluk-çap oranın en düşük C_d değerini verdiği tespit edilmiştir.

Uzunluk	Cidar	Çap	Omuz Uzunluğu	Omuz Cidar	Omuz Çap
600mm	3mm	142mm	220mm	3mm	135mm

Kanatçık Mekanik Görünüm

Kanatçık 3 Boyutlu Görünümü (CAD)

Kanatçık Teknik Resmi



- Tasarlanan kanatçığın profili trapezoidal olup, kesit profili ise önü rounded arkası kama olacak şekilde tasarlanmıştır. Kanatçık montaj elemanı olarak pop4 çelik perçin kullanılmaktadır.

Kök veter	Uç veter	Açı	Yükseklik	Cidar
280mm	120mm	36.9°	120mm	5mm

Kanatçık – Detay

Özellik	Seçimler	Kapsam
Malzeme Bilgileri	Alüminyum 7075 T6	Kanatçık malzeme seçimi yapılırken, kanada binen aerodinamik yükler, aeroelastik kuvvetler ve bu yükler sonucunda kanatlarda oluşan mekanik etki ve deformasyonlar göz önünde bulundurulmuştur. Malzeme tercihi sırasında kompozit ve alüminyum malzemeler arasında kıyaslama yapılmıştır, bu kıyaslamalar sonucunda alüminyum 7075-T6 kanatçık üretimi için uygun görülmüştür. Bu tercihin başlıca sebebi ise yapılan rezonans analizleri sonucunda, alüminyum 7075-T6 malzemeden yapılan kanatçıkların, muadillerine nazaran yüzeye binen aerodinamik yüklere en sağlıklı tepkiyi verdiği ve hiçbir şekilde rezonans aralığına girmediği tescillenmiştir.
Üretim Yöntemleri	CNC İşleme	Kanatçığın lift kuvveti oluşturmaması için hassas bir üretim gereklidir. Bu yüzden CNC, torna-freze tezgahları veya kompozit malzeme üretim yöntemlerine göre çok daha hassas olduğu için tercihimizde büyük rol oynamaktadır. Kanatçık üretimi için temin edilen alüminyum 7075-T6 kütük metalleri, 5 eksen CNC talaşlı imalat yöntemi ile tasarlanan aerodinamik geometri en düşük hata payı ile işlenmiştir. Kanatçık montaj stratejisi geliştirilirken, hem herhangi bir değişim söz konusu olduğu taktirde kanatçık konumunu değiştirebilmek için hem de hassas montajlama yapabilmek amacıyla kanatçıkların gövdeye perçinlenmesi uygun görülmüştür. CNC tezgahtan alınan kanatçıklara ekstra yüzey pürüzsüzlüğü kazandırmak için ısıl işlem ve eloksal kaplama uygulanmıştır.

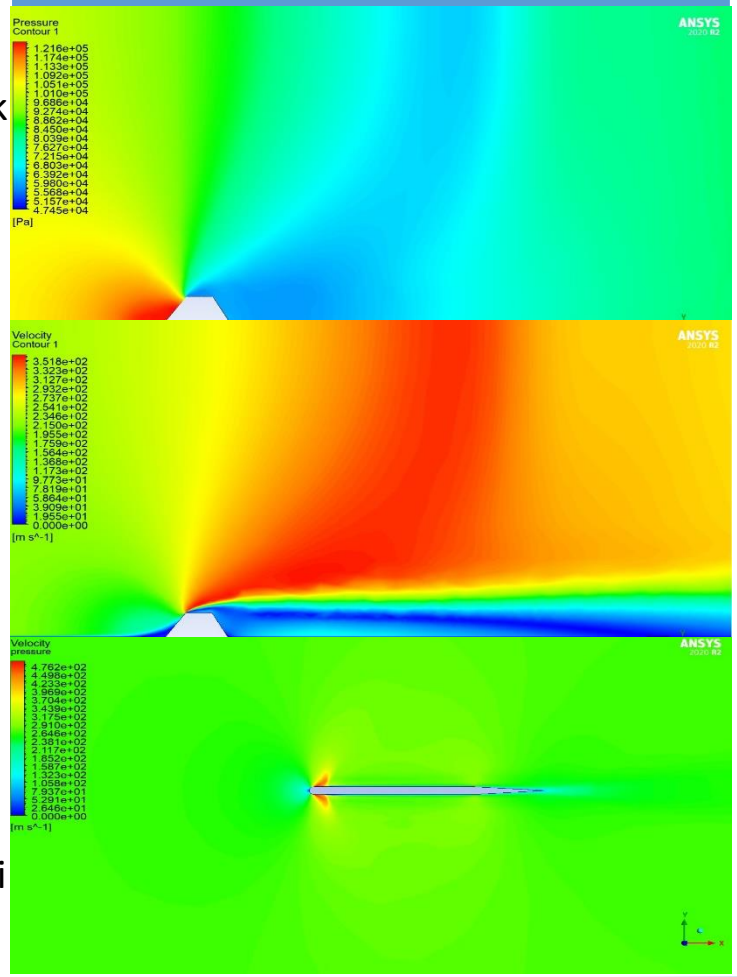
Yoğunluk	Erime Noktası	Young modülü (Pa)	Sertlik(HB)	Akma Mukavemeti (Pa)	Çekme mukavemeti(Pa)	Termal Genleşme (µm/m-°C) (250°C)	Isı İletkenliği (W/m-K)
2,81 g/cc	477°C - 635°C	71.7×10^{9}	140-160	460×110^{6} -505×10^{6}	530×10^{6} - 570×10^{6}	25,2	130

Kanatçık – Detay

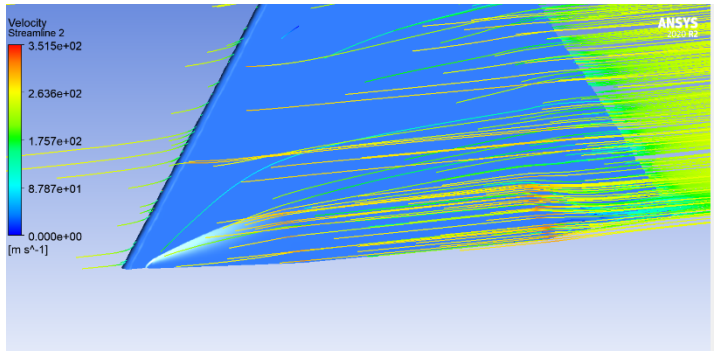
Kanatçık Profilinin Belirlenmesi

Kanatçık tasarımı belirlenirken, uçuşumuzun subsonik bölgede gerçekleşeceği baz alınarak düşük lift, düşük türbülans izi ve uygun C_d katsayıları göz önünde bulundurulmuştur. Buna bağlı olarak, yapılan HAD analizleri doğrultusunda profilimizin trapezoidal profili olması gerektiği tespit edilmiştir. Kanatçıkların kesit profili tasarımı yapılırken, birden fazla HAD analizi yapılarak detaylı bir optimizasyon sürecine gidilmiştir. Yapılan kıyaslamalar; rounded, square, çift kama ve airfoil profilleri arasında yapılmıştır. Bu analizler doğrultusunda; ön kısmı rounded, arka kısmı kama olan profil tasarımı uygun görülmüştür. Bu profilin başlıca seçim sebebi olarak; düşük ve simetrik moment üretmesi ve aynı zamanda ise düşük C_d değeri vermesi söylenebilir.

Analiz Kontürleri

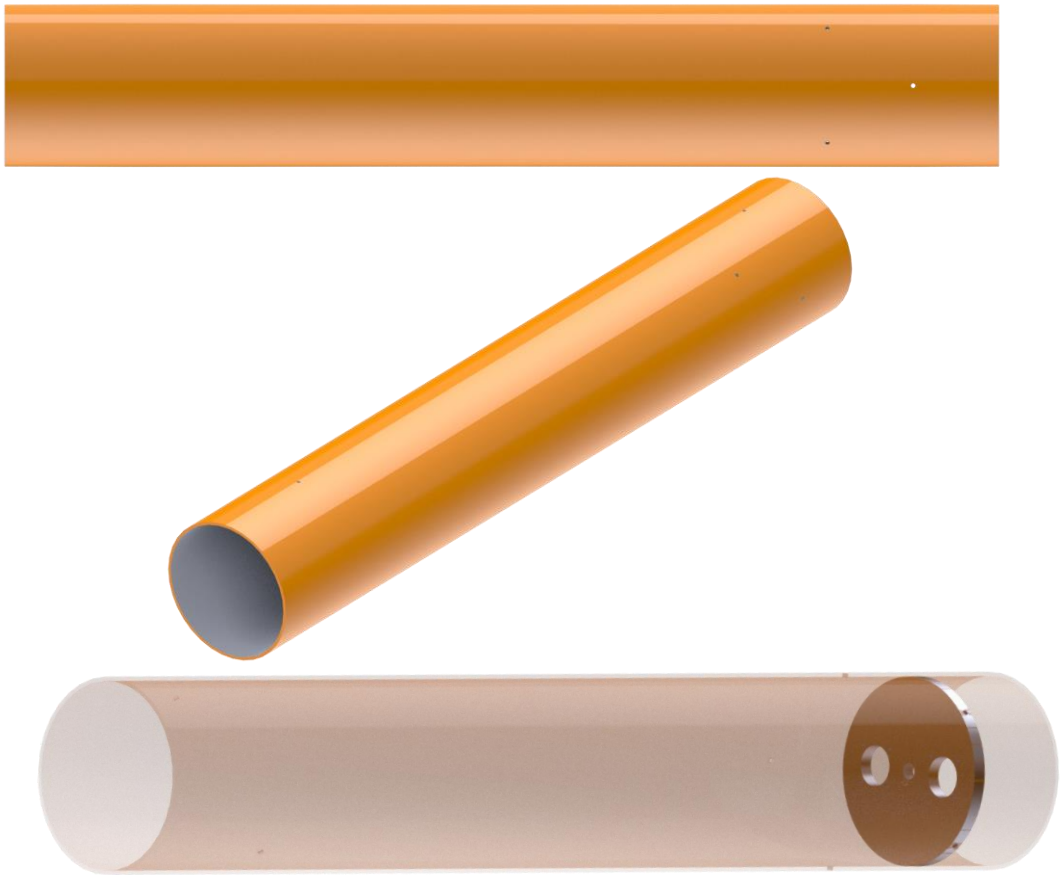


Kanatçık perçin stratejisi dolayısıyla, perçinlerin geleceği kısım ekstra hacim kaplamakta, kanatçık yüzeyinde ekstra negatif basınç noktaları ve yüksek çapta girdap oluşturmaktadır. Bunun önüne geçebilmek için bu noktaların tasarımı kanadın aerodinamik bütünlüğünü bozmayacak şekilde HAD analizleriyle optimize edilmiştir.

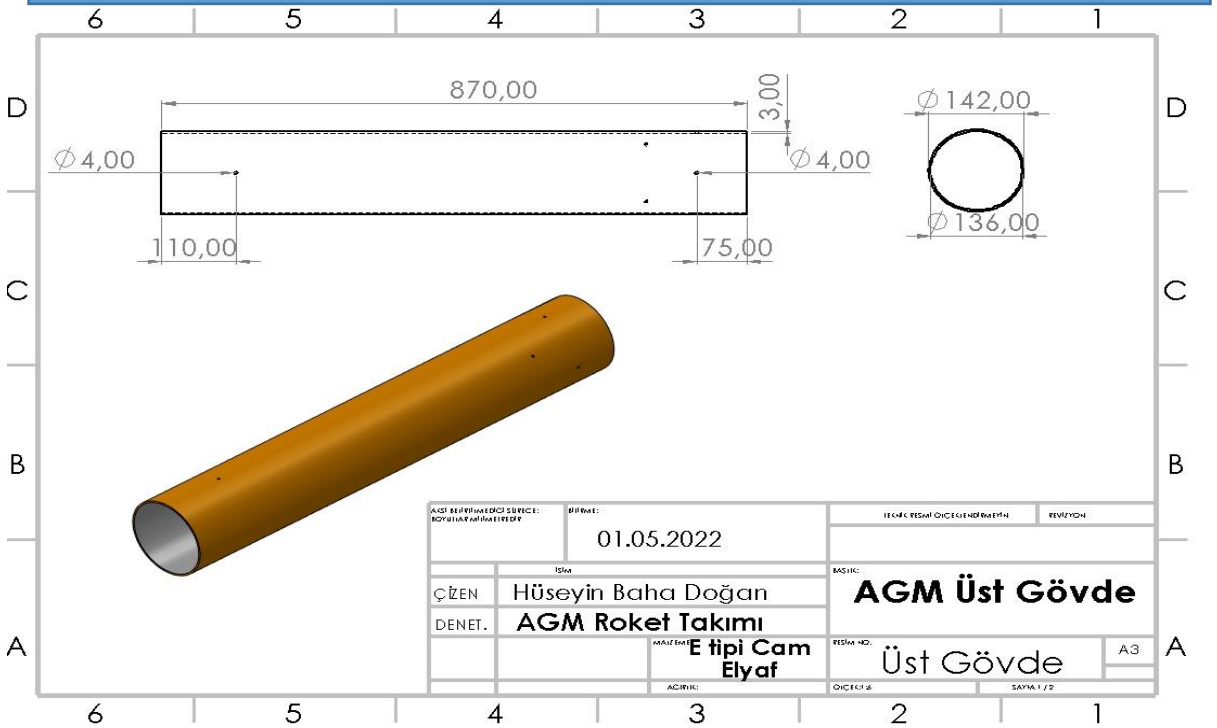


Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Üst Gövde 3 Boyutlu CAD Görünümü



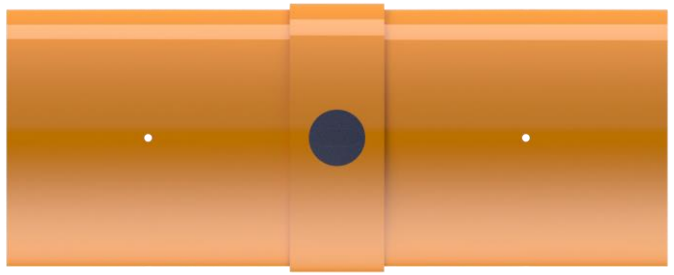
Üst Gövde Teknik Resmi



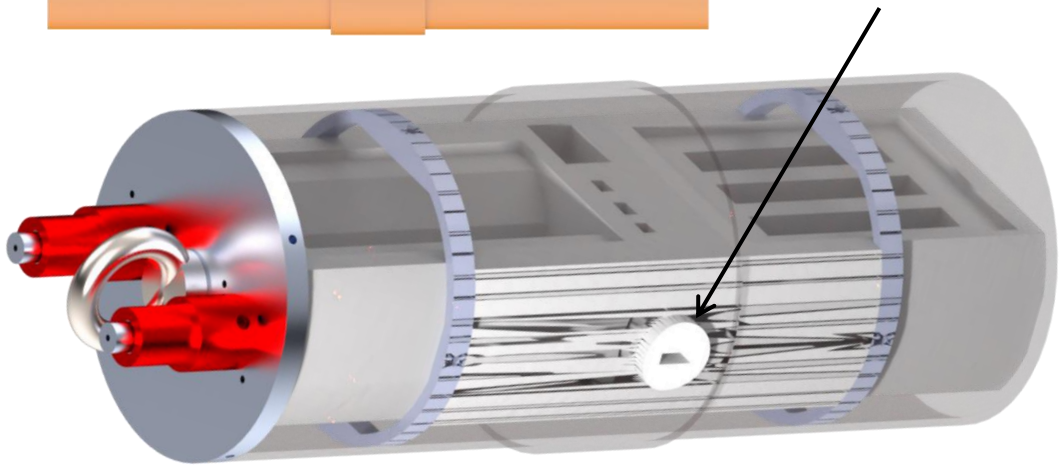
Uzunluk (mm)	Et Kalınlığı(mm)	Dış Çap (mm)	Seçilen Malzeme
870 mm	3 mm	142 mm	E tipi Cam Elyaf

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Entegrasyon Gövdesi 3 Boyutlu CAD Görünümü

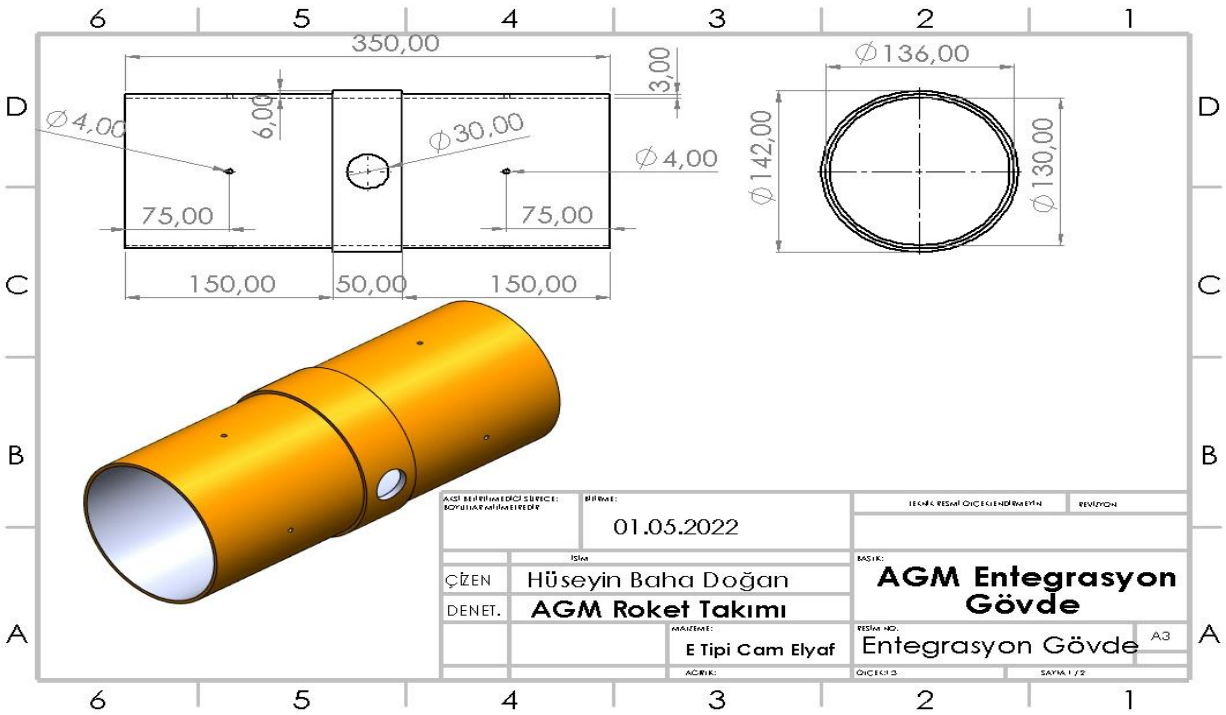


Altimetre TWO Yuvası



Entegrasyon gövdenin ortasında hakem altimetresinin montajlanması için altimetre yuvası tasarlanmıştır.

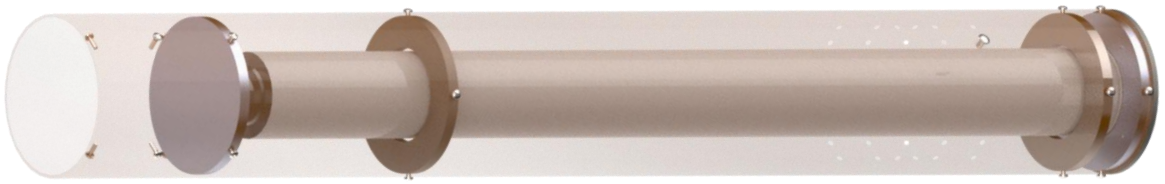
Entegrasyon Gövdesi Teknik Resmi

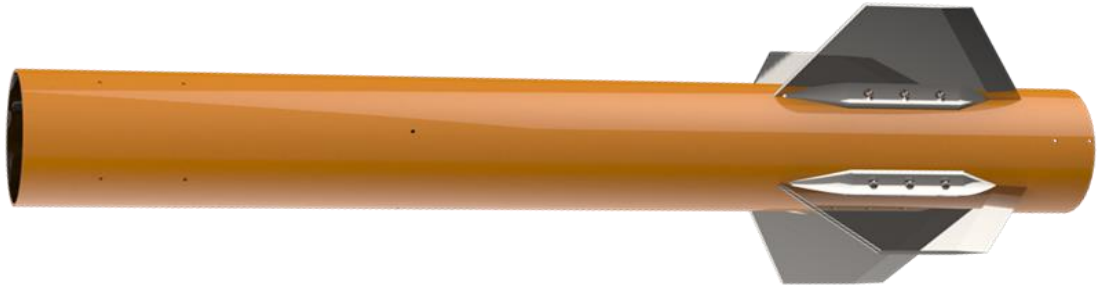


Uzunluk (mm)	Et Kalınlığı(mm)	Dış Çap (mm)
350 mm	3 mm	142 mm

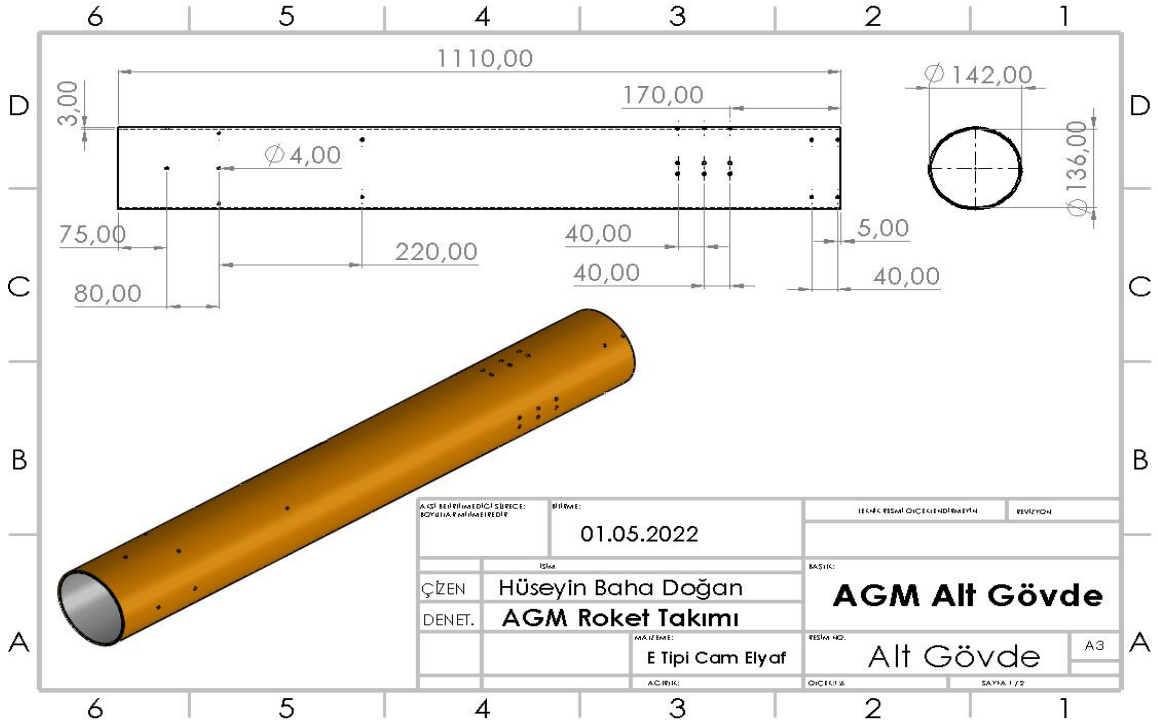
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Alt Gövde 3 Boyutlu CAD Görünümü





Alt Gövde Teknik Resmi



Uzunluk (mm)	Et Kalınlığı(mm)	Dış Çap (mm)	Seçilen Malzeme
1110 mm	3 mm	142 mm	E tipi Cam Elyaf

Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik	Seçimler	Üst Gövde
Malzeme Bilgileri	E Tipi Cam Elyaf ($201 gr/m^2$)	Yüksek mukavemet değerlerine sahip olmasından dolayı kompozit malzemeler seçilmiştir. Kompozit malzemelerde ise karbon fiber ve cam elyaf arasında kıyaslama yapılmıştır. Daha uygun fiyata sahip olması, aviyonik sistemin güvenli bir şekilde iletişim kurması, yapılan testler ve analizler doğrultusunda, istenilen mukavemet değerlerini sağlamasından dolayı E tipi cam elyaf tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Elle Yatırma	Vakum yöntemine göre maliyeti azdır ve bölgesel çalışma imkanına sahiptir. Elle yatırma üretim yöntemi kullanılmıştır. QV5110 kalıp ayırıcı alüminyum kalıba sürülmüştür. $201\, g/m^2$ E tipi cam elyaf, L160 epoksi reçine ile birlikte kalıba yatırılmıştır. Sonra fazla epoksiyi emmesi için soyma kumaşı sarılmıştır. Kürleşmesi için ortası boş olan kalıptan sıcak buhar geçirtilmiştir. vakum yöntemine göre maliyeti azdır.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cc)	Termal Genleşme Kat Sayısı (µm/m-°C) (20,0 °C)	Isı İletkenliği (W/m.K)	Çekme Dayanımı 23˚C (Pa)	Young Modülü 23˚C (Pa)
E TİPİ CAM ELYAF	2,55-2,62	5	1,2-1,35	1950×10^6-2050×10^6	$72{,}3 \times 10^9$

Uzunluk	Et Kalınlığı	Dış Çap
870 mm	3 mm	142 mm

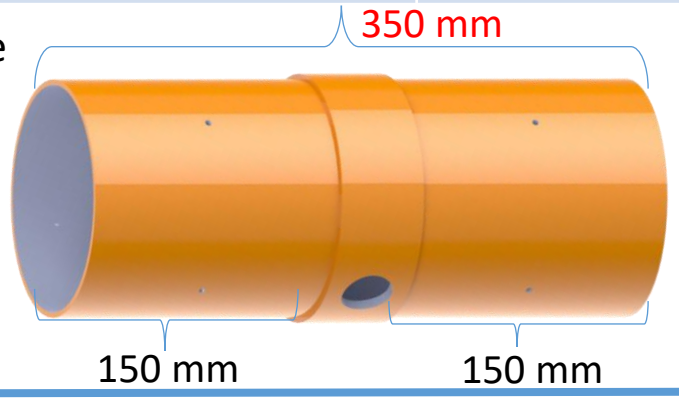
Üst gövde içerisine görev yükü, paraşütler, kurtarma sistemi ve kurtarma ekipmanları yerleştirilecektir.

Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik	Seçimler	ENTEGRASYON GÖVDESİ
Malzeme Bilgileri	E Tipi Cam Elyaf	Entegrasyon gövdesi, aviyonik ve telemetri sistemini muhafaza edeceği için; faraday kafesi oluşturmamasından ötürü karbon fiber yerine cam elyaf tercih edilmiştir. Aynı zamanda seçilen malzeme yapılan testler ve analizler doğrultusunda, istenilen mukavemet değerlerini karşılamakla beraber uygun maliyetli oluşu tercihimizde etkili olmuştur.
Üretim Yöntemi	Elle Yatırma	Yapılan tasarım doğrultusunda istenilen mukavemet değerlerini sağladığından, maliyetinin düşük olmasından ve üretim sırasında bölgesel çalışma imkanı sunmasından dolayı diğer yöntemlerle karşılaştırılması sonucu elle yatırma yöntemi tercih edilmiştir. QV5110 kalıp ayırıcı alüminyum kalıba sürülmüştür. $201\,g/m^2$ E tipi cam elyaf, L160 epoksi reçine ile birlikte kalıba yatırılmıştır. Sonra fazla epoksiyi emmesi için soyma kumaşı sarılmıştır. Kürleşmesi için ortası boş olan kalıptan sıcak buhar geçirtilmiştir.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cc)	Termal Genleşme (µm/m-°C) (20,0 °C)	Isı İletkenliği (W/m.K)	Çekme Dayanımı 23˚C (Pa)	Young Modülü 23˚C (Pa)
E TİPİ CAM ELYAF	2,55-2,62	5	1,2-1,35	1950×10^6-2050×10^6	$72{,}3 \times 10^9$

Entegrasyon gövde; alt gövde ve üst gövdeye sıkı geçme olup aviyonik sistemin korunabilmesi ve roket bütünlüğünün sağlanabilmesi için M4 havşa başlı vidalarla alt ve üst gövdelere içerisinde bulunan yüzüklerden sabitlenecektir.



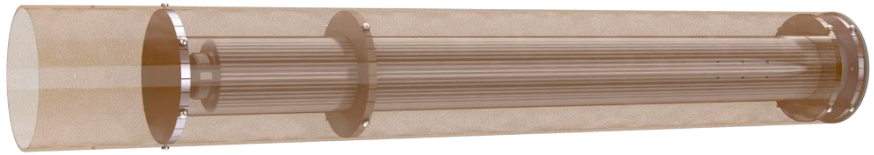
Uzunluk (mm)	Et Kalınlığı(mm)	Dış Çap (mm)
350 mm	3 mm	142 mm

Entegrasyon Gövdesi Omuzluğu (x2)	Boy	Dış Çap	Kalınlık	Malzeme
	150 mm	136 mm	3 mm	Cam Elyaf

Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik	Seçimler	Motor Gövde Gövde
Malzeme Bilgileri	E Tipi Cam Elyaf	İçerisinde merkezleme halkaları, motor bloğu, kundak ve motor tutucu bulunan alt gövdede malzeme seçimi yapılırken yüksek mukavemet değerlerine sahip olmasından dolayı kompozit malzemeler seçilmiştir. Kompozit malzemelerde ise karbon fiber ve cam elyaf arasında kıyaslama yapılmıştır. Daha uygun fiyata sahip olması, yapılan analizler ve testler doğrultusunda istenilen mukavemet değerlerini sağlamasından dolayı E tipi cam elyaf tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Elle Yatırma	Elle yatırma üretim yöntemi kullanılmıştır. QV5110 kalıp ayırıcı alüminyum kalıba sürülmüştür. $201\ g/m^2$ E tipi cam elyaf, L160 epoksi reçine ile birlikte kalıba yatırılmıştır. Sonra fazla epoksiyi emmesi için soyma kumaşı sarılmıştır. Kürleşmesi için ortası boş olan kalıptan sıcak buhar geçirtilmiştir. Yapılan tasarım doğrultusunda istenilen mukavemet değerlerini sağladığından, maliyetinin düşük olmasından ve üretim sırasında bölgesel çalışma imkanı sunmasından dolayı elle yatırma yöntemi tercih edilmiştir.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cc)	Termal Genleşme Kat Sayısı (µm/m-°C) (20°C)	Isı İletkenliği (W/m.K)	Çekme Dayanımı 23˚C (Pa)	Young Modülü 23˚C (Pa)
E TİPİ CAM ELYAF	2,55-2,62	5	1,2-1,35	1950×10^6-2050×10^6	$72{,}3 \times 10^9$

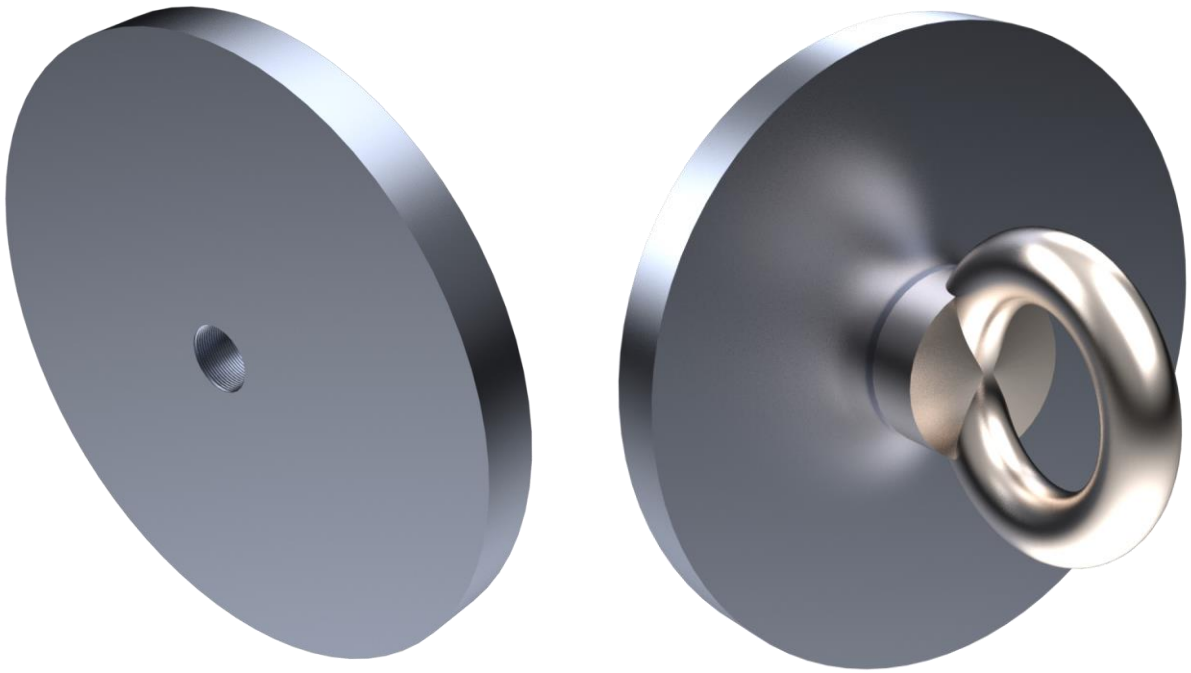


Uzunluk	Et Kalınlığı	Dış Çap
1110 mm	3 mm	142 mm

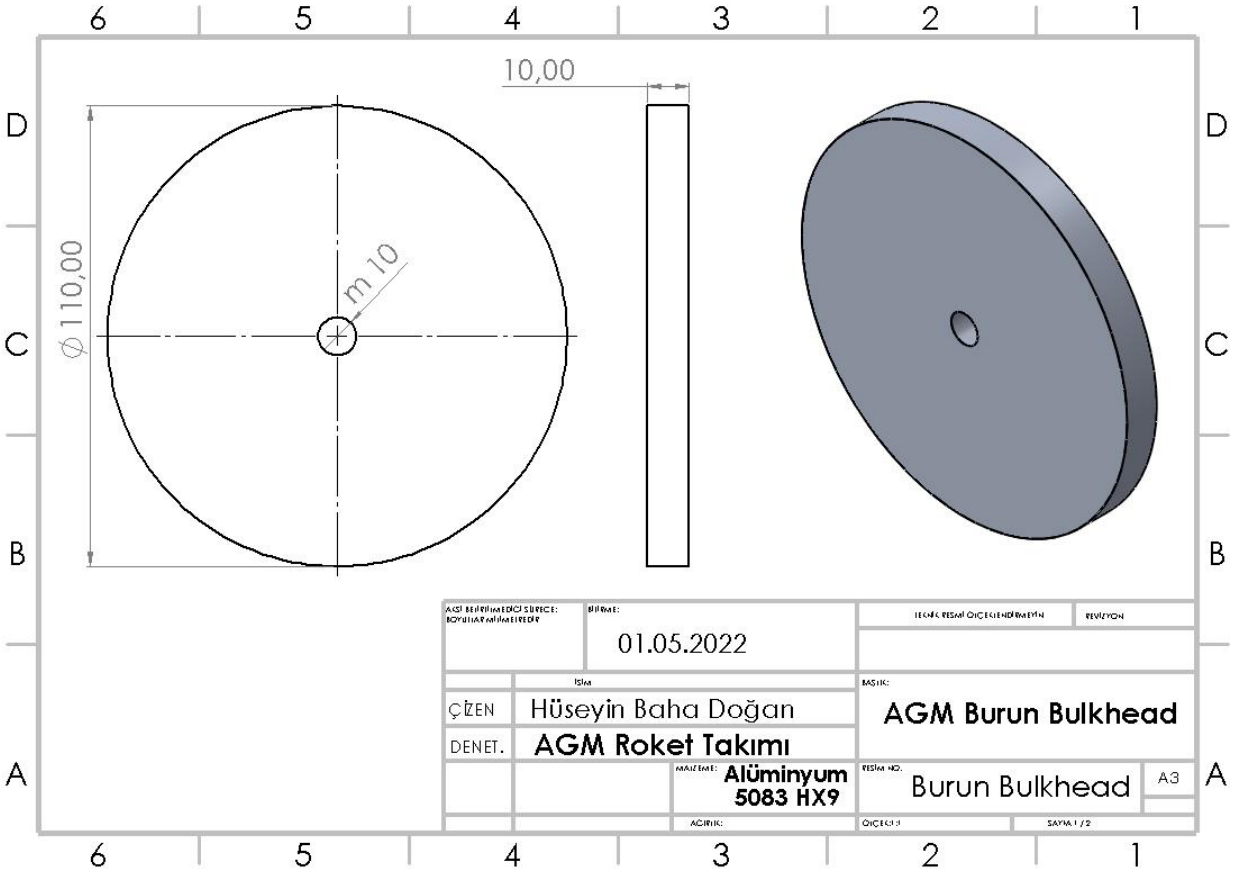
Alt gövde; entegrasyon gövdesine 4 tane M4 vida ile montajlanacaktır. Motor kundağı ve üzerinde bulunan merkezleme halkaları ile alt gövdeye yerleştirilecektir. Kundağın üzerinde bulunan M4 havşa başlı vidalar ile gövdeye montajlanacaktır.

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

Burun Konisi Bulkhead 3 Boyutlu CAD Görünümü

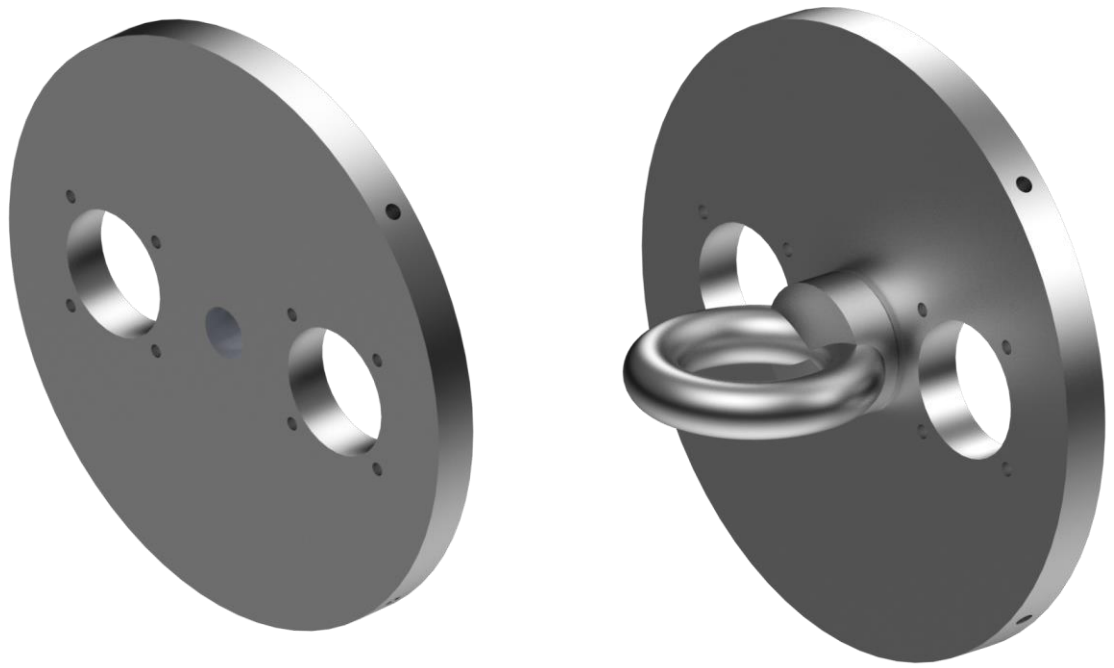


Burun Konisi Bulkhead Teknik Resmi

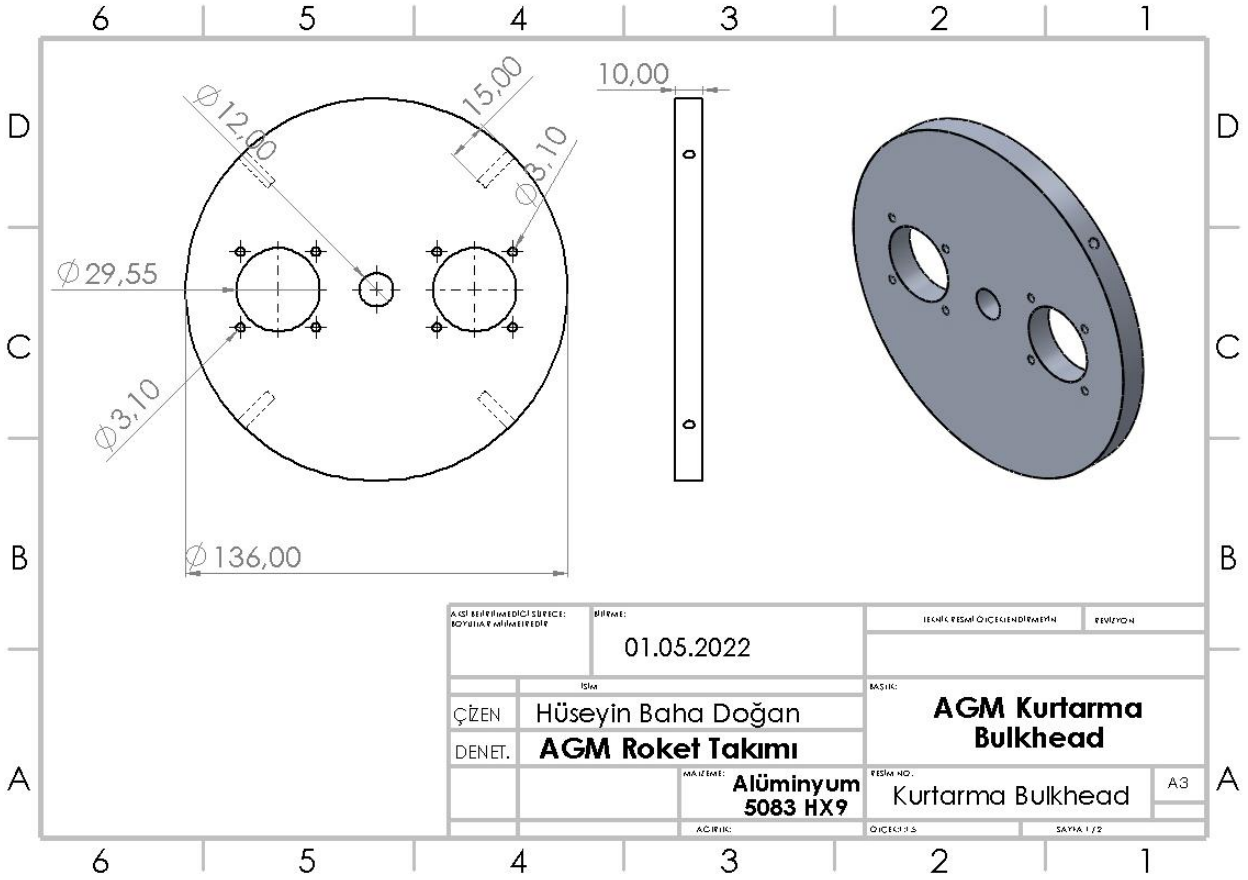


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Kurtarma Bulkhead 3 Boyutlu CAD Görünümü

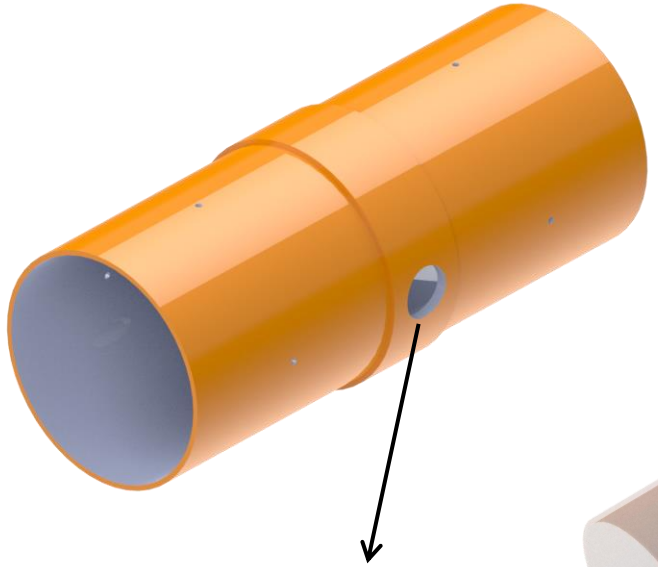


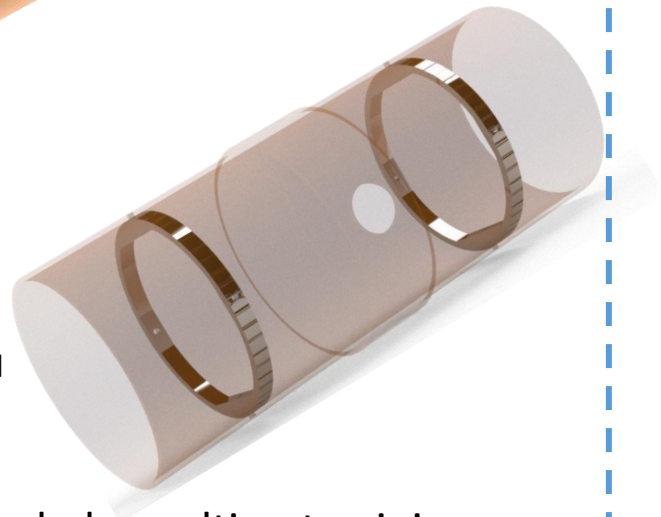
Kurtarma Bulkhead Teknik Resmi



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

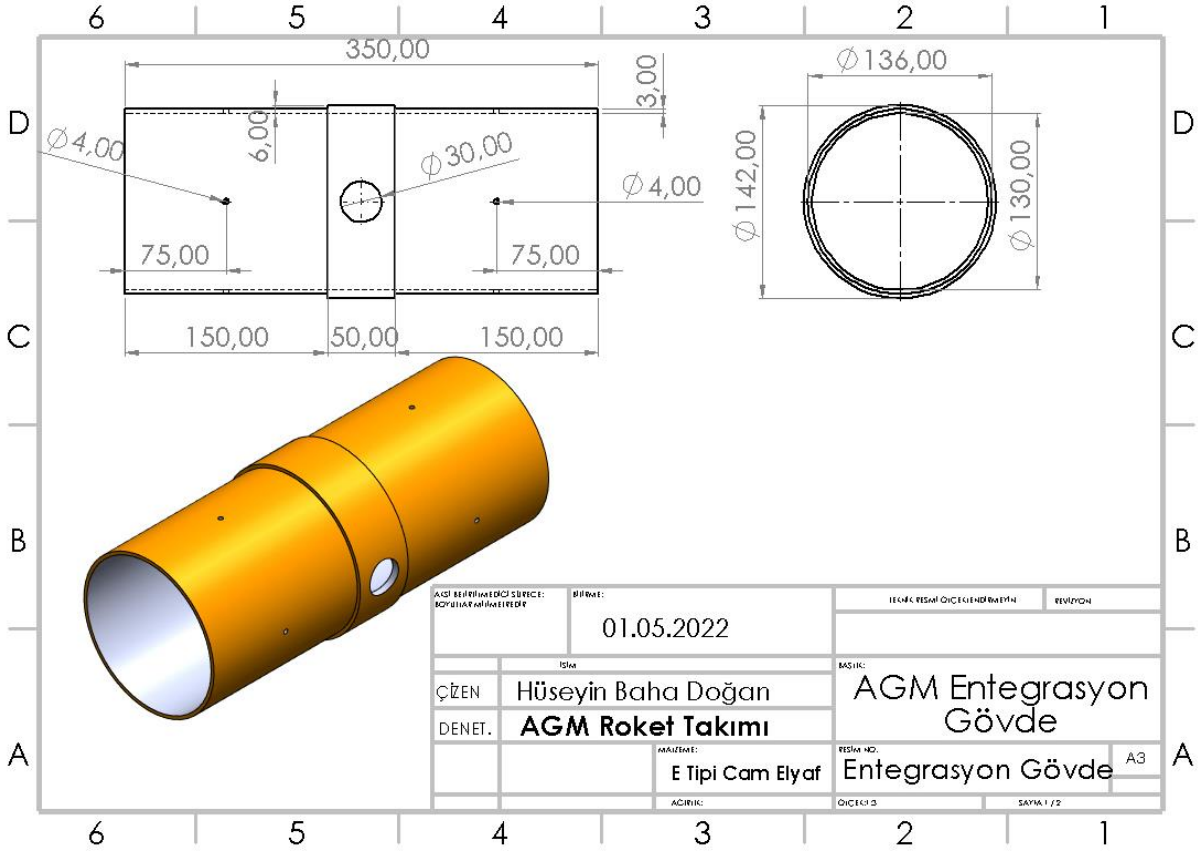
Entegrasyon Gövde 3 Boyutlu CAD Görünümü





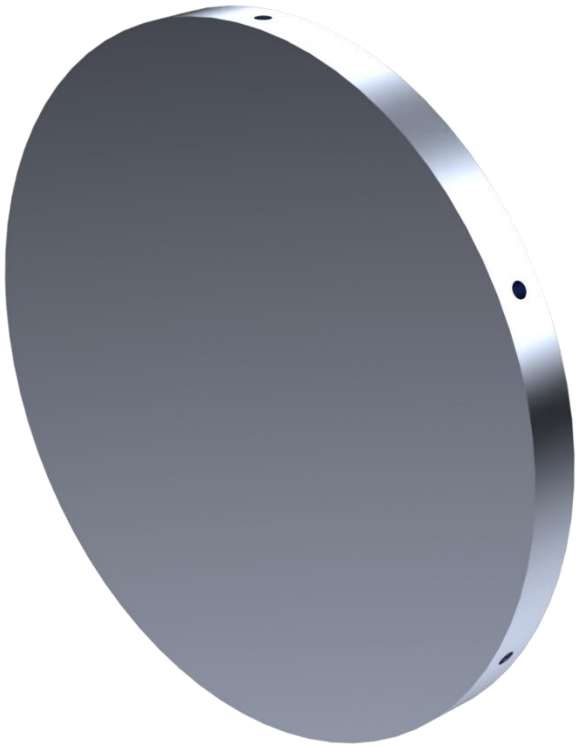
Entegrasyon gövdenin ortasında hakem altimetresinin montajlanması için altimetre yuvası tasarlanmıştır.

Entegrasyon GövdeTeknik Resmi

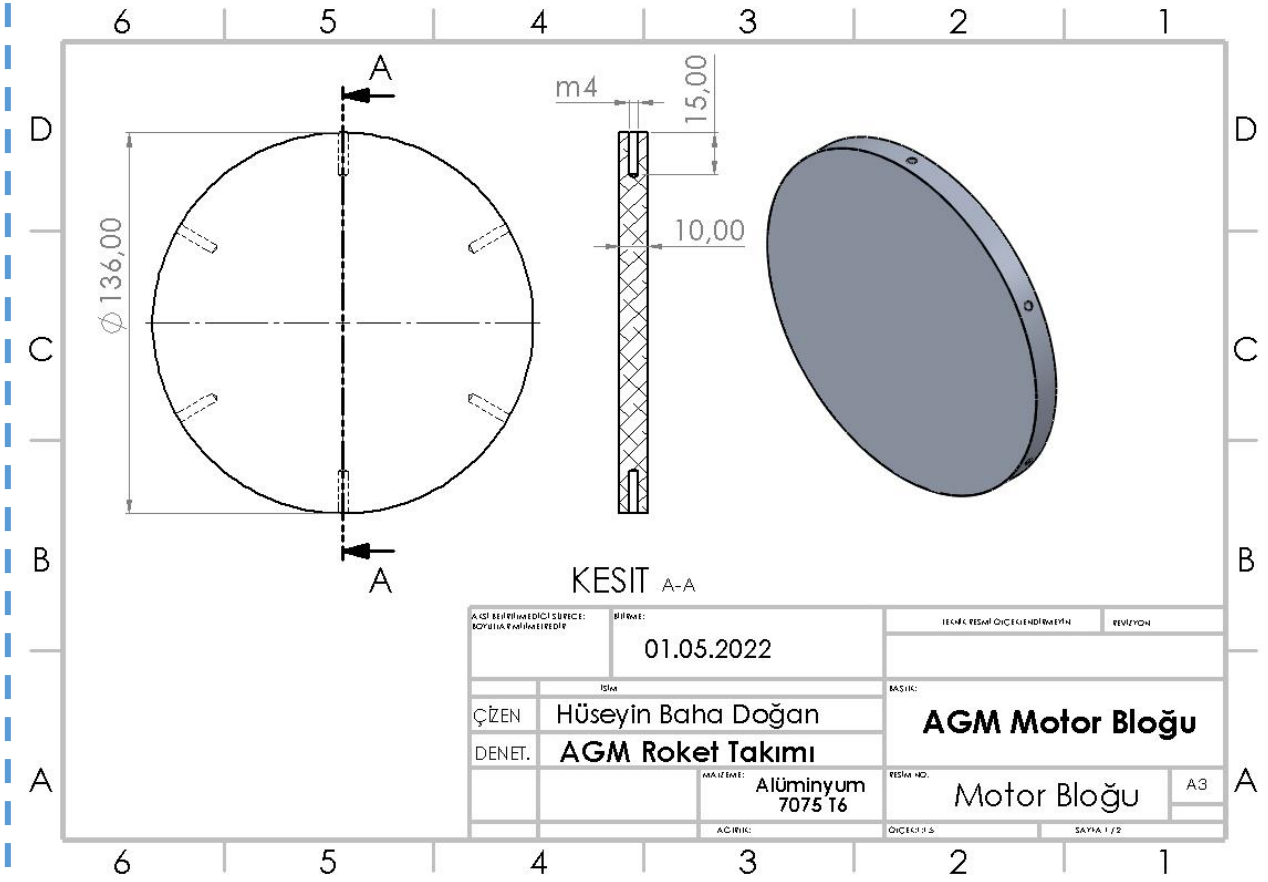


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Motor Bloğu 3 Boyutlu CAD Görünümü



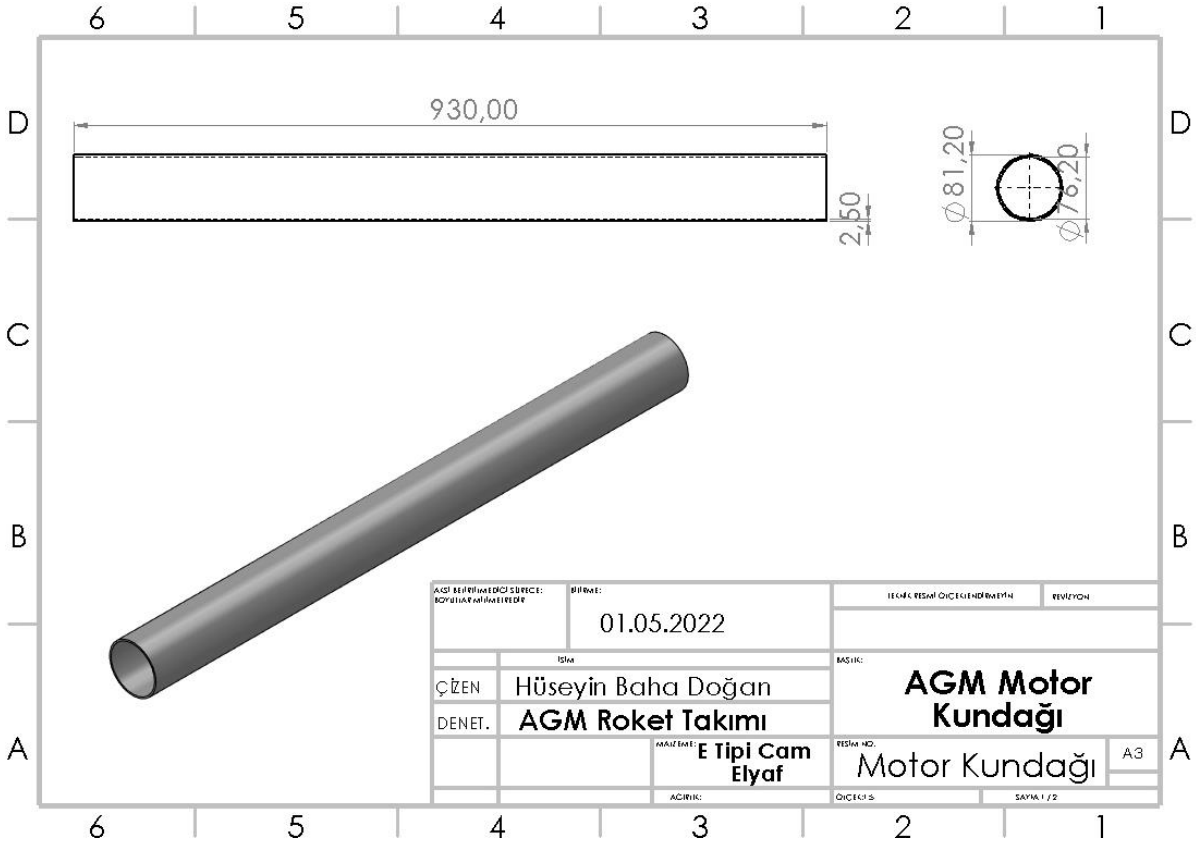
Motor Bloğu Teknik Resmi



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

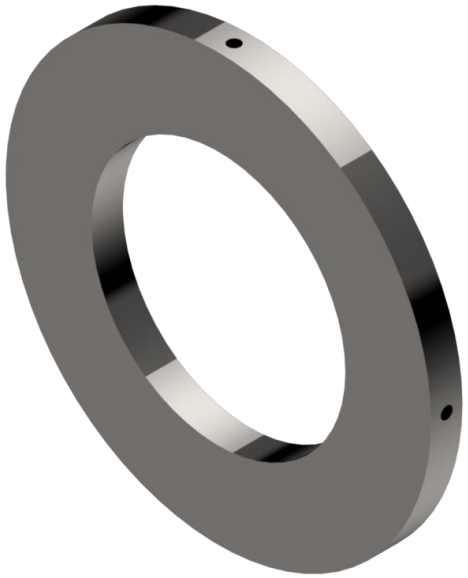
Motor Kundağı 3 Boyutlu CAD Görünümü

Motor Kundağı Teknik Resmi

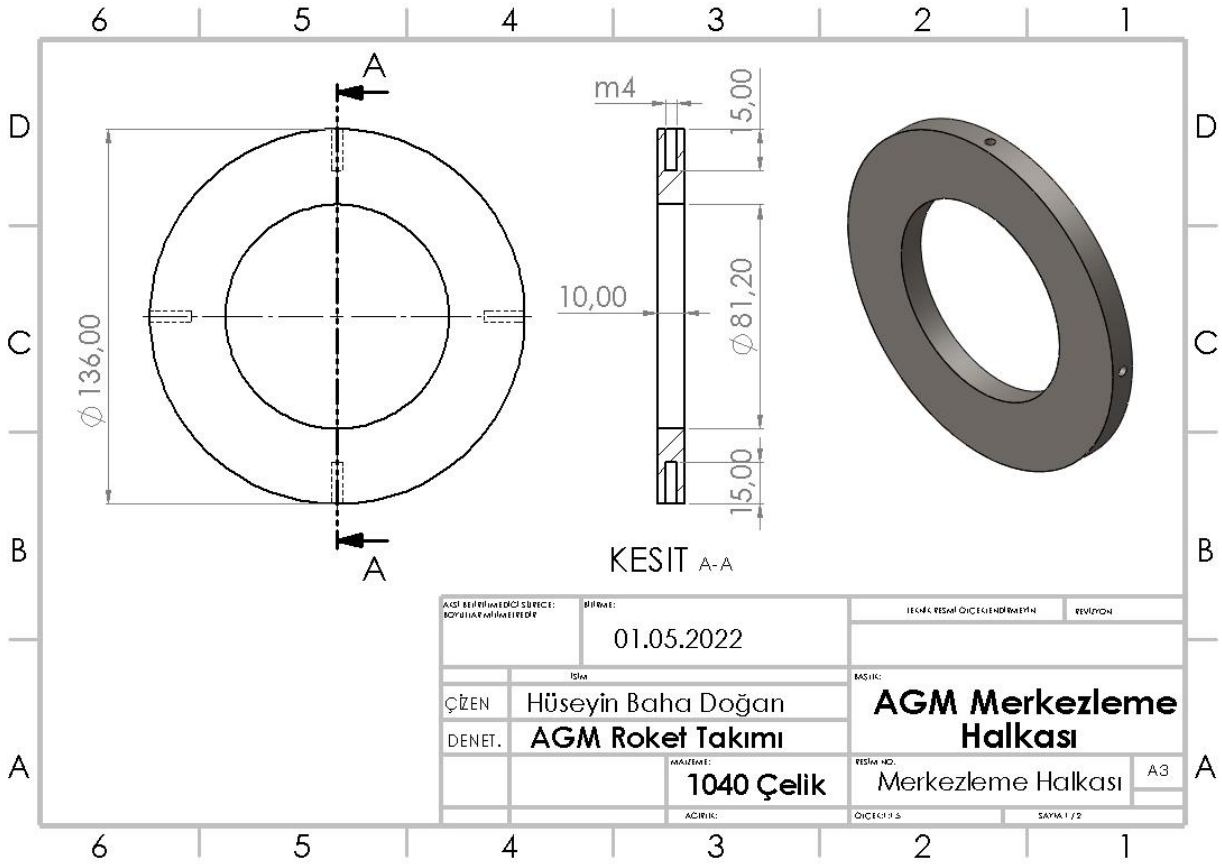


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Merkezleme Halkası 3 Boyutlu CAD Görünümü

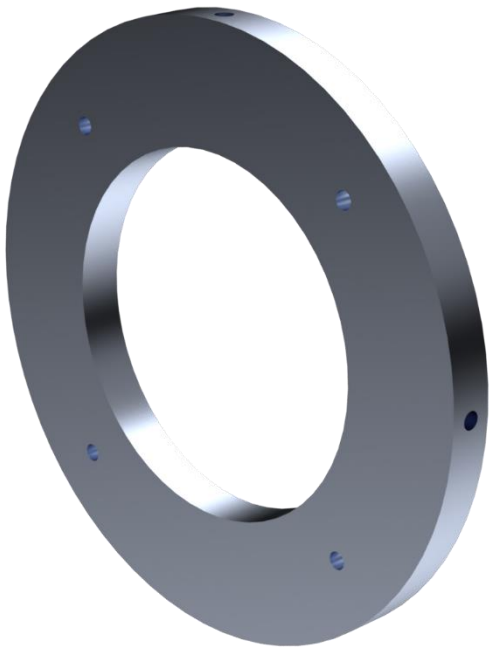


Merkezleme Halkası Teknik Resmi

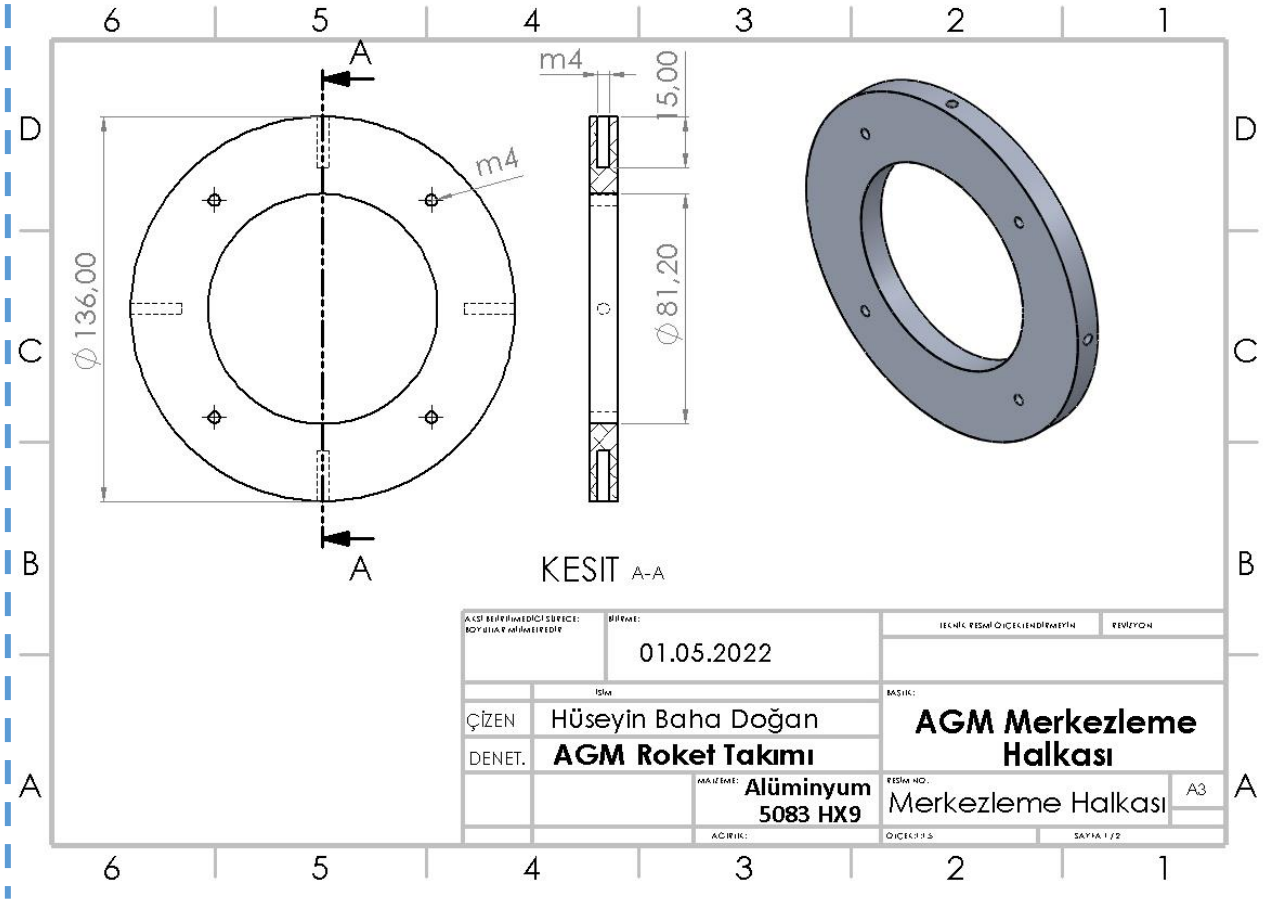


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Merkezleme Halkası 3 Boyutlu CAD Görünümü

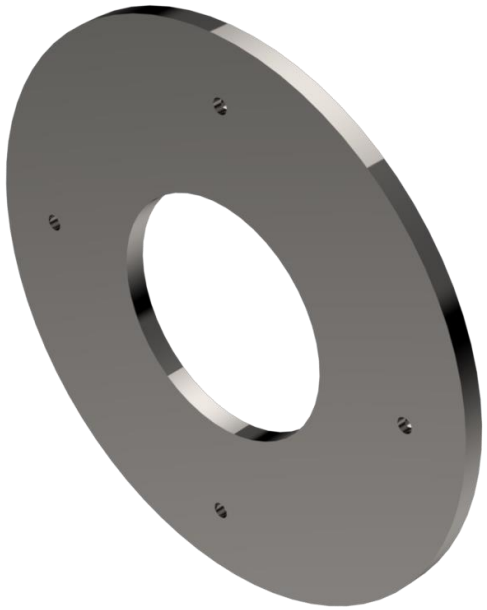


Merkezleme Halkası Teknik Resmi

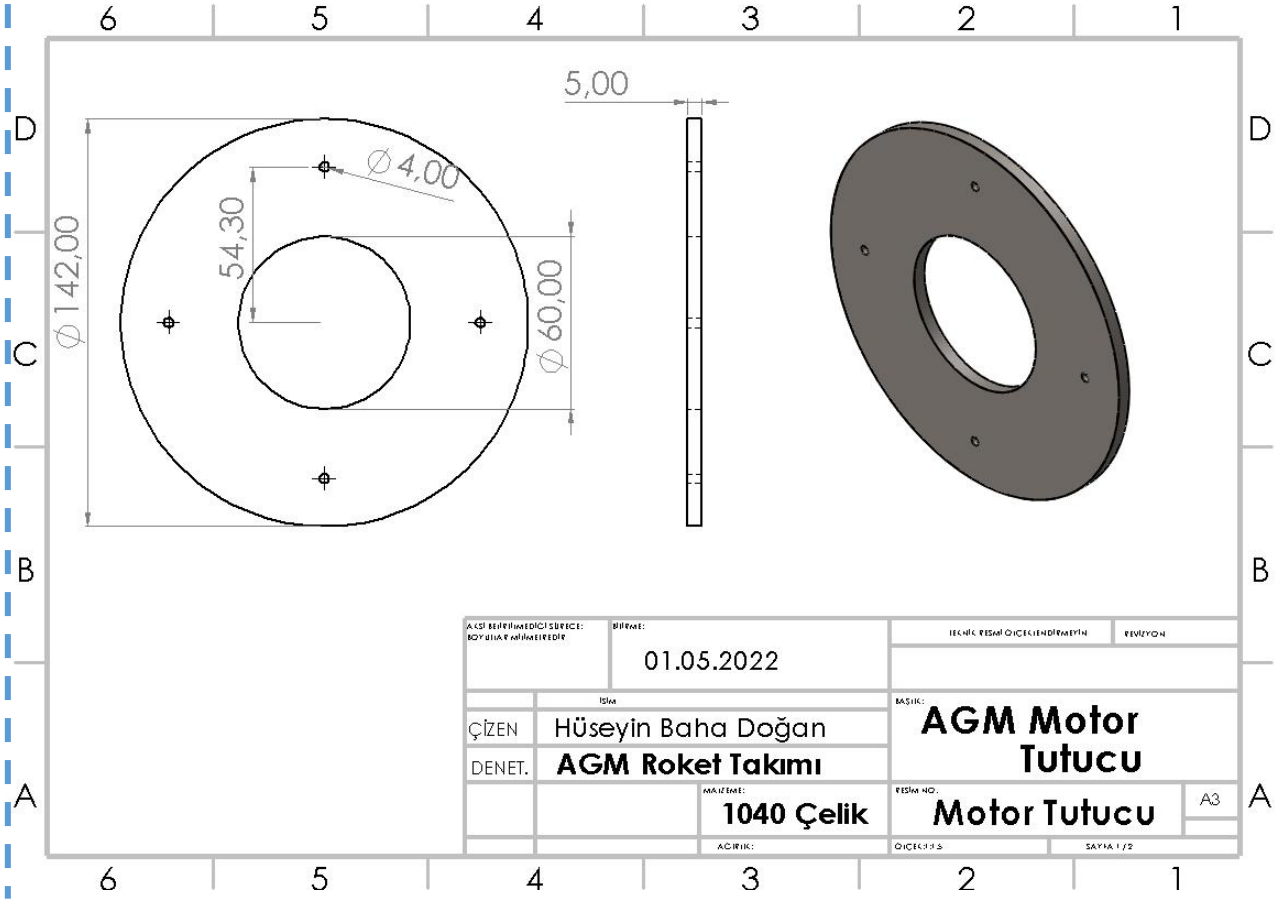


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Motor Tutucu 3 Boyutlu CAD Görünümü

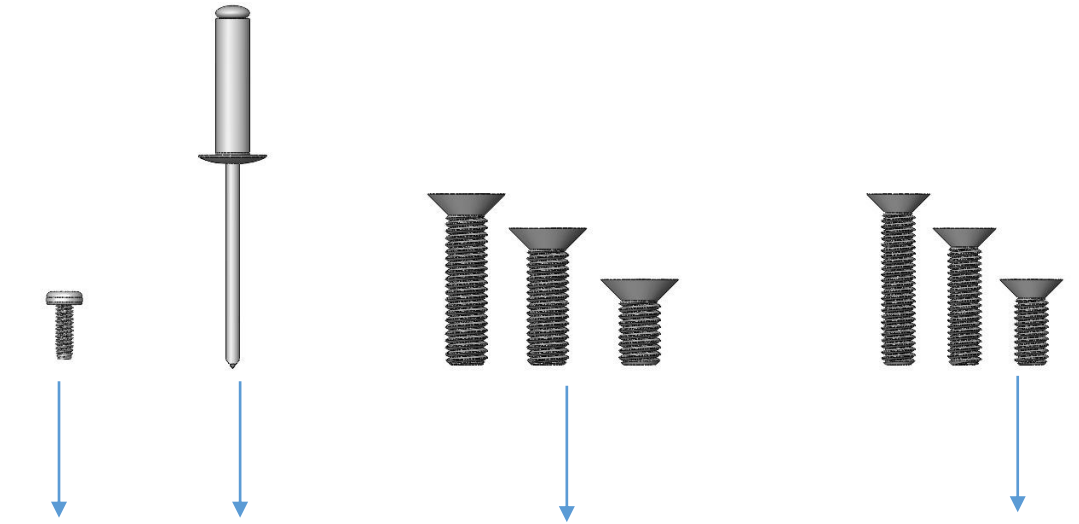


Motor Tutucu Teknik Resmi

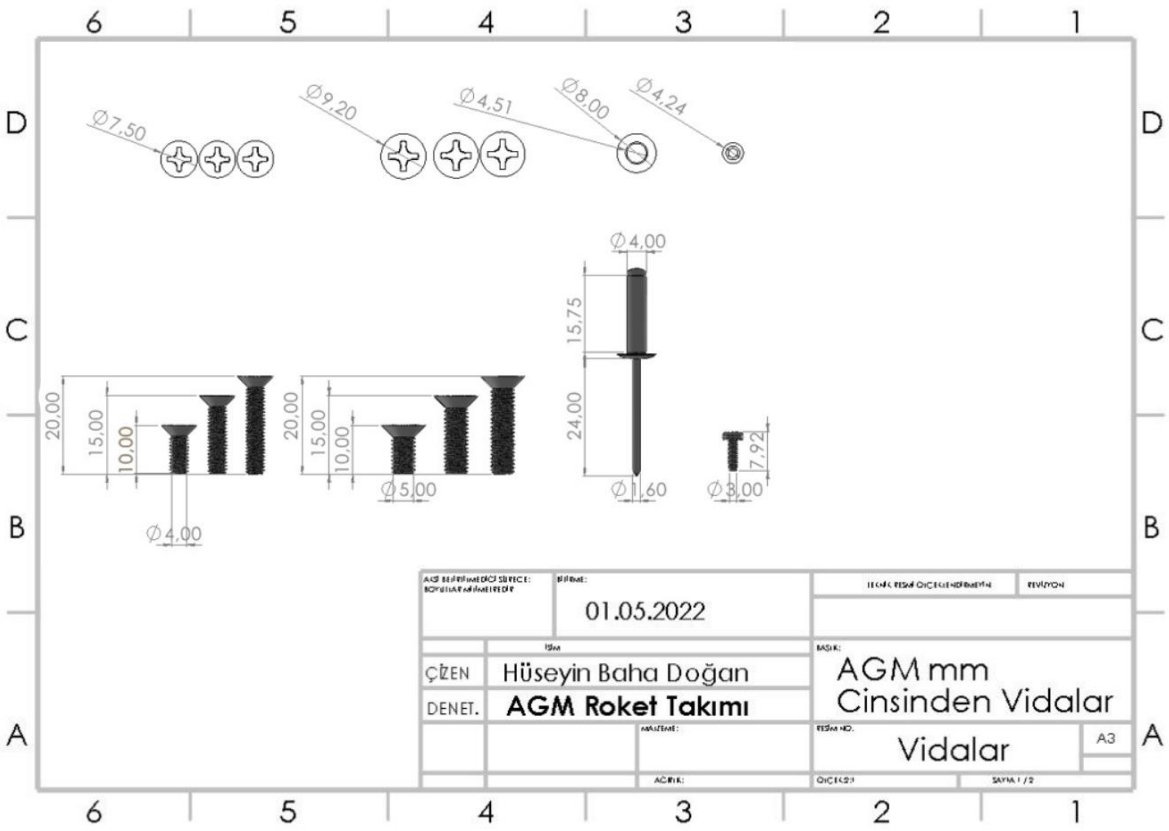


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Bağlantı Elemanları 3 Boyutlu CAD Görünümü



Bağlantı Elemanları Teknik Resmi

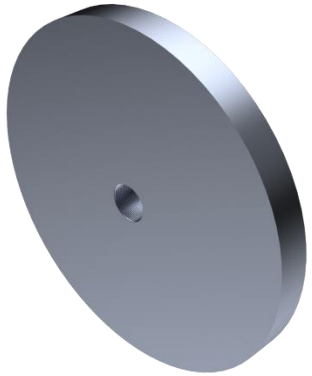


Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Özellik	Seçimler	Burun Konisi Bulkhead
Malzeme Bilgileri	Alüminyum 5083 HX9	Yüksek ısı dayanımına sahip olması ayrıca kolay temin edilebilmesi ve işlenilebilirlik özelliklerinden dolayı alüminyum 5083HX9 malzemesi tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Su jeti - talaşlı imalat	Lazer Kesimin 5 mm ve üzeri alüminyum parçalar üzerinde oluşturduğu deformasyondan dolayı, parçalarımız su jetinde imal edilmiştir, ardından torna tezgahı yardımıyla mapanın montajlanacağı M10 dişler açılmıştır.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Akma Dayanımı (Pa) min-max	Çekme Mukavemeti (Pa) min-max	Uzama (%50) min-max	Sertlik(HB) min-max	Erime Noktası	Isı İletkenliği (W/m.K)	Termal Genleşme Katsayısı (µm/m-°C) (20,0 - 100 °C)
Alüminyum 5083 HX9	2,66	$110x10^6$- $160x10^6$	$275x10^6$– $300x10^6$	22	70-75	570°C	121	23,8

Burun konisi bulkhead, roket şok kordunun bağlandığı parçadır. Paraşüt açıldığında oluşan şok kuvvet (opening force) bulkhead tarafından absorbe edilmektedir. Burun konisinde açılacak herhangi bir vida deliği uçuş sırasında stabiliteyi bozacağı için; kurtarma bulkheadi; burun konisi içerisine araldite ile yapıştırılarak montajlanacaktır. Ayrılma gerçekleştiğinde burun konisiyle birlikte üst gövdeden ayrılır.



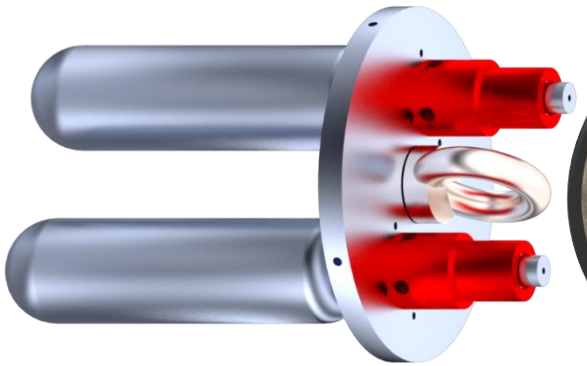
Et Kalınlığı(mm)	Çap(mm)
10 mm	110 mm

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

Özellik	Seçimler	Kurtarma Bulkhead
Malzeme Bilgileri	Alüminyum 5083 HX9	Yüksek ısı dayanımına sahip olması ayrıca kolay temin edilebilmesi ve işlenilebilirlilik özelliklerinden dolayı alüminyum 5083HX9 malzemesi tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Su jeti- Talaşlı İmalat	10mm kalınlığında plaka temin edilmiştir. Temin edilen plaka, yapılan tasarım doğrultusunda deformasyon ve mukavemet kaybını önlemek için lazer kesim yerine su jeti ile kestirilmiştir. Dikey matkap kullanılarak kurtarma bulkheadine 90° açılarla M4 vida delikleri ve M12 mapa deliği açılmıştır.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Akma Dayanımı (Pa) min-max	Çekme Mukavemeti (Pa) min-max	Uzama (%50) min-max	Sertlik(HB) min-max	Erime Noktası	Isı İletkenliği (W/m.K)	Termal Genleşme Katsayısı (µm/m-°C) (20,0 - 100 °C)
Alüminyum 5083 HX9	2,66	$110x10^6$- $160x10^6$	$275x10^6$– $300x10^6$	22	70-75	570°C	121	23,8

Kurtarma bulkhead; üst gövdeye 4 adet M5 vida ile sabitlenecektir. Raptor perregrine, kurtarma bulkhead üzerinde hali hazırda olan yuvalarına 4'er adet M3 vida ile montajlanacaktır. M12 mapa kılavuz ile açılmış deliğe yerleştirilecektir



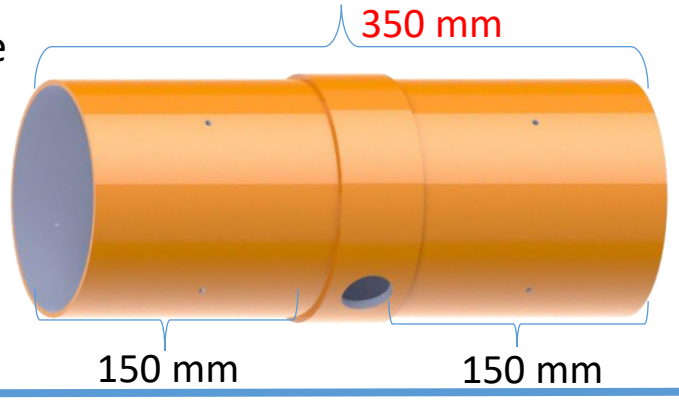
Et Kalınlığı	Çap
10 mm	136 mm

Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik	Seçimler	ENTEGRASYON GÖVDESİ
Malzeme Bilgileri	E Tipi Cam Elyaf	Entegrasyon gövdesi, aviyonik ve telemetri sistemini muhafaza edeceği için; faraday kafesi oluşturmamasından ötürü karbon fiber yerine cam elyaf tercih edilmiştir. Aynı zamanda seçilen malzeme yapılan testler ve analizler doğrultusunda, istenilen mukavemet değerlerini karşılamakla beraber uygun maliyetli oluşu tercihimizde etkili olmuştur.
Üretim Yöntemi	Elle Yatırma	Elle yatırma üretim yöntemi kullanılmıştır. QV5110 kalıp ayırıcı alüminyum kalıba sürülmüştür. $201\ g/m^2$ E tipi cam elyaf, L160 epoksi reçine ile birlikte kalıba yatırılmıştır. Sonra fazla epoksiyi emmesi için soyma kumaşı sarılmıştır. Kürleşmesi için ortası boş olan kalıptan sıcak buhar geçirtilmiştir. Yapılan tasarım doğrultusunda istenilen mukavemet değerlerini sağladığından, maliyetinin düşük olmasından ve üretim sırasında bölgesel çalışma imkanı sunmasından dolayı diğer yöntemlerle karşılaştırılması sonucu elle yatırma yöntemi tercih edilmiştir.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cc)	Termal Genleşme (µm/m-°C) (20,0 °C)	Isı İletkenliği (W/m.K)	Çekme Dayanımı 23°C (Pa)	Young Modülü 23°C (Pa)
E TİPİ CAM ELYAF	2,55-2,62	5	1,2-1,35	1950×10^6-2050×10^6	$72{,}3 \times 10^9$

Entegrasyon gövde; alt gövde ve üst gövdeye sıkı geçme olup aviyonik sistemin korunabilmesi ve roket bütünlüğünün sağlanabilmesi için M4 havşa başlı vidalarla alt ve üst gövdelere içerisinde bulunan yüzüklerden sabitlenecektir.



Uzunluk (mm)	Et Kalınlığı(mm)	Dış Çap (mm)
350 mm	3 mm	142 mm

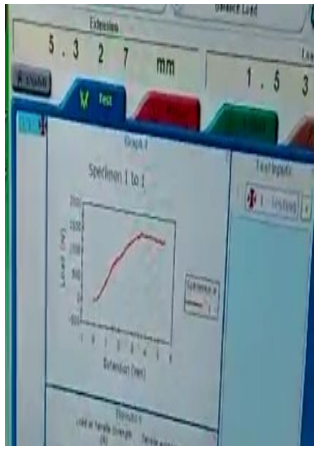
	Boy	Dış Çap	Kalınlık	Malzeme
Entegrasyon Gövdesi Omuzluğu (x2)	150 mm	136 mm	3 mm	Cam Elyaf

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

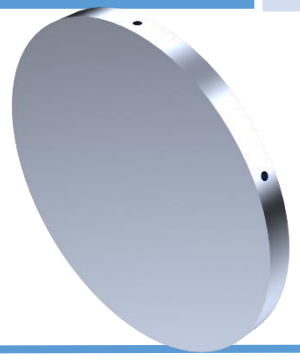
Özellik	Seçimler	Motor Bloğu
Malzeme Bilgileri	Alüminyum 7075 T6	Yüksek ısı dayanımına sahip olması ayrıca kolay temin edilebilmesi, diğer alüminyum serilerine göre yüksek mukavemetli olması ve işlenilebilirlik avantajlarından dolayı alüminyum 7075 T6 malzemesi tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Su jeti, Talaşlı İmalat	10mm kalınlığında plaka temin edilmiştir. Temin edilen plaka deformasyon ve mukavemet kaybını engellemek için , uygun maliyetli olması ve hızlı üretiebildiği için su jeti ile kestirilmiştir. Torna tezgahı kullanılarak, motor bloğunda M4 vida delikleri açılmıştır.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk	Erime Noktası	Young modülü (PA)	Sertlik(HB)	Akma Mukavemeti (Pa)	Çekme mukavemeti(Pa)	Termal Genleşme (µm/m-°C) (250°C)	Isı İletkenliği (W/m-K)
Al-7075 T6	2,81 g/cc	477°C -635°C	71.7×10^{9}	140-160	460×10^{6}-505×10^{6}	530×10^{6} - 570×10^{6}	25,2	130

Motor blok, motor gövdeye 6 adet M4 havşa başlı vida ile montajlanacaktır. Vida adet ve metrik değerleri vidalara yapılan shear testi sonucuna göre seçilmiştir.



Motor Bloğu	Çap	Kalınlık	Malzeme
	136 mm	10 mm	Alüminyum 7075 T6



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

Özellik	Seçimler	Motor Kundağı
Malzeme Bilgileri	E Tipi Cam Elyaf	Uygun maliyet, ısı iletim katsayısının düşük olması,üretim kolaylığı gibi sebeplerden ötürü 201gr/m^2E tipi cam elyaf tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Elle Yatırma	Uygun maliyet ve bölgesel çalışma kolaylığı sebebiyle elle yatırma üretim yöntemi kullanılmıştır. QV5110 kalıp ayırıcı alüminyum kalıba sürülmüştür. Ardından $201\ g/m^2$ E tipi cam elyaf, L160 epoksi reçine ile birlikte kalıba yatırılmıştır. Sonra fazla epoksiyi emmesi için delikli vakum battaniyesi ile sarılmıştır. Kürleşmesi için ortası boş olan kalıptan sıcak buhar geçirtilmiştir. Üretim sırasında bölgesel çalışma imkanı sunmasından, üretim yönteminin kolay olmasından ve vakum yöntemine göre maliyetinin az olmasından dolayı tercih edilmiştir.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cc)	Termal Genleşme (µm/m-°C) (20,0 °C)	Isı İletkenliği (W/m.K)	Çekme Dayanımı 23˚C (Pa)	Young Modülü 23˚C (Pa)
E TİPİ CAM ELYAF	2,55-2,62	5	1,2-1,35	1950×10^6-2050×10^6	$72{,}3 \times 10^9$

Motor kundağı roket motoru tarafından üretilen itkiyi gövdeye aktaran kritik bir parçadır. Üzerine merkezleme yüzükleri yapıştırılmış motor kundağı, yüzüklerden gövdeye 4'er adet M4 havşa başlı vida ile montajlanacaktır.

Boy	Dış Çap	Kalınlık	Malzeme
930 mm	81,2 mm	2,5 mm	Cam Elyaf

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

Özellik		Merkezleme Halkaları (x2) Motor kundak üstü
Malzeme Bilgileri	1040 Çelik	1040 çeliği yaklaşık %0.40 karbon içeren orta karbonlu, izotropik bir malzemedir. Kolay temin edilebilmesi, yüksek özgül aralığı ve yüksek termal yorulma dayanımına sahip olması ayrıca rokette kullanıldığı bölgelerde alüminyuma göre daha stabil uçuş rejimine sahip olmasından dolayı 1040 çelik seçilmiştir.
Üretim Yöntemi	Su jeti- talaşlı imalat	10mm kalınlığında çelik plaka temin edilmiştir. Temin edilen plaka deformasyon ve mukavemet kaybını engellemek için , uygun maliyetli olması ve hızlı üretiebildiği için su jeti ile kestirilmiştir. Dikey matkap kullanılarak, merkezleme halkasında M4 vida delikleri açılmıştır.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Akma Dayanımı (Pa)	Çekme Mukavemeti (Pa)	Kesme Dayanımı (Pa)	Yüzde uzama (%)	Elastiklik Modülü (Pa)	Sertlik (HB)	Isı İletkenliği (W/m-K) (800 °C)	Termal Genleşme Katsayısı (µm/m-°C) (20°C-100°C)
1040 ÇELİK	7.85	$361x10^6$	$600x10^6$	$410x10^6$	25	$190x10^6$ -$210x10^6$	190	24,7	11,3

Roketin rampadan çıkış anında yere inene kadar geçen süre boyunca motorun stabil ve sabit kalabilmesi için 2 adet çelik merkezleme halkası kullanılmıştır. Çelik merkezleme halkaları;motor kundağına yapıştırıldıktan sonra alt gövdeye 4'er adet M4 havşa başlı vida ile montajlanacaktır.

Dış Çap (mm)	İç Çap (mm)	Kalınlık (mm)	Malzeme
136 mm	81,2 mm	10 mm	1040 Çelik

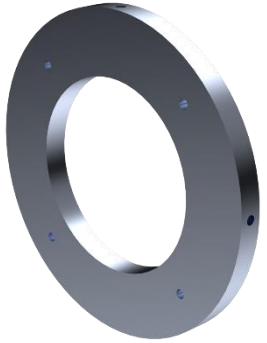
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Özellik	Seçimler	Merkezleme Halkası
Malzeme Bilgileri	Alüminyum 5083 HX9	Yüksek ısı ve yorulma dayanımına sahip olması ayrıca kolay işlenebilir ve temin edilebilir olmasından dolayı alüminyum 5083 HX9 malzemesi tercih edilmiştir.
Üretim Yöntemi	Su jeti, talaşlı imalat	10mm kalınlığında plaka temin edilmiştir. Temin edilen plaka deformasyon ve mukavemet kaybını engellemek için su jeti ile kestirilmiştir. Dikey matkap kullanılarak, merkezleme halkasında M4 vida delikleri açılmıştır.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Akma Dayanımı (Pa) min-max	Çekme Mukavemeti (Pa) min-max	Uzama (%50) min-max	Sertlik(HB) min-max	Erime Noktası	Isı İletkenliği (W/m.K)	Termal Genleşme Katsayısı (µm/m-°C) (20,0 - 100 °C)
Alüminyum 5083 HX9	2,66	$110x10^6$- $160x10^6$	$275x10^6$– $300x10^6$	22	70-75	570°C	121	23,8

	Dış Çap	İç Çap	Kalınlık	Malzeme
Merkezleme Halkaları	136 mm	81,2 mm	10 mm	Alüminyum 5083 HX9

Alüminyum merkezleme halkası; alt gövdeye 4 adet M4 havşa başlı vida ile sabitlenecektir. Motor tutucu merkezleme halkasına tornavida yardımıyla montajlanacaktır.



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

Özellik		Motor Tutucu
Malzeme Bilgileri	1040 Çelik	1040 çeliği yaklaşık %0.40 karbon içeren orta karbonlu, izotropik bir malzemedir. Kolay temin edilebilmesi, yüksek özgül aralığı ve yüksek termal yorulma dayanımına sahip olmasından dolayı 1040 çelik seçilmiştir.
Üretim Yöntemi	Su jeti, talaşlı imalat	10mm kalınlığında plaka temin edilmiştir. Temin edilen plaka, yapılan tasarım doğrultusunda su jeti ile kestirilmiştir. Deformasyon ve mukavemet kaybı oluşturmaması için su jeti tercih edilmiştir. Torna tezgahı kullanılarak, motor tutucuda M4 vida delikleri açılmıştır.

Seçilen Malzeme	Yoğunluk (g/cm^3)	Akma Dayanımı (Pa)	Çekme Mukavemeti (Pa)	Kesme Dayanımı (Pa)	Yüzde uzama (%)	Elastiklik Modülü (Pa)	Sertlik (HB)	Isı İletkenliği (W/m-K) (800 °C)	Termal Genleşme Katsayısı (µm/m-°C) (20°C-100°C)
1040 ÇELİK	7.85	$361x10^6$ Pa	$600x10^6$ Pa	$410x10^6$ Pa	25	$190x10^6$ Pa -$210x10^6$ Pa	190	24,7	11,3

Uçuş stabilite değerlerini dengelemek ve roket arkasında oluşacak türbülansı azaltmak için çelik motor tutucu tercih edilmiştir. Motor tutucu; son merkezleme halkasına tornavidayla vidalanacaktır. Vidalama işleminde M4 vidalar kullanılacaktır.

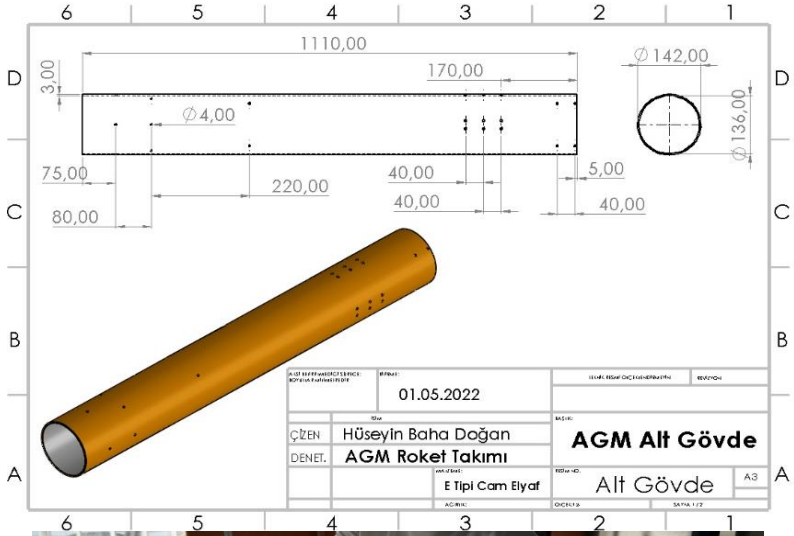
	Dış Çap	İç Çap	Kalınlık	Malzeme
Motor Tutucu Dış	142 mm	60 mm	5 mm	1040 Çelik

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

Gövde Montaj Elemanları	Malzeme	Kalınlık(mm)	Uzunluk(mm)	Malzeme Seçilme Nedeni ve Üretim Yöntemi	
Geniş Kafalı Çelik Pop Perçin	Çelik	4.0x8.5 mm	24 mm	Kanatçıkların montajını sağlama görevine sahiptir. Montajlanacak parçaların daha mukavim bir şekilde montajlanması için tercih edilmiştir. Roketin uçuş esnasında kanatçıkların maruz kalacağı aerodinamik kuvvetler baz alınmış olup birleştirilecek parçaların boyutlarına göre perçin ölçüleri belirlenmiştir.	
Kırılır Pin	Naylon	M3	10 mm	Kırılır pin, Takatsiz uçuşun başlaması ile gerçekleşen ani ivme değişiminden dolayı burun konisinin üst gövdeden ayrılmasını engeller. Tepe noktasına ulaşıldığında ise kurtarma sisteminin oluşturduğu basıncı içerde hapsederek açılma sisteminin daha etkili çalışmasını sağlar.	
Paslanmaz Mercimek Baş Vidalar	A4 AISI 316 Çelik	M4	20 mm 15 mm 10 mm	Yapısal parçaları sabitleme işlevine sahiptir. Kopma, büzülme gibi mekanik mukavemet özellikleri yapılan testler sonucunda istenilen değerleri karşılamaktadır. Aynı zamanda oksidasyon direnci yüksek olmasından dolayı kullanılmıştır.	

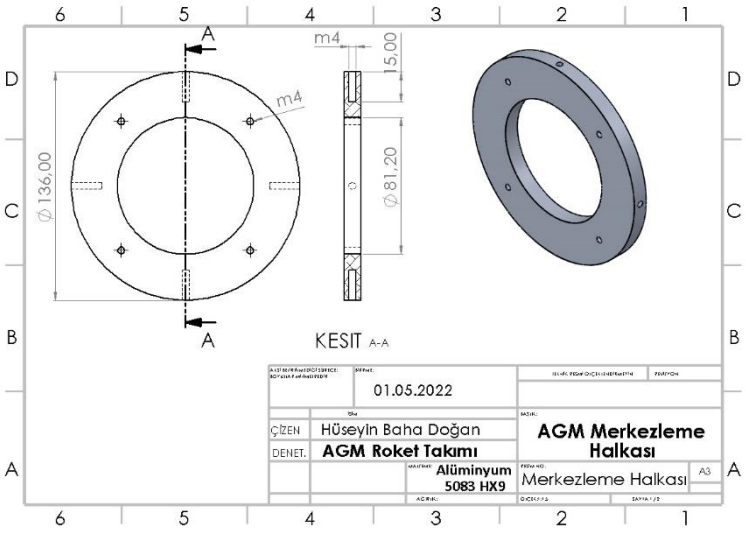
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

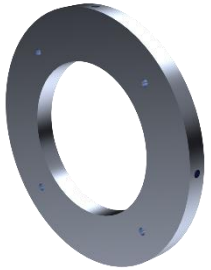
Motor Gövde



Motorun ve yapısal elemanların içinde bulunduğu kısımdır.E tipi cam elyaf kullanarak elle yatırma yöntemi ile üretilimiştir.

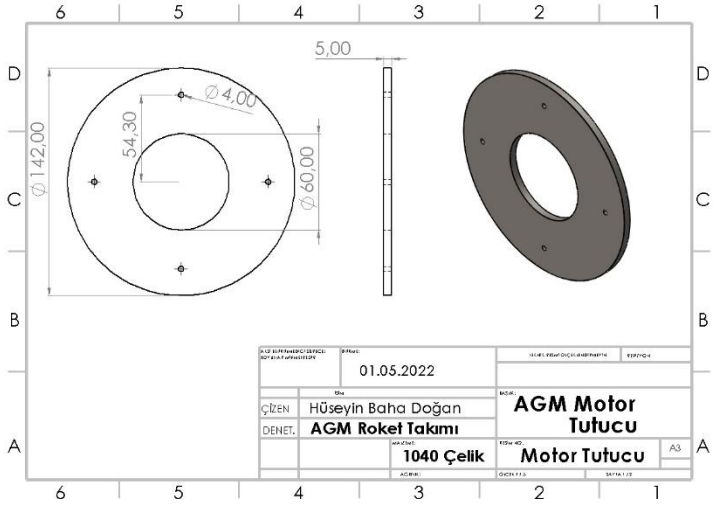
Merkezleme Halkası





Dış Motor Tutucunun montajlanacağı yapısal elmandır. Su jeti ile üretilmiştir.

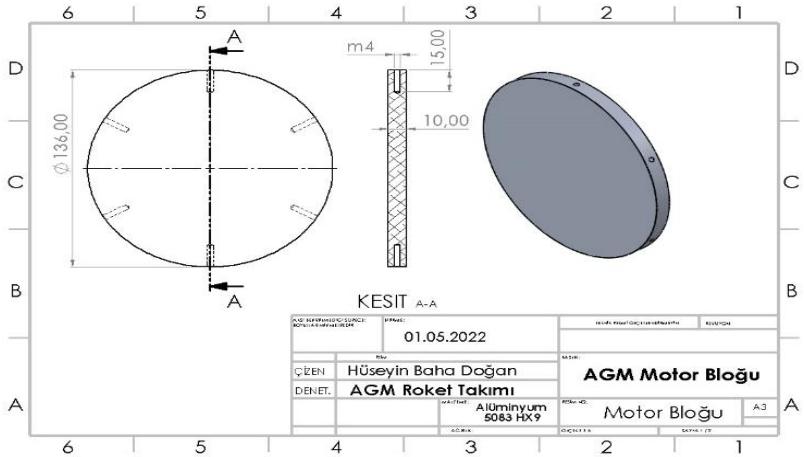
Dış Motor Tutucu

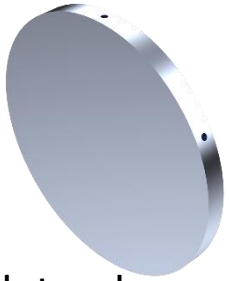


Motorun düşmemesi için üretilecek çelik malzemedir. Lazer kesim ile üretilecektir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

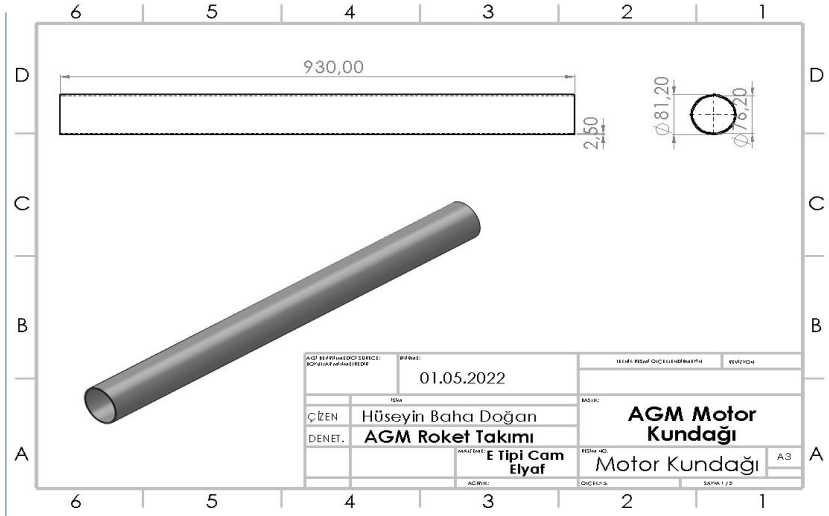
Motor Bloğu





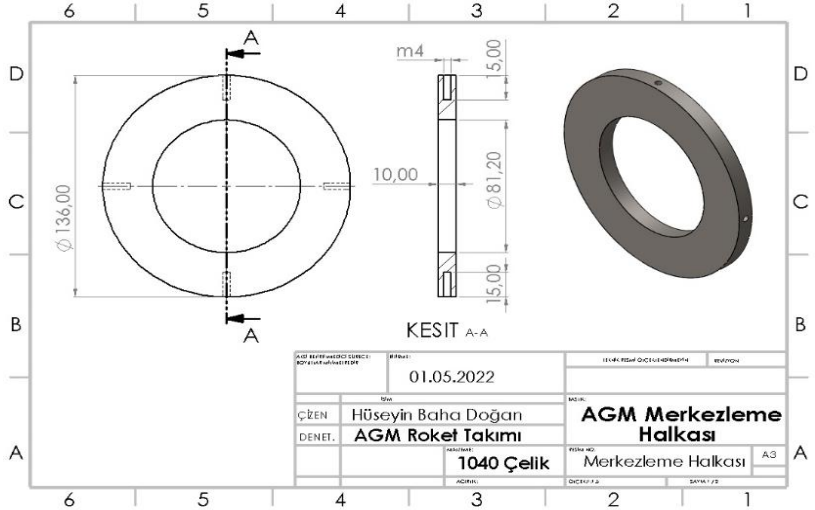
Motorun itkisini gövdeye iletmek amacıyla epoksi ile yapıştırılıp 6 adet M4 vida ile alt gövdeye montajlanacaktır. Su jetinde üretilip dikey matkapla vida delikleri açılmıştır.

Kundak



Motorun muhafazası için kullanılacaktır. Cam Elyaf-Epoksi kullanılarak el yatırma yöntemi ile üretilmiştir.

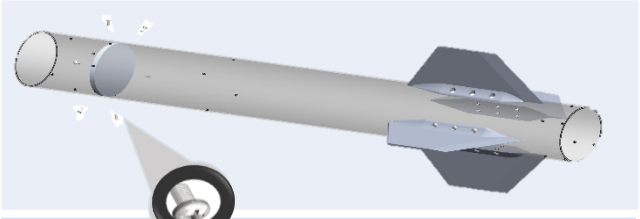
Merkezleme Halkası

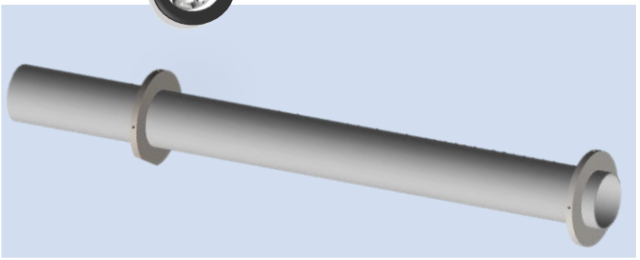


Motor gövde ve motor kundağı arasında bağlantıyı sağlaması için üretilmiştir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

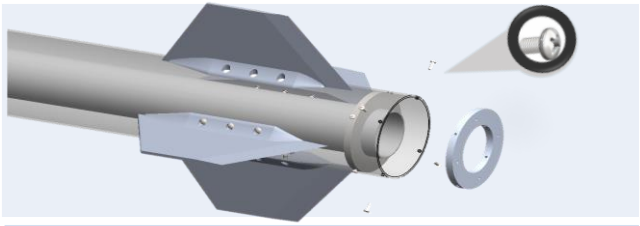
MOTOR MONTAJ

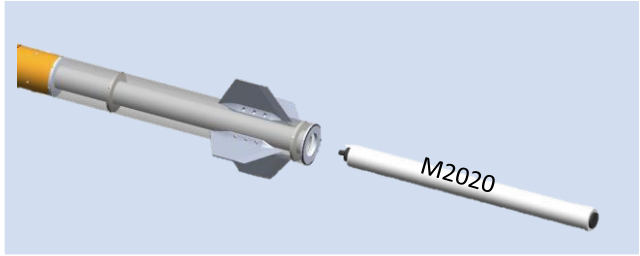


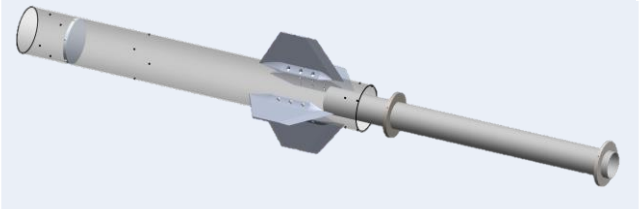


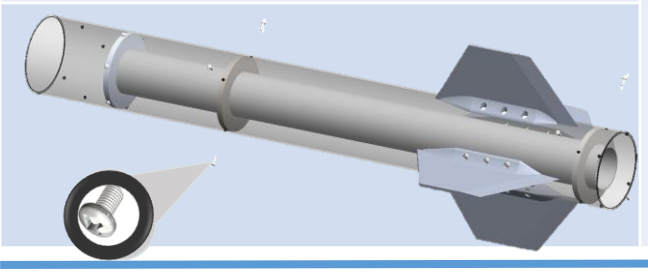
Motor bloğu motor gövde içerisine 6 adet M4 vida ile motor gövdeye konumlandırılacaktır. Merkezleme halkaları motor kundağın etrafına L160 epoksi reçine ile yapıştırılacaktır.

Son merkezleme halkası motor gövdeye 4 adet M4 mercimek vida ile sabitlenecektir. Ardından Ceasaroni M2020 motor, motor kundağına yerleştirilecektir.



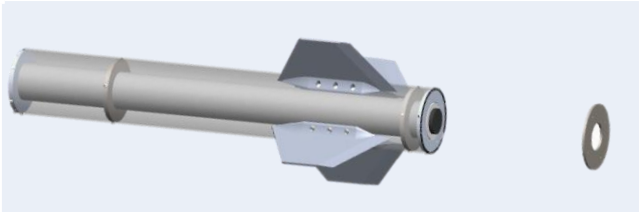


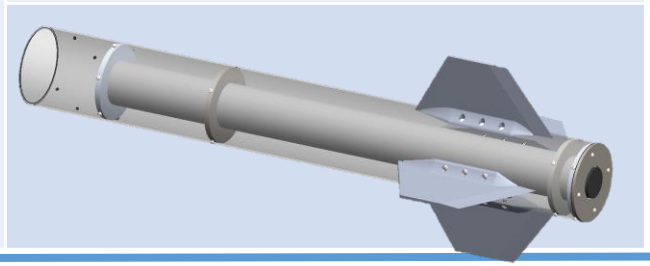




Halkalar yapıştırıldıktan sonra; motor kundağı ve üzerinde bulunan ringler alt gövdeye yerleştirilecektir. Kundağın üzerinde bulunan yüzükler, 4’ er adet M4 vidalar ile gövdeye montajlanacaktır.

Motorun yerleştirilmesinin ardından motor tutucu, son merkezleme halkasına tornavidayla vidalanacaktır. Vidalama işleminde 4 adet M4 vida kullanılacaktır.



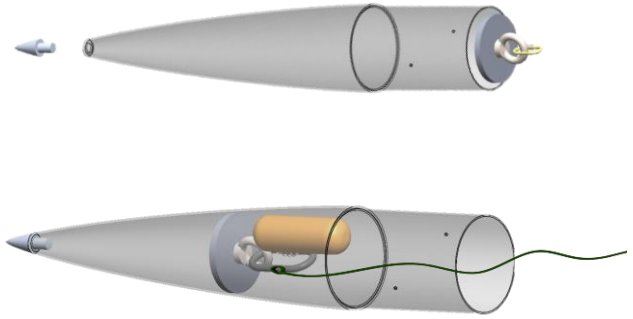


Roket Montaj Stratejisi

Alt Sistem Montajları

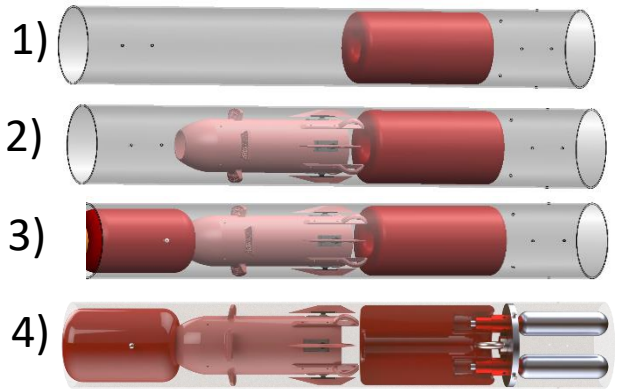
1)Burun Konisi

Burun Konisin içine burun konisi bulkhead L160 epoksi ile yapıştırılacaktır. Uç Kısmına alüminyum 7075 malzemeden üretilmiş metal uç, yine L160 epoksi ile yapıştırılacaktır. Şok kordu mapaya bağlanacaktır. Faydalı yük paraşütü yerleştirilecektir.



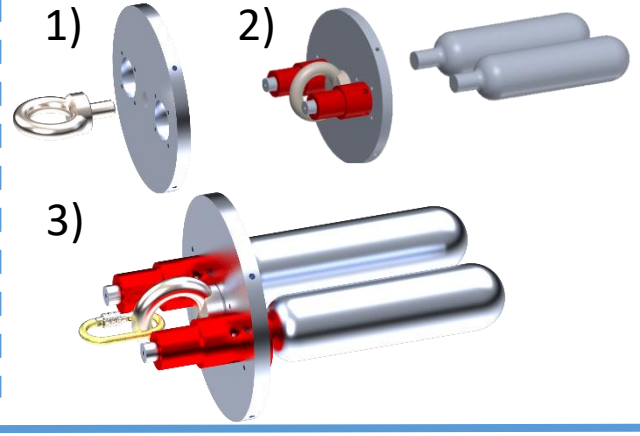
2)Üst Gövde

Üst gövdeye ilk olarak ana paraşüt yerleştirilecektir. Ardından görev yükü, ayak görevi gören M5 cıvatalara oturtulacaktır. Sonrasında sürüklenme paraşütü yerleştirilp,en son kurtarma bulkhead 4 adet M5 vida ile montajlanacaktır.



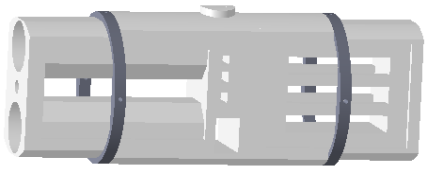
3)Kurtarma Sistemi

M12 mapa kılavuz ile açılmış deliğe ve Raptor perregrine, kurtarma bulkhead üzerinde bululan yuvalarına 4'er adet M3 vida ile montajlanacaktır. Ardından CO_2 tüpleri raptor mekanizmalarına takılacaktır.



4)Aviyonik Sistemi

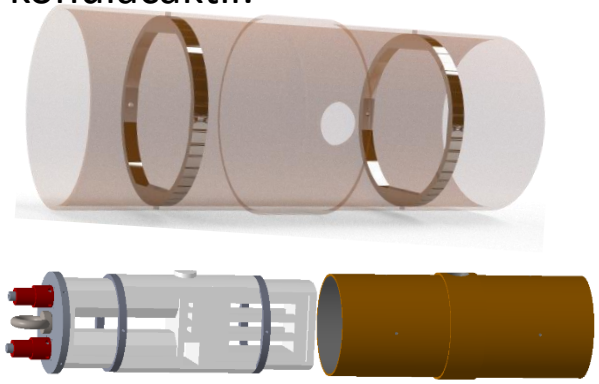
Aviyonik bayın genel iskeletini 3D yazıcıdan basılmış pla oluşturmaktadır. Üzerinde pil, aviyonik kartlar, hakem altimetresi için yuvalar bulunmaktadır. Bu unsurlar direkt ilgili yerlere konumlandırılacaktır.



Roket Montaj Stratejisi

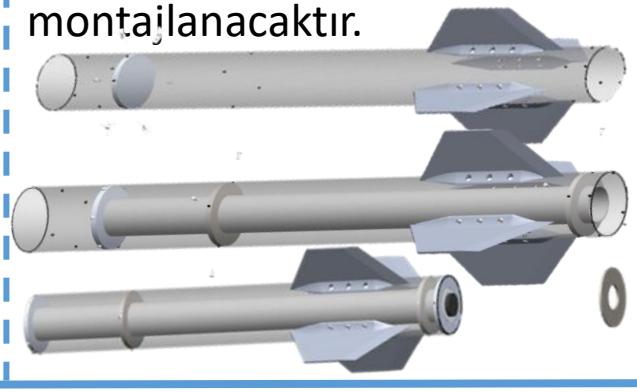
5) Entegrasyon Gövdesi

Entegrasyon gövdesi içerisine aviyonik bay yerleştirileceği için, entegrasyon gövdesine özel tasarlanmış ; aviyonik-entegrasyon gövde- üst gövde arası bağlantıyı sağlayacak 2 adet merkezleme yüzüğü entegrasyon gövdeye yerleştirilecektir. Ardından aviyonik bay içerisine konulacaktır.



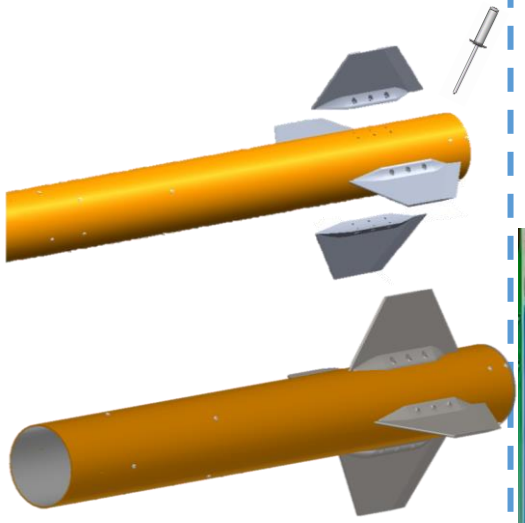
6) Motor Gövdesi

Motor gövdeye ilk olarak motor blok 6 adet M4 vida ile montajlanacaktır. Ardından üzerine merkezleme yüzükleri yapıştırılmış motor kundağı yüzüklerden gövdeye 4'er adet M4 havşa başlı vida ile montajlanacaktır. Sonrasında 1 adet ring gövdeye 4 adet M4 havşa başlı vida ile montajlanacaktır. En son motor montajı sonrası motor tutucu merkezleme halkasına tornavida yardımıyla montajlanacaktır.



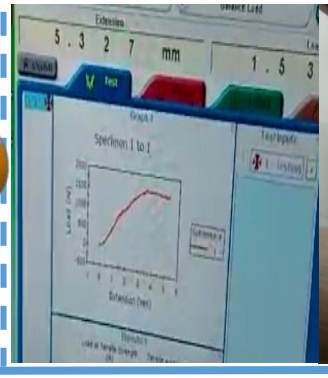
7)Kanatçıklar

Kanatçıklar herhangi bir sisteme sahip değildir. 90 dereceli kılavuz çizgi ve lazer sayesinde pop4 çelik perçin yardımıyla motor gövdeye montajlanacaktır.



7)Vida- Epoksi Dayanımları

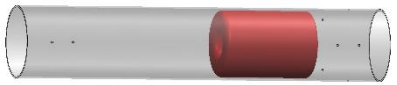
Vida adeti ve metrik değeri tercih edilirken, kullanılması planlanan vidalara yapmış olduğumuz shear testi göz önünde bulundurulmuştur. Yapıştırma işlemlerinde ise birbirine yapışmış test numuneleri çekme testine tabi tutulmuştur.



Roket Montaj Stratejisi

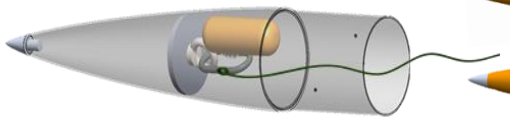
Roket Genel Montajı

1) Ana paraşüt üst gövde içerisine yerleştirilir.



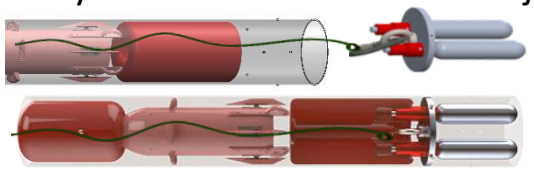
2) Görev yükü üst gövdeye M5 kör somunlara yerleştirilip, sürüklenme paraşütü üst gövdeye konumlandırılır.

3) Faydalı yük paraşütü burun konisi içerisine yerleştirilir.

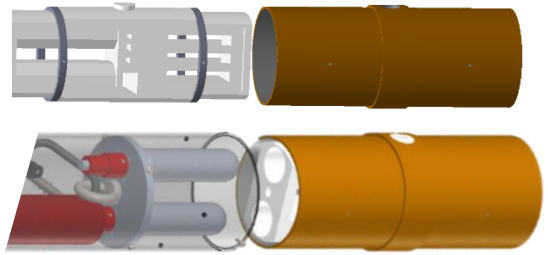


4) Burun konisi üst gövdeye kırılır pinler ile montajlanır.

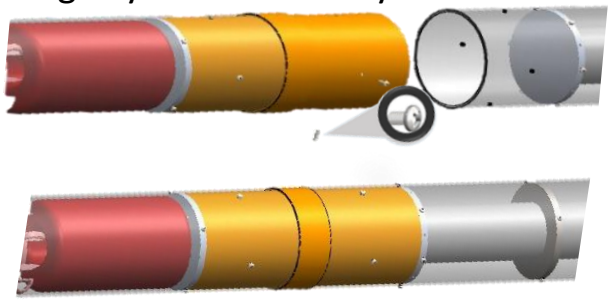
5) Barut montajı, bu aşamada kapsüller vasıtasıyla yapıldıktan sonra kurtarma sistemi mapasına şok kordunun diğer ucu takılır ve üst gövdeye 4 adet M5 vida ile montajlanır.



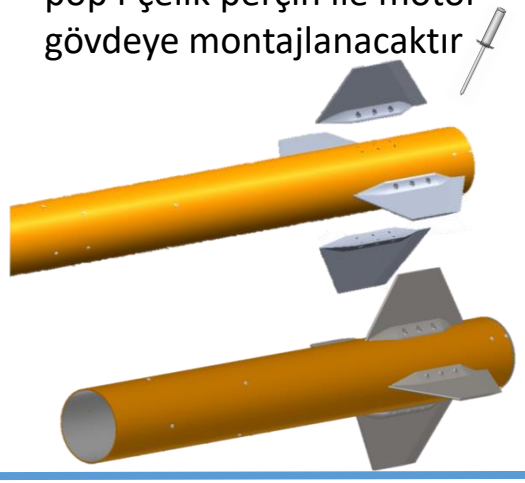
6) Aviyonik bay entegrasyon gövde içine yerleştirilir. Sonrasında kurtarma sistemine kablolama işlemleri yapılır. Entegrasyon gövde üst gövdeyle birleştirilir.



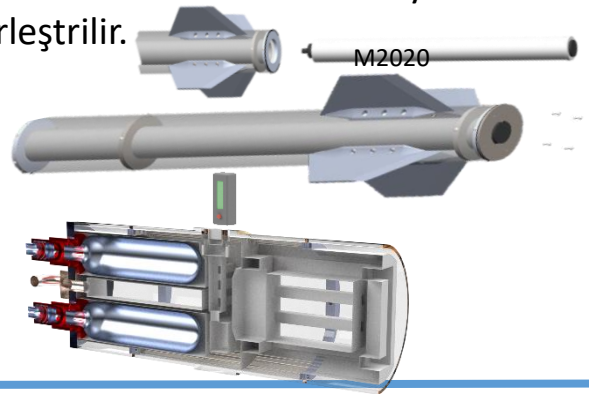
7) Motor blok, kundak ve ringleri takılmış motor gövde; üst gövdeyle entegrasyon gövde vasıtasıyla birleştirilir. Alt ve üst gövde entegrasyonda bulunan yüzüklere vidalanır.



8) Kanatçıklar 90 dereceli kılavuz çizgi ve lazer sayesinde pop4 çelik perçin ile motor gövdeye montajlanacaktır



9)Montajı tamamlanmış rokete son olarak roket motoru ve motor tutucusu montajlanır. Montajı tamamen bitmiş rokete altimetre entegrasyon gövde üzerinde bulunan altimetre yuvasından yerleştrilir.

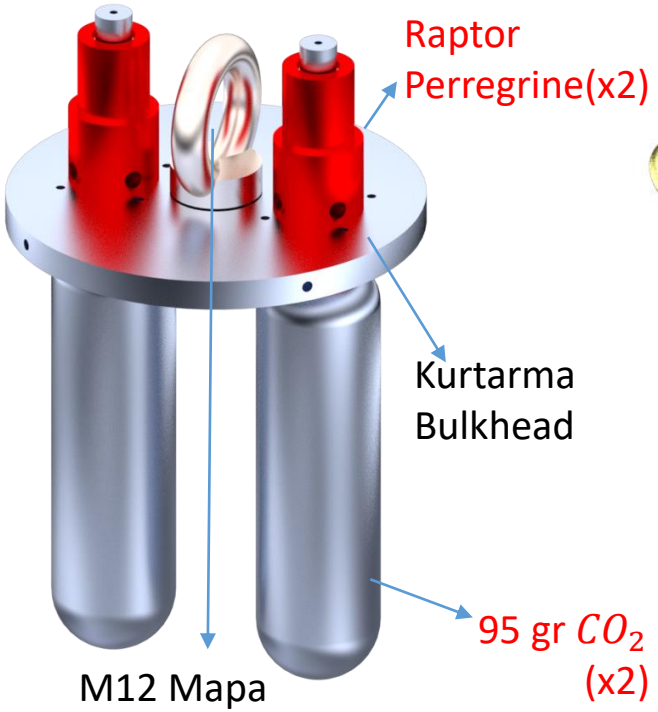


Not: Kurtarma sistemi montajı sonrası üst gövdede çalışmak güvenlik zafiyeti yaratacağı için bu montajlama yapılmıştır.

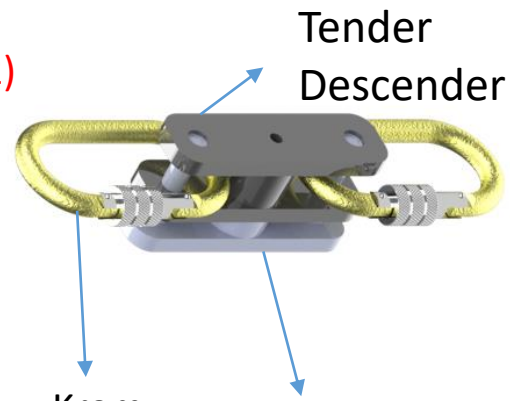
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Paraşüt Açma Sistemleri 3 Boyutlu Görünümü (CAD)

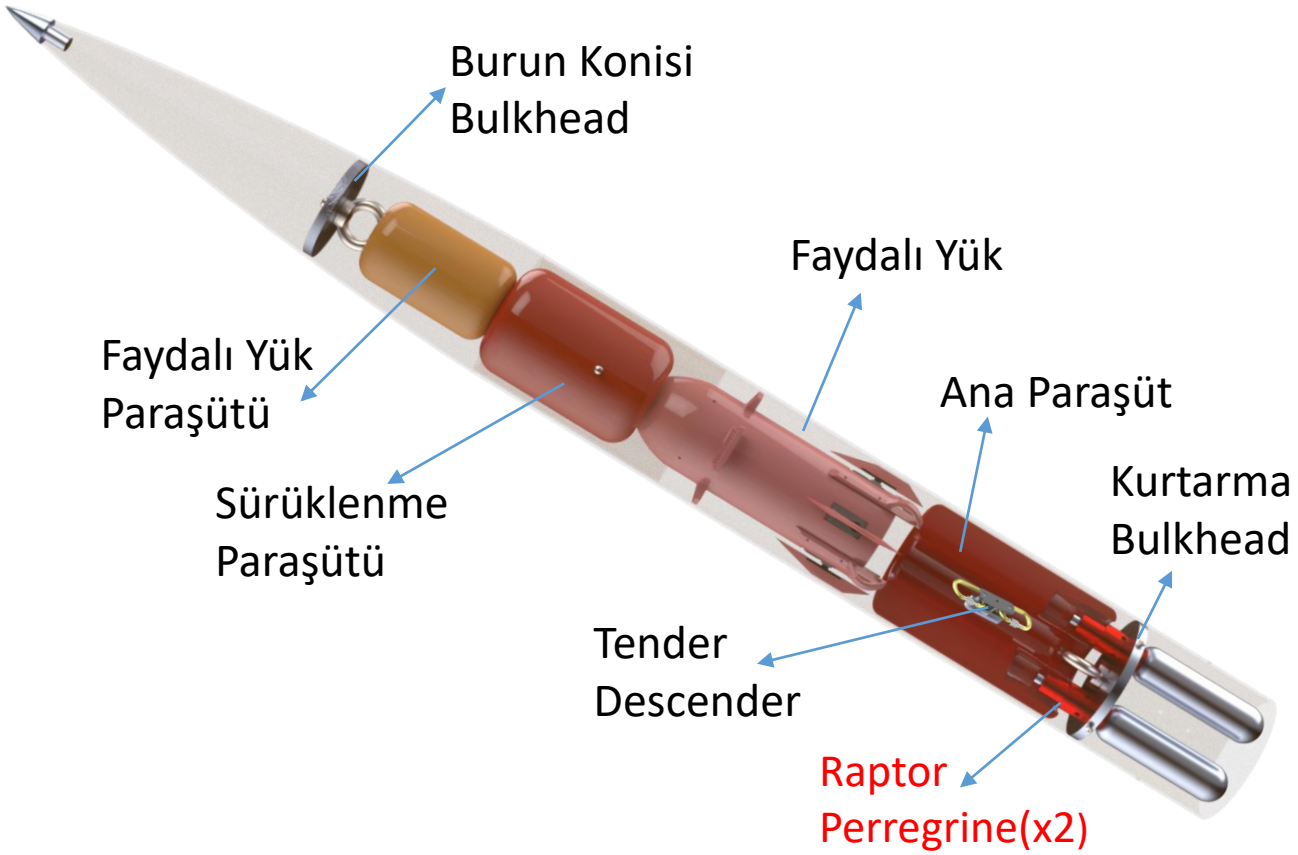
Birincil Paraşüt Açma Sistemi



İkincil Paraşüt Açma Sistemi



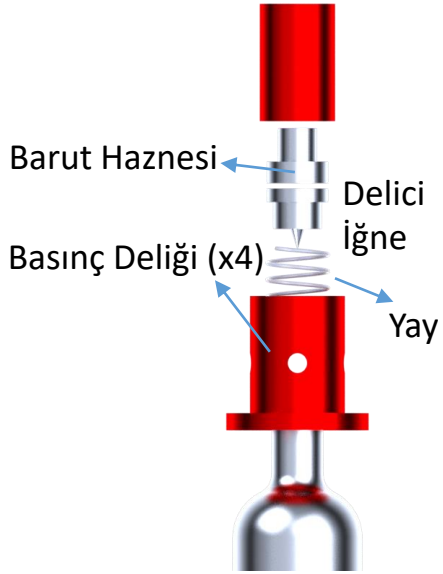
Paraşüt Bölümleri 3 Boyutlu Görünümü (CAD)

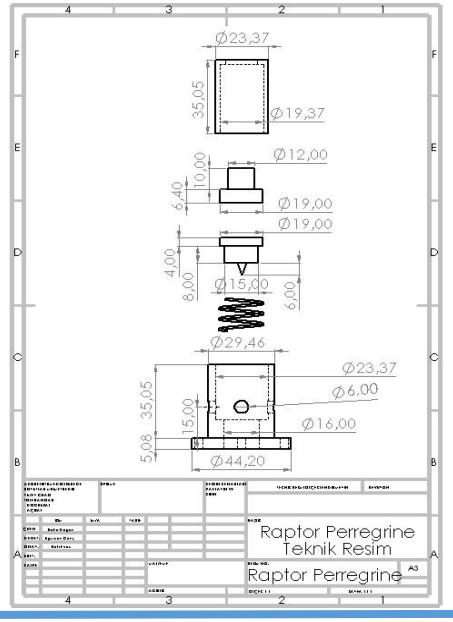


Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

RAPTOR PERREGRİNE

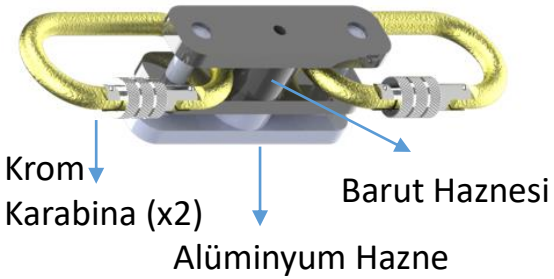
Kurtarma eyleyicisi olarak tercih edilen Raptor Perregrine, tasarım olarak; yay, basınç deliği(x4), delici iğne ve barut haznesi içermektedir. Delici iğnenin maddesi, 1040 çelik olup geri kalan yapısal parçalar için alüminyum 7075 T6 serisi metal kullanılmıştır. 7 mm Alüminyum çubuk profilin torna tezgahında işlenmesiyle üretilmiştir. Üretimden sonra eloksal işlem görmüştür.

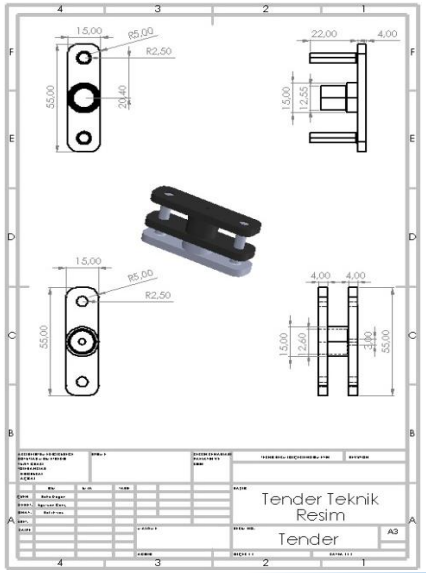




TENDER

Ana paraşüt açmasında tercih edilen Tender Descender, tasarım olarak; karabina(x2), kilit ve barut haznesi içermektedir. Barut haznesi, silindir şeklinde bir kestamitten oluşmaktadır. Kilit sistemi, çelikten üretilmiştir. M6 karabinalar kromdan yapılmış olup hazır temin edilmiştir. Parçanın gövde kısmında, 6063 Alüminyum kullanılıp torna-freze tezgahında işlenmiştir.

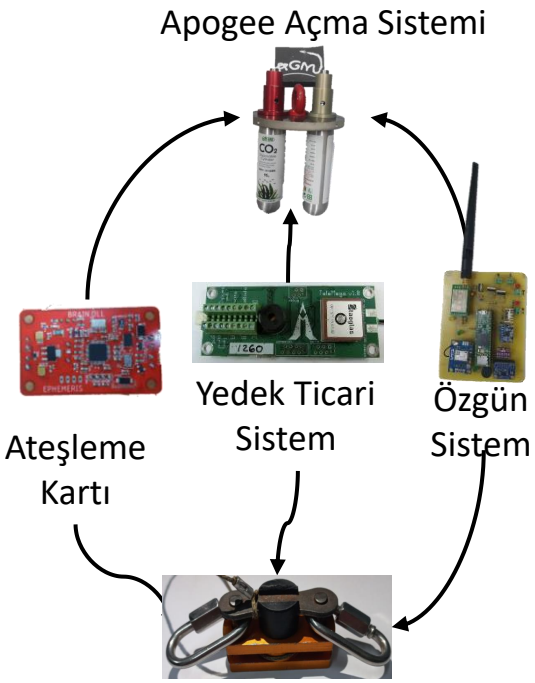




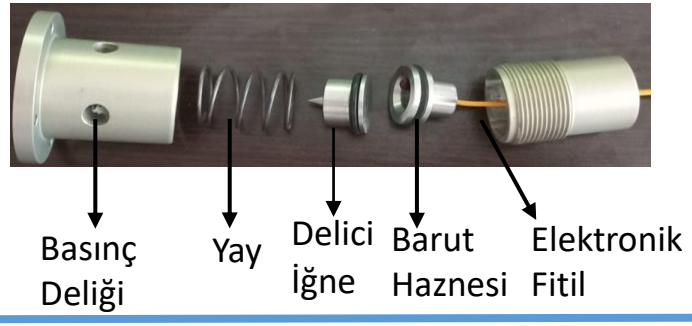
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

KURTARMA STRATEJİSİ ve AŞAMALARI

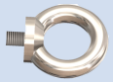
Aviyonik sistem, tepe noktasında kablolar ile ateşleme yapar. Kabloların bağlı olduğu Raptor sisteminde bulunan barut haznesinde patlama meydana gelir. Oluşan basınç ile iğne, sistemde yer alan CO_2 tüplerini patlatır. İğnenin tüplere saplanıp gaz çıkışına engel olmaması için iğne ile tüp arasında bir adet yay yer alır. Karbondioksit tüpünün patlaması sonucu oluşan iç basınçtan dolayı burun konisi üst gövdeden ayrılır. Burun konisinin ayrılmasıyla, sürüklenme paraşütü ve faydalı yük paraşütü gövde dışına çıkar ve açılır.
Faydalı yük, paraşütü ile roketten bağımsız iner. Karabinalardan oluşan tender descender sistemi, ana paraşütü kapalı halde roket içinde tutar. 500m irtifada aviyonik sistemden gelen sinyaller sonucu kilitlerin açılmasıyla ana paraşütü serbest bırakır.



- Ateşleme kartı, TeleMega ve Özgün sistem tepe noktasında kurtarma sisteminin aktivasyonunu sağlayacaktır. Yine aynı sistemler, 500'üncü metrede ana paraşütün açılma aktivasyonunu yapacaktır.



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

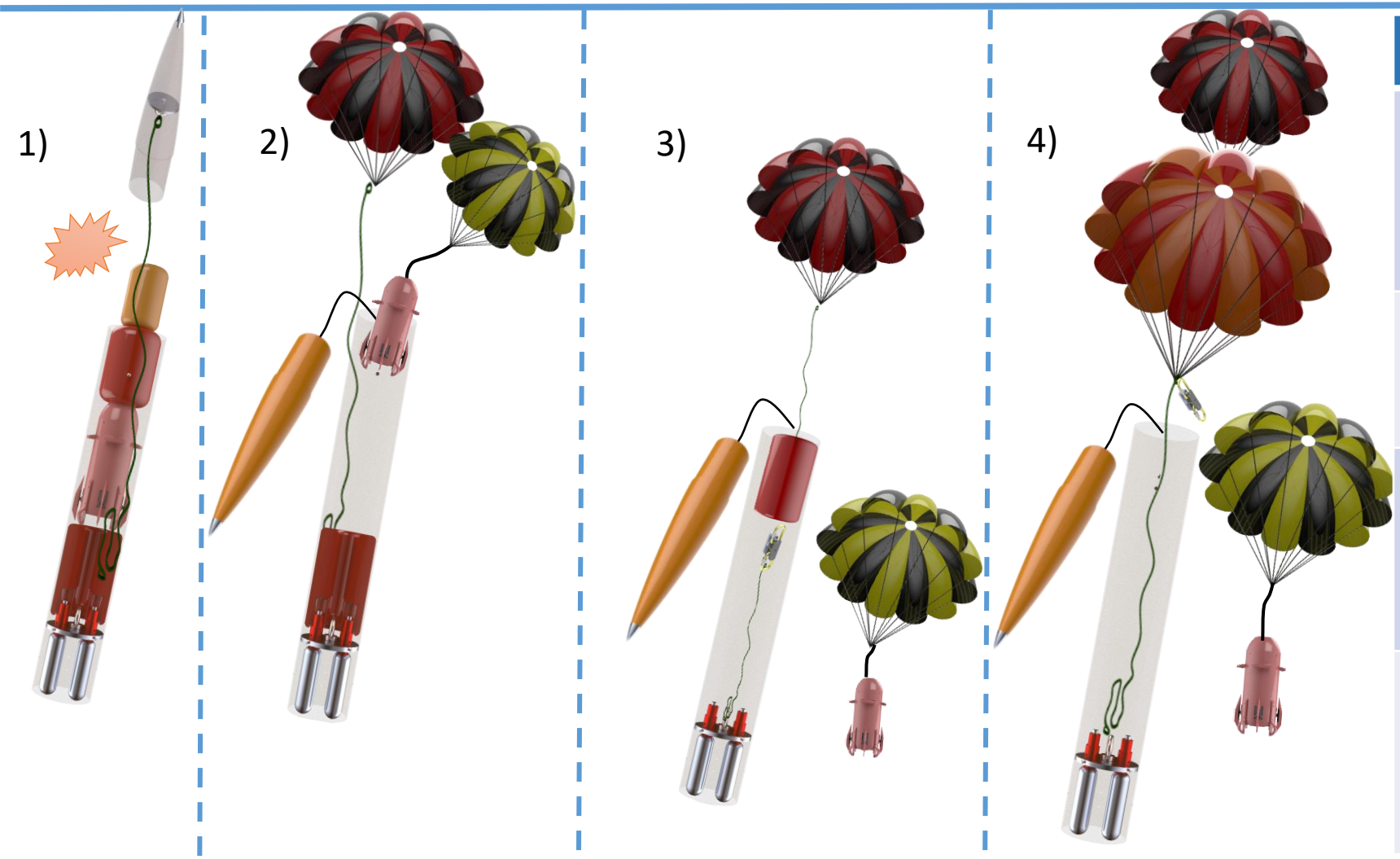
Görsel	Ekipman	Kullanım Amacı
	Kurtarma Bulkhead	Paraşütleri, rokete mapa aracılığıyla bağlar ve CO_2 tüpünü üzerinde bulundurduğu için CO_2 basıncının roketin istenilen bölgesinde kalmasını diğer bölgelere sızmamasını sağlar.
	CO_2 Tüpü	Roket hedeflenen irtifaya ulaştığında, roketin burun konisini üst gövdesinden ayırmak için gerekli olan CO_2 gazını depolar.
	Raptor Perregrine	Roket hedeflenen irtifaya ulaştığında, roketin aviyonik sistemden aldığı sinyal yardımı ile CO_2 tüplerini patlatır ve oluşan basıncı istenilen bölgeye aktarır.
	Şok Kordonu	Bağlantı elemanı olarak kullanılır. Paraşütlere açılma esnasında uygulanan şok kuvvetine karşı sisteme güvenlik sağlar.
	Mapa	Kurtarma sistemi için bağlantı elemanı olarak kullanılır. Dövülmüş çelikten yapılmıştır. Roket gövdesinin bileşenlerine, paraşütlerin ve şok kordlarının bağlanması için kullanılır.
	Fırdöndü	Birbirine geçen ve dönebilen iki parçadan oluşur. Paraşüt iplerinin, havada birbirine dolaşmasını önleyerek sisteme güvenlik sağlar.
	Karabina	Bağlantı elemanı olarak kullanılır. Paraşüt iplerini, fırdöndüye ve şok kordonunu mapalara bağlamak için kullanılır.

KURTARMA SİSTEMİ HACMİ

Raptor ve CO_2 tüpü toplamda 21 cm uzunluğunda ve 4 cm çapındadır.

Tender descender 4 cm genişliğinde ve 1.8cm boyundadır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi



KURTARMA AŞAMALARI
1) Roket tepe noktasındayken aviyonikten gelen sinyaller sonucu raptor sistemi CO_2 tüplerini patlatır ve oluşan basınç burun konisini fırlatır.
2) Ardından tepe noktasında sürüklenme paraşütü, görev yükü ve görev yükü paraşütü serbest kalır.
3)Roket ana paraşütü kapalı şekilde 500 m irtifaya kadar sürüklenme paraşütü ile iner. Görev yükü ise paraşütü ile bağımsız iniş yapar.
4) Roket 500'üncü metreye indiğinde aviyonik tekrardan sinyaller yollar ve tender descender sistemi roket ana paraşütünü serbest bırakır.

Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Rokette kullanılan kurtarma eyleyicisinde ana parametre soğuk gaz olup, sadece soğuk açılma sisteminin aktivasyonu için 1 gram kara barut kullanılacaktır. (1 gram hesaplamalara ilave olarak testlerden alınan verime göre karar verilmiştir.)

Ayrılma	Basınçlandırılacak hacim çapı (mm)	Basınçlandırılacak hacim (m^3)	Ulaşılmak istenen basınç (Bar)
1. Ayrılma	25 mm	0.000014726216 m^3	0.0039 Bar
2. Ayrılma	6.12 mm	0.000001485 m^3	0.149772Bar

1.Ayrılma-Basınçlandırılacak Hacim

$V = \pi r^2 . h = 14.72 cm^3$

V =Basınçlandırılacak Hacim

r =Yarıçap

h =Yükseklik

Basınçlandırılacak hacim, iğnenin hareket ettiği raptor iç haznesidir. (2.5cmx3cm)

1. Ayrılma-Gerekli Basınç Hesabı

$$Psi = \frac{Ibs}{inc^\wedge 2} = 0.057 Psi = 0.0039\ Bar$$

$Ibs = 0.04405$

$inc^2 = 0.760856$

Hareket ettirilecek delici iğnenin kütlesi(0.2 Kg) pound'a; basınçlandırılacak alan cm²den inc²ye çevrilmiştir.

2.Ayrılma-Basınçlandırılacak Hacim

$V = \pi r^2 . h = 1.485 cm^3$

Barut Haznesi

2. Ayrılma-Gerekli Basınç Hesabı

$$Psi = \frac{Ibs}{inc^\wedge 2} = 0.217226 Psi = 0.149772 Bar$$

$Ibs = 0.039683$

$inc^2 = 0.182681$

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.1

Paraşüt Cinsi	Düşüş Hızı (m/s)	Renk	Boyut		Paraşüt İpi Uzunluğu (mm)	Dilim Sayısı	Kubbe Deliği Çapı (mm)	Kütle (g)
			Kapalı Çap (mm)	Açık Çap (mm)				
Ana Paraşüt	6.9 m/s	Kırmızı-Turuncu	100 mm	2000 mm	3000 mm	14	200 mm	261 g
Faydalı Yük Paraşütü	7.5 m/s	Sarı-Siyah	90 mm	1810 mm	2700 mm	14	181 mm	200 g
Sürüklenme Paraşütü	21.9 m/s	Kırmızı-Siyah	50 mm	1200 mm	1800 mm	14	120 mm	106 g

Paraşüt renkleri olarak gökyüzünde kolay ayırt edilebilen kırmızı ,siyah, fosfor sarı ve turuncu renkleri tercih edilmiştir. Şartnamede bulunan 3.2.2.3. maddeye göre sürüklenme paraşütünün çapı, 21.9 m/s için 1200 mm olarak hesaplanmıştır. 3.2.2.2. maddesinde ise istenilen hız aralığına göre faydalı yükün çapı 7.5 m/s hız değeri için 1810 mm, ana paraşütün çapı 6.9 m/s için 2000 mm hesaplanmıştır. Annular paraşüt geometrisi diğer geometrilere göre yüksek Cd, düşük hücum açısı, düşük açılma kuvveti ve düşük açılma süresine sahip olduğundan dolayı tercih edilmiştir. Böylece paraşüt inişi daha stabil bir şekilde olacaktır.Paraşüt kumaşı olarak malzemenin gerilme dayanımı yüksek olduğundan dolayı yırtılmaz (ripstop) naylon tercih edilmiştir. Paraşüt ipi uzunlukları yaklaşık olarak kullanıldıkları paraşüt çapının 1.5 katı olacak şekilde hesaplanmıştır. Malzeme seçimi olarak yüksek mukavemetinden dolayı paracord ip tercih edilmiştir. Kubbe deliği çapı paraşüt çapının 1/10 katı olacak şekilde hesaplanmıştır. Kriterler ''Parachute Recovery Systems Design Manual'' kitabı baz alınarak tercih edilmiştir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.2

Paraşüt Çap Formülü

$$D = \sqrt{\frac{8mg}{\pi.\rho.v_t^2.C_d}}$$

Hız Formülü

$$V = \sqrt{\frac{2.W}{\pi r^2.C_d.\rho}}$$

m: Kütle(kg) ρ: Hava Yoğunluğu (kg/m^3) C_d:Sürüklenme Katsayısı
r: Paraşüt Yarıçapı (m) g = Yer çekimi ivmesi(m/s^2) R_A=Ana paraşüt çapı (m)
R_S= Sürüklenme paraşütü çapı (m)

Ana paraşüt hesabı yapılırken, hem ana paraşüt hem de sürüklenme paraşütünün açık olduğu göz önünde bulundurularak hesap yapılmıştır.

ÇAP HESABI

Sürüklenme Paraşütü için:

$$\sqrt{\frac{8x18.081kgx9.81m/s^2}{\pi x0.81kg/m^3x(21.9m/s)^2x0.8}} \cong 1.20m$$

Faydalı yük için:

$$\sqrt{\frac{8x4.8kgx9.81m/s^2}{\pi x0.81kg/m^3x(7.5m/s)^2x0.8}} \cong 1.81m$$

Ana Paraşüt için:

$$R_A{}^2 + R_S{}^2 = \frac{8mg}{\pi\rho V^2 C_d} \quad R_A = \sqrt{\frac{8mg}{\pi\rho V^2\, C_d}} - \sqrt{R_S{}^2}$$

$$\sqrt{\frac{8x17.381kgx9.81m/s^2}{\pi x1.08kg/m^3x(6.9\,m/s)^2x0.8}} - \sqrt{(1.20\mathrm{m})^2} \cong 2m$$

HIZ HESABI

Sürüklenme için:

$$\sqrt{\frac{2x18.081kgx9.81m/s^2}{\pi x(0.6m)^2x0.8x0.81kg/m^3}} \cong 21.9\,m/s$$

Faydalı Yük için:

$$\sqrt{\frac{2x4.8kgx9.81m/s^2}{\pi x(0.905m)^2x0.8x0.81kg/m^3}} \cong 7.5\ m/s$$

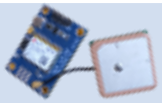
Ana Paraşüt için:

$$\sqrt{\frac{2x17.381kgx9.81m/s^2}{[\pi x(1m)^2+\pi x(0.6m)^2]x0.8\times1.08kg/m^3}} \cong 6.9\,m/s$$

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1.3

Paraşüt Üretim Yöntemi Çukurova Üniversitesi Tekstil Mühendisliği Labaratuvarında yırtılmaz (ripstop) naylona hava geçirgenliği testi yapılmıştır. Ayrıca kullanılan kumaşın ve paracod iplerin anlık şok dayanımlarının uygun olup olmadığı test edilerek seçilen sistem için istenilen değerleri karşıladıkları gözlemlenmiştir. Bunun sonucunda annular paraşüt geometrisine göre 14 adet dilim mukavva kartona çizilerek kalıp çıkartılmıştır. Yırtılmaz (ripstop) naylondan, kesilen kalıplar kullanılarak dilimler kesilmiştir. Punteriz dikiş makinesinde Fransız dikim yöntemiyle, kesilen dilimler birleştirilerek paraşütler dikilmiştir.

Kurtarılacak Unsurlar ve Sensörleri

Cihazlar	Görsel	İşlevi	Kurtarılan Unsur
GPS NEO7-M		Uydu sinyallerinin kendisini tetiklemesiyle bulunduğu konumun enlem boylam verilerini yer istasyonuna gönderen cihazdır.	Roket ve F. Yük
İrtifa Sensörü BMP-280		Roketin yüksekliğini, anlık basınç değerini kullanarak hesaplayan sensördür. Aynı zamanda nem ve ısı ölçümü de yapmaktadır.	Roket ve F. Yük
Telemetri E32-900T30D		GPS'ten alınan konum, adxl'den alınan ivme ve barometreden alınan irtifa verilerinin iletiminde yeri istasyonu ile veri akışını sağlayan modüldür.	Roket ve F. Yük
Mikrokontrolcü TEENSY 3.5		Kullanıldığı sistemlerin beyni görevini gören, bağlı olduğu sensörlerden verileri alıp bu verilerden çeşitli komutlar oluşturan cihazdır.	Roket ve F. Yük
İvme Ölçer ADXL-345		Roketin 3 farklı eksende ivme değerlerini ölçen cihazdır.	Roket
Gyro MPU-6050		Roketin 3 boyutlu uzaydaki eksen verilerini hesaplayan modüldür.	Roket ve F. Yük

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

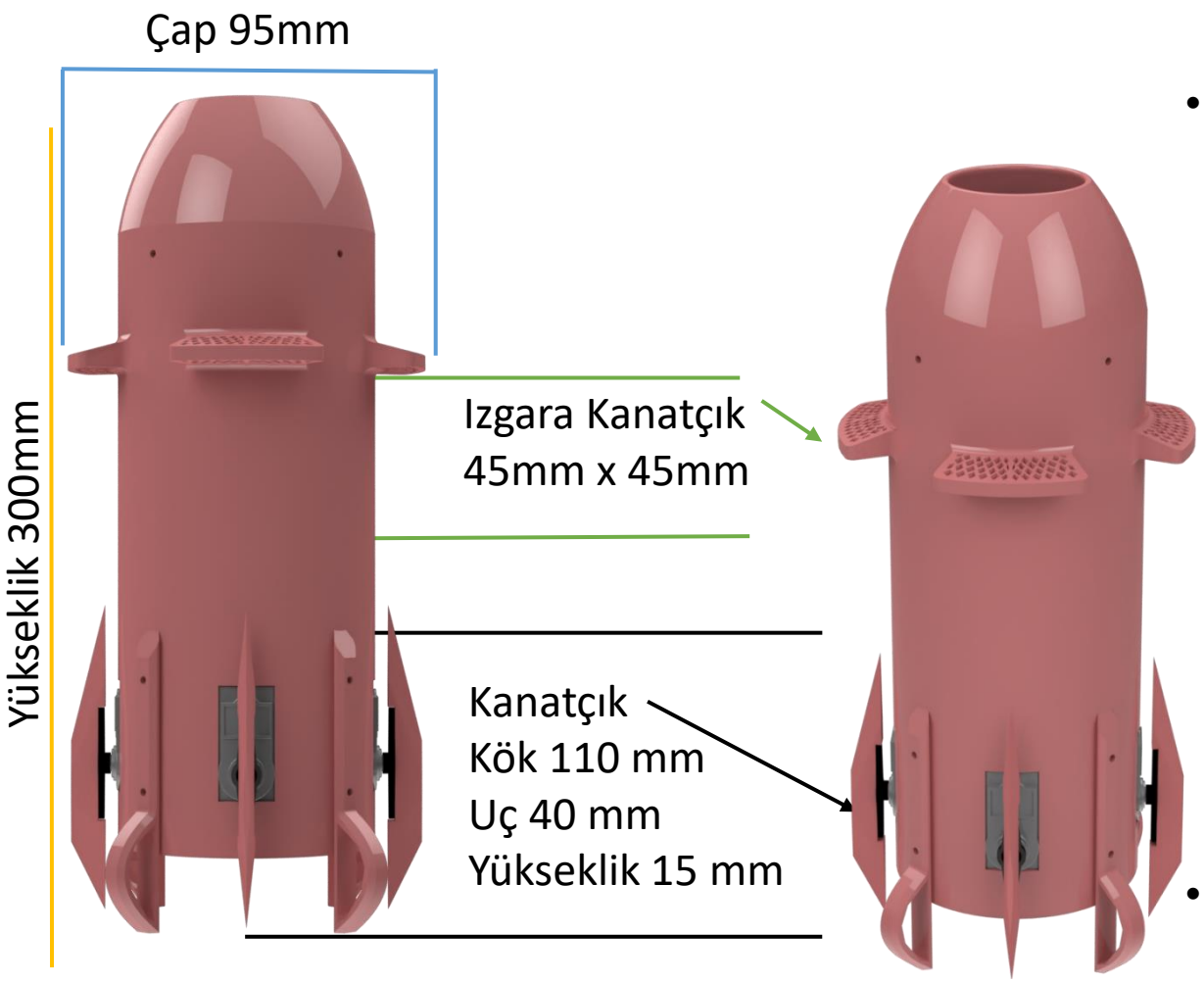
Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı (Cd)	Düşüş Hızı (m/s)
Birincil Paraşüt	1.131 m^2	18.081 kg	0.80	21.9 m/s
İkincil Paraşüt	3.141 m^2	17.381 kg	0.80	6.9 m/s
Görev Yükü Paraşütü	2.573 m^2	4.8 kg	0.80	7.5 m/s

Ana paraşüt için verilen düşüş hızı sürüklenme ve ana paraşütün birlikte kullanıldığı göz önünde bulundurularak hesaplanmıştır. Hesaplama detayları ''Kurtarma Sistemi-Paraşütler'' yansısında verilmiştir.

$$R_A{}^2 + R_S{}^2 = \frac{8mg}{\pi\rho V^2 C_d} \quad R_A = \sqrt{\frac{8mg}{\pi\rho V^2\, C_d}} - \sqrt{R_S{}^2}$$

R_A=Ana paraşüt çapı (m) R_S= Sürüklenme paraşütü çapı (m)

Görev Yükü



Bilimsel Görev ve Tasarımı

- Faydalı yük, tasarım olarak bir rokettir. Üzerindeki radyal kanatlar ve oynar flaplar, Teensy 3.5 ile kontrol edilmektedir. Kanatlar gyro sensörü ile faydalı yükün inişini oldukça stabil hale getirecektir. Dikey iniş gerçekleştirecek faydalı yükte, gyro ve flap kontrolü ile sürüklenme azaltılıp faydalı yükün inişe yakın bölümünde ayakların açılması ile dikey iniş Ar-Ge'si yapılacaktır. Kanatların yaptığı hareket sayısına bağlı menzil azalması; Simulink sürüklenmesi, OpenRocket sürüklenmesi ve sürüklenme hesabı ile karşılaştırılacaktır. Ek olarak servo kontrolcüler ve gyrodan gelen veriler sayesinde yer istasyonunda faydalı yükün konumu ve kanat hareketleri anlık takip edilecektir. Böylece dikey iniş ve anlık görüntü aktarımı faydalı yükte yapılacaktır. Aynı zamanda Bme-280 sensörü ile basınç-sıcaklık-nem ölçümü yapacaktır.
- Veriler 5 Hz frekansla yer istasyonuna iletilecektir.

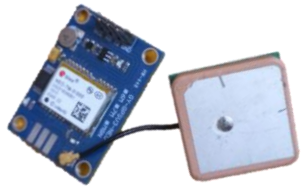
Görev Yükü

Ayrılma ve Kurtarma

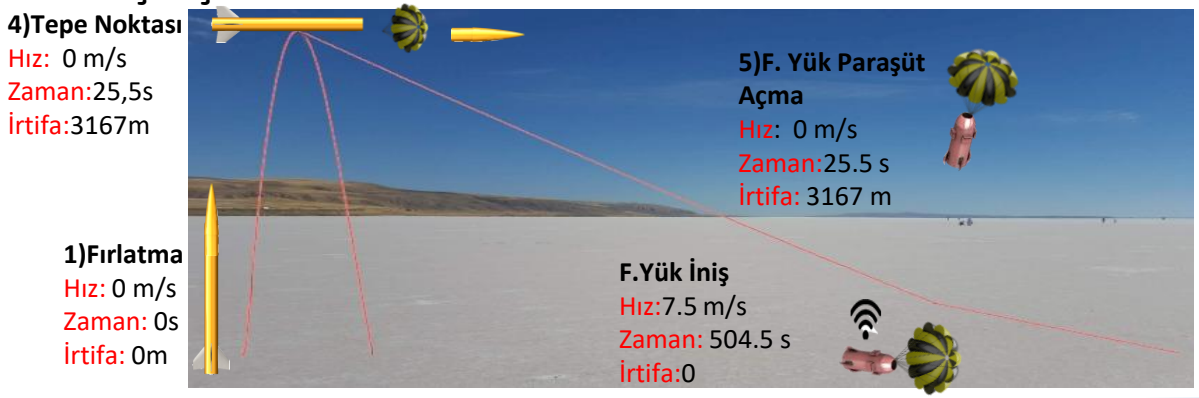
- Ayrılma: Aviyonik sistemden gelen sinyallerin 95 gr'lık CO_2 tüplerinin yerleştirildiği Raptor Perregrine sisteminde bulunan iğneyi tetiklemesi ve iğnenin tüpleri delmesiyle, meydana getirdiği basınç sayesinde 4300 gram kütleli faydalı yükü roketten ayıracaktır.
- Bu işlem roketin tepe noktasına ulaştığı zaman diliminde gerçekleşecektir. (25,5 'inci saniye)
- Faydalı yük, 1 adet paraşüte sahiptir.
- Faydalı yük paraşütü, roketten çıkış anında açılacaktır.
- Yere, paraşütü ile tamamen roketten bağımsız bir şekilde iniş yapacaktır.

YER TESPİTİ

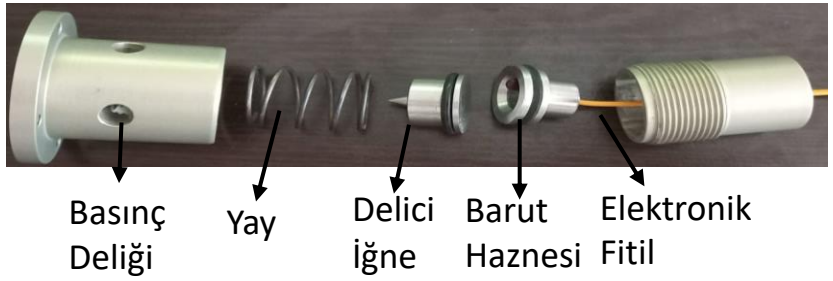
Faydalı yük aviyoniği üzerinde bulunan Neo7M GPS, uydu hareketleri aracılığıyla ulaştığı enlem ve boylam verilerini görev yükü aviyoniğinde kullanılan telemetri modülü vasıtasıyla yer istasyonuna iletecektir. Yer istasyonuna iletilen konum verileri sayesinde faydalı yük yer tespiti yapılarak arama çalışması başlatılacaktır.



Faydalı yükte bulunan Teensy 3.5 geliştirme kartı ile uyumlu çalışan Neo7M: 56 kanal,10Hz frekans ve UART haberleşme protokolüne sahip olup; 2.5 m CEP hassasiyetlidir. Ayrıca 50000 m irtifa ve 500m/s hız ile çalışabilmektedir.



Kurtarma Sistemi Prototip Testi



Kurtarma Sistemi Montaj Aşamaları

1) Elektronik fitil ve 1 gr kara barut, barut haznesine montajlanır.

2) Barut haznesi raptor üst gövdesine yerleştirilir.

3) Delici iğne, barut haznesinin hemen önüne yerleştirilir.

4) Ardından yay raptor üst gövdesine konumlandırılır.

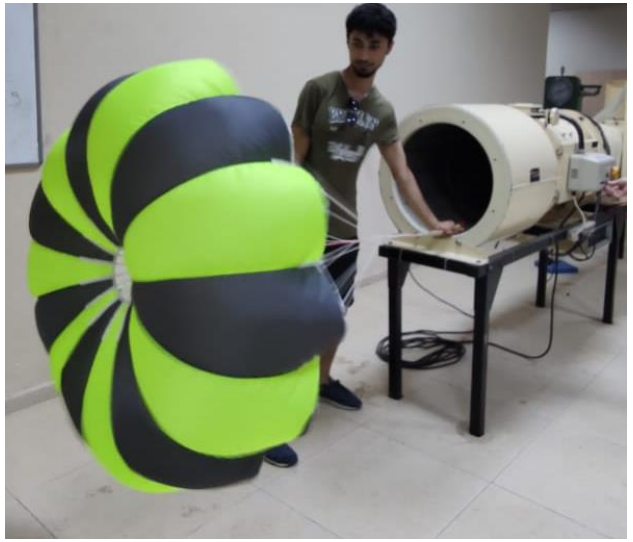
5) Raptor üst ve alt gövdesi birleştirlir.

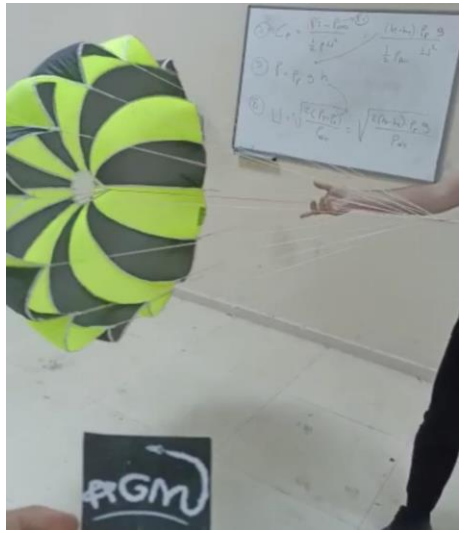
6) Raptor kurtarma bulkhead üzerine vidalanır.

7) CO_2 tüpü raptora takılır.

8) Montajı tamamlanan kurtarma sistemi gövdeye montajlanır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi



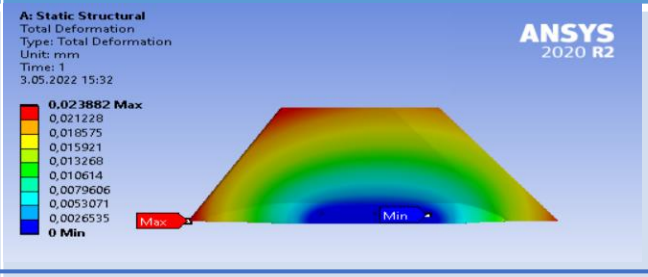
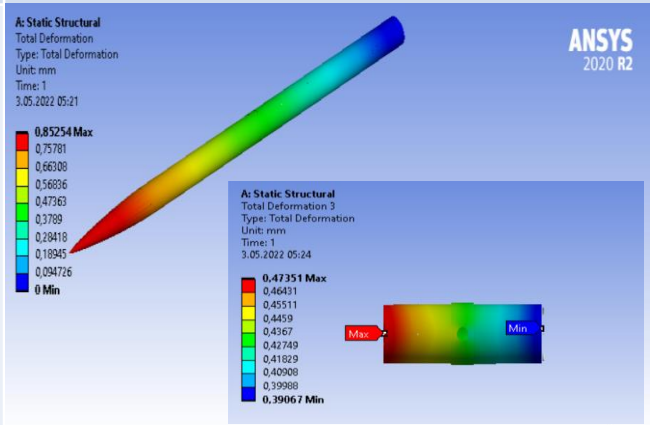
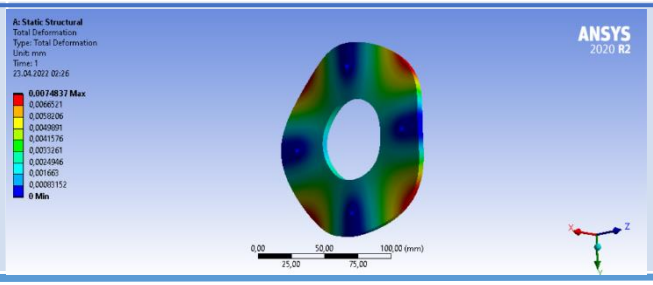


TESTLER	YAPILDIĞI YER	TEST YÖNTEMİ	DÜZENEK DETAY	ELDE EDİLEN VERİLER	YORUM
Paraşüt Açma Fonksiyonelllik Testi	Mühendislik Laboratuvarı	Paraşütler rüzgar tünelinde denendi ve temsili faydalı yükle(4300g) yüksek bir noktadan atıldı.	Paraşütlerin hesaplanmış iniş hızlarına ayarlanan rüzgar tünelinde, paraşütlerin gerilme kuvvetleri ölçüldü. Ardından planlandığı gibi yüksekten faydalı yükle atıldı.	Paraşütler stabil şekilde inmiş ve açılma fonksiyonlarında sıkıntıya rastlanmamıştır.	Testler başarıyla sonuçlanmış, paraşütler görevini yerine getirmiştir.

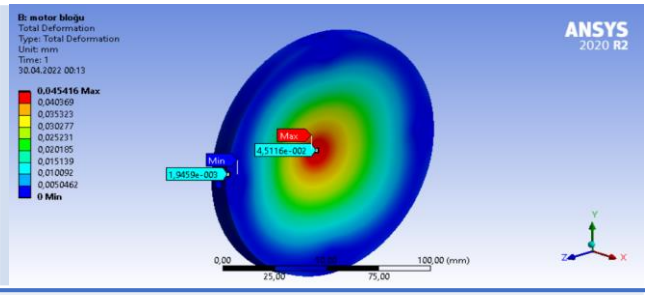
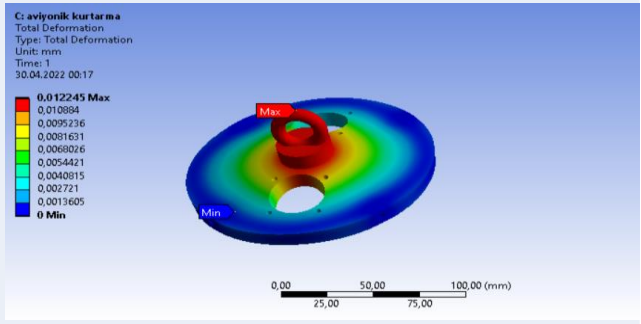
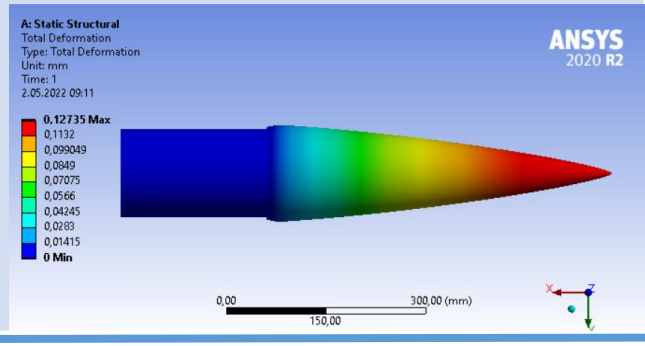
Kurtarma Sistemi Prototip Testi

TESTLER	YAPILDIĞI YER	TEST YÖNTEMİ	DÜZENEK DETAY	ELDE EDİLEN VERİLER	YORUM
Kurtarma Sistemi Prototip Testi	Mühendislik Laboratuvarı	Kurtarma Sistemi aşama aşama montajlanıp gövde içerisine paraşüt ve görev yükü montajlanması sonrası kurtarma eyleyicisi test edildi.	Kurtarma sistemi ve iç yapısal montajı tamamlanmış roket gövdesinde ayrılma gerçekleştirildi.	Kullanılan soğuk açma sistemi görev yükünü ve paraşütleri gövde dışına çıkartmıştır.	Testler başarıyla sonuçlanmış, açma sistemi görevini yerine getirmiştir. Kullanılan sistem basıncı yeterlidir.

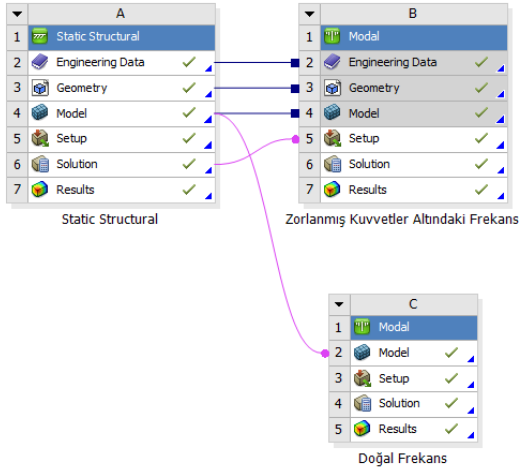
Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri

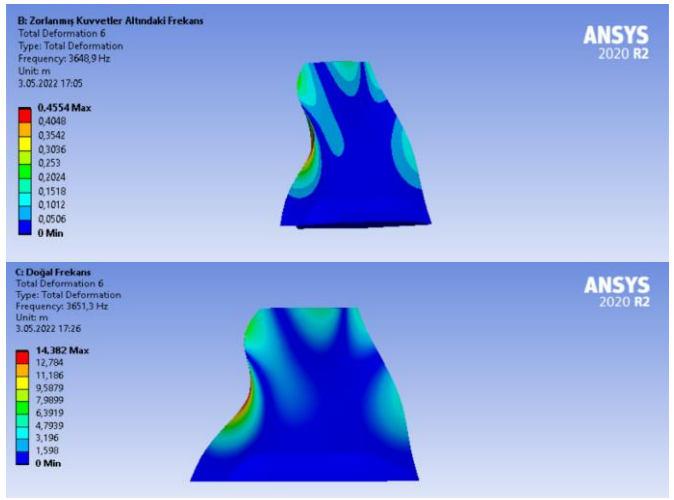
Analiz Açıklaması	Analiz Görseli
Yapılan HAD analizleri doğrultusunda, 81246.879 Pa'lık basınç, kanat yüzeyine etki edicek şekilde uygulanmıştır. Yapılmış olan analiz ANSYS WORKBENCH üzerinden, static structural modülü kullanılarak çözülmüştür. Element sayımız yaklaşık olarak 843 bin, min. element quality:0.192, min. orthogonal quality: 0.182, max. skewness 0.883'dir. Kanatların maruz kaldığı maksimum deformasyon 0.023882mm'dir. Sistemin güvenlik katsayısı 10'dur ve sistemde kalıcı bir deformasyon gözlemlenmemiştir.	
Bu analizde, hem bütün roketin hem de entegrasyon gövdesinin uçuş esnasında maruz kaldığı kuvvetlere karşı mukavemet analizi yapılmak istenmiştir. Yapılan HAD analizleri doğrultusunda roket yüzeyine binen aerodinamik kuvvetler, roketin maruz kaldığı maksimum ivme, maksimum motor itkisi ve yerçekimi ivmesi uygun roket yapısallarına uygulanmıştır. Yapılan analiz Ansys Workbench üzerinden static structural modülü kullanılarak çözülmüştür. Element sayısı yaklaşık olarak 900 bin, min. element quality: 0.18119, min. orthogonal quality: 0.10125, max. skewness: 0.92859'dur. Bütün roketin maksimum deformasyonu 0.84911mm, entegrasyon gövdesinin maksimum deformasyonu 0.47064 mm'dir. Sistemin güvenlik katsayısı 2 ile 15 değer aralığında olup, sistemde kalıcı deformasyon gözlemlenmemektedir.	
Yapılan statik hesaplamalar doğrultusunda motor tutucunun yüzeyine 850N'luk kuvvet uygulanmıştır. Yapılmış olan analiz Ansys Workbench üzerinden static structural modülü kullanılarak çözülmüştür. Yaklaşık olarak element sayısı 12 bin, min. element quality:0.42375, min. orthogonal quality: 0.34573, max. skewness=0.68156'dır. Uygulanan kuvvet doğrultusunda elde edilen güvenlik katsayısı 10 dur ve sistemde kalıcı bir deformasyonun olmadığı gözlemlenmiştir.	

Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri

Analiz Açıklaması	Analiz Görseli
2500N'luk kuvvet motor bloğunun merkez noktasından uygulanmıştır. Yapılan analiz Ansys Workbench üzerinden static structural modülü kullanılarak çözülmüştür. Element sayısı yaklaşık olarak 375 bin, min element quality: 0,24432, min. orthogonal quality: 0,15231, max skewness: 0,90123'tir. Motor bloğuna uygulanan kuvvet, sistemde 0,045416mm'lik deformasyona neden olmuştur. Sistemde güvenlik katsayısı 2.5 ile 15 değer aralığında olup, sistemde kalıcı bir deformasyon gözlemlenmemektedir.	
Kurtarma ekibi tarafından hesaplanmış olan 820 N'luk şok kuvveti kurtarma bulkheadinin mapasına uygulanmıştır. Yapılan analiz Ansys Workbench üzerinden static structural modülü kullanılarak çözülmüştür. Element sayısı yaklaşık olarak 641 bin, min element quality: 0,28867, min. orthogonal quality: 0,11215, max skewness: 0,89485'tir. Sisteme uygulanan şok kuvveti doğrultusunda 0,012245 mm'lik maximum deformasyon gözlenmiştir. Sistemde güvenlik katsayısı 2.5 ile 15 değer aralığında olup, kalıcı bir deformasyon gözlemlenmemektedir.	
Yapılan HAD analizleri doğrultusunda, 81896.969 Pa'lık basınç burun konisi yüzeyine uygulanmıştır. Yapılmış olan analiz Ansys Workbench üzerinden static structural modülü kullanılarak çözülmüştür. Element sayımız yaklaşık olarak 750 bin, min. element quality:0,296, min. orthogonal quality: 0,135, max skewness:0,894'dür. Sistemin maruz kaldığı maximum deformasyon 0,12735mm 'dir. Uygulanan kuvvet doğrultusunda elde edilen güvenlik katsayısı 2.5 ile 15 değer aralığında olup, kalıcı bir deformasyonun olmadığı gözlemlenmiştir.	

Yapısal/Mekanik Mukavemet Analizleri





Mode	Frequency [Hz]
1,	472,51
2,	948,42
3,	1856,2
4,	2674,8
5,	2770,
6,	3648,9

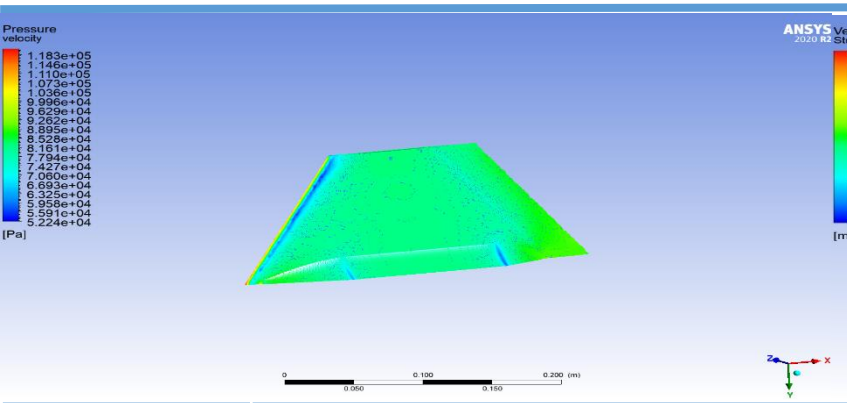
Zorlanmış Kuvvetler Altındaki Frekans Değerleri

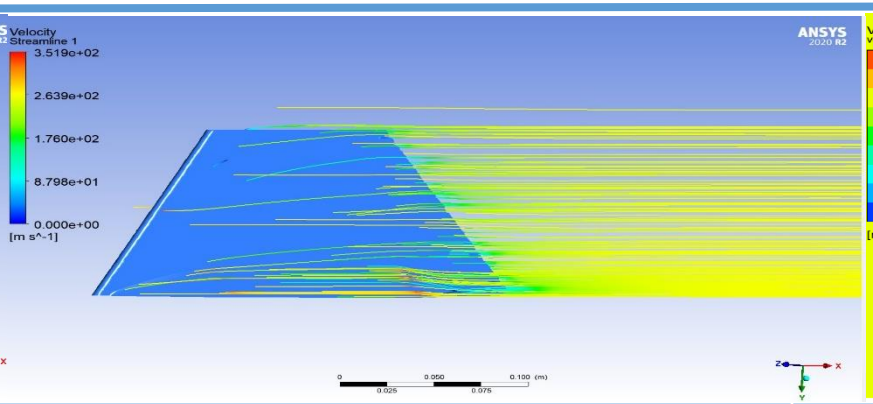
	Mode	Frequency [Hz]
1	1,	472,64
2	2,	949,59
3	3,	1857,6
4	4,	2675,8
5	5,	2770,4
6	6,	3651,3

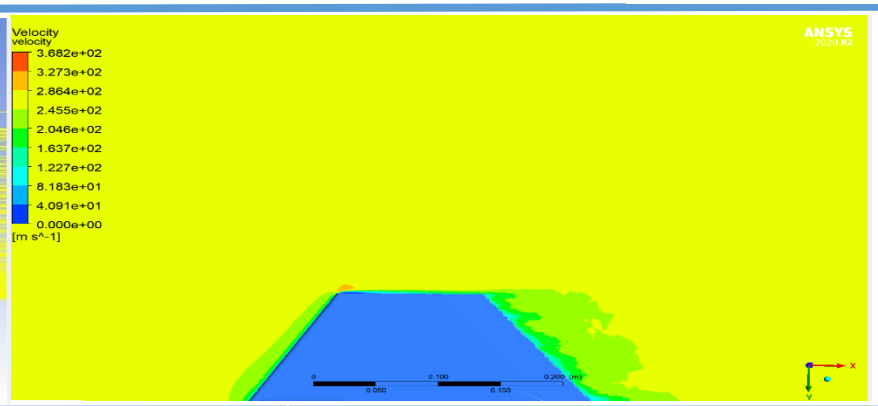
Doğal Frekans Değerleri

Analizin Amacı	Analiz Açıklaması	Analizin Yorumlanması
Aerodinamik kuvvetler altında salınım hareketi yapan kanadın, rezonans durumunu incelemek amacıyla yapılan özel analiz türüdür.	Yapılan analiz ANSYS WORKBANCH programı üzerinden, modal analiz modülü kullanılarak yapılmıştır. Ön stress tanımlak için, yapılan HAD analizleri doğrultusunda sistemin maruz kaldığı kuvvet static structural modülü kullanılarak modal analize bağlanır ve sistemin zorlanmış kuvvetler altındaki frekans değerleri hesaplanır. Daha sonra sistemin doğal frekansları bulunur ve karşılaştırılır. Yapılan analizde element sayısı yaklaşık olarak 843 bin, min element quality:0,192, min orthogonal quality: 0,182, max skewness 0,883'dir.	Kanadın, zorlanmış kuvvetler altında ve doğar frekans değerlerinde hiçbir çakışma olmadığı saptanmıştır ve buna bağlı olarak sistemde rezonans tehlikesi bulunmamaktadır.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

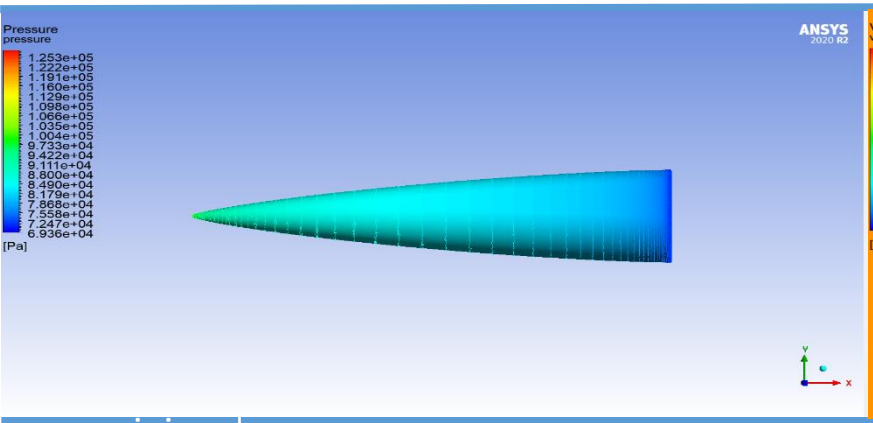


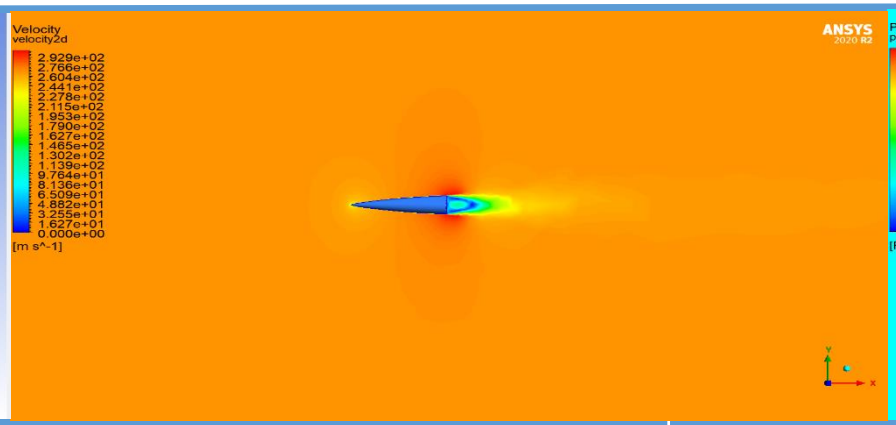


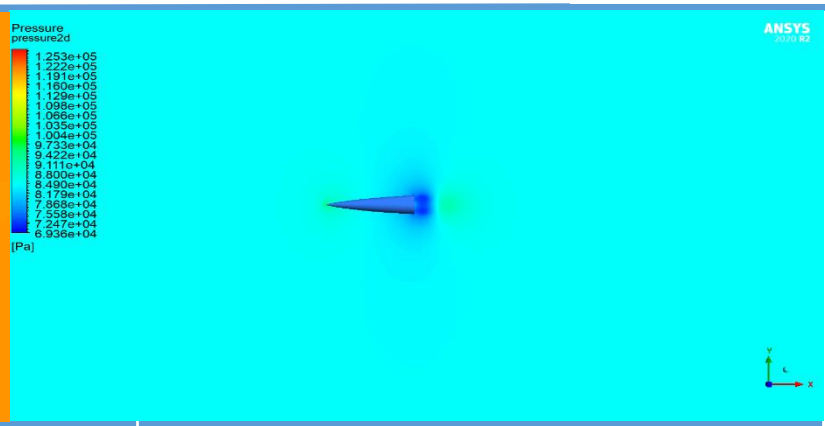


ANALİZİN YAPILDIĞI PROGRAM	KULLANILAN ANALİZ YÖNTEMİ	ANALİZDEN ELDE EDİLEN VERİLER	VERİLERİN YORUMLANMASI
ANSYS FLUID FLOW (FLUENT)	Analiz koşturulurken $Y^{+}30$ alınmış olup, sınır tabakanın ilk katmanı 0.046mm olarak hesaplanmıştır. Analizin setup kısmında metod olarak SST-Kω kullanılmıştır. Yapılan simülasyonlarda roketimizin max. hızına(0.8 Mach) 720 m irtifada ulaştığı gözlenmiştir, buna takiben hava yoğunluğu 1.142546 kg/m³, viskozite değeri ise 0.0000179306 (Pa.s) olarak saptanmıştır. Koşturulan analizde min. orthogonal quality=0.152, max. skewness=0.816 belirlenmiştir. Toplam 5.4 milyon mesh atılmıştır. Analiz 1500 iterasyonda çözülmüştür. Residual değerleri 10^{-6} seviyesine düşürülmüştür.	C_d: 0.18661191 C_l: 0.051732432 C_m:0.013686005 Max Pressure: 81246.879 Pa Massflow Rate: 0.000011286 kg/s	Aerodinamik ekibin koşturduğu HAD analizleri doğrultusunda, kanadımızda asimetrik lift ve moment gözlemlenmemiş olup, uçuş rejimimizde beklendiği üzere herhangi bir şok dalgası görülmemiştir.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri

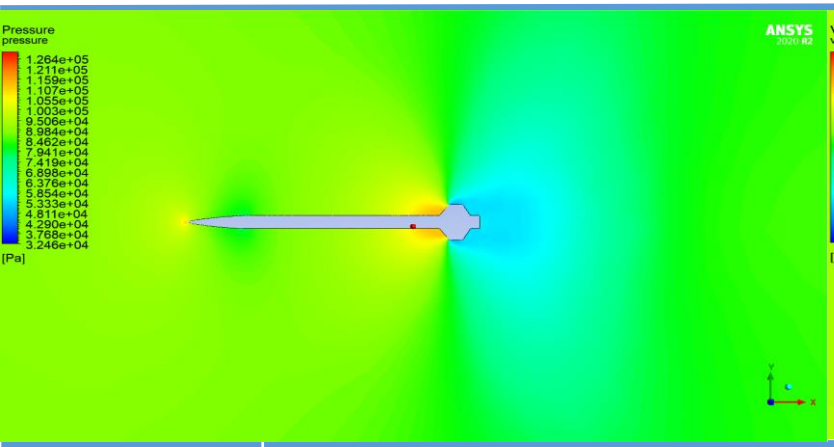


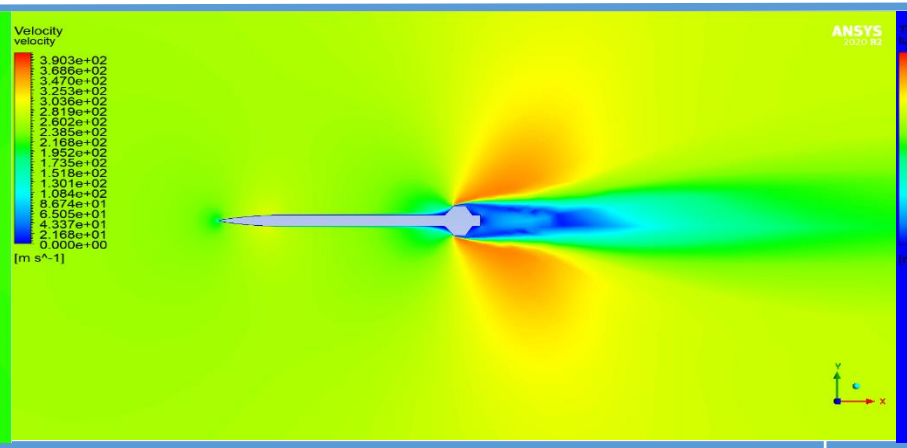


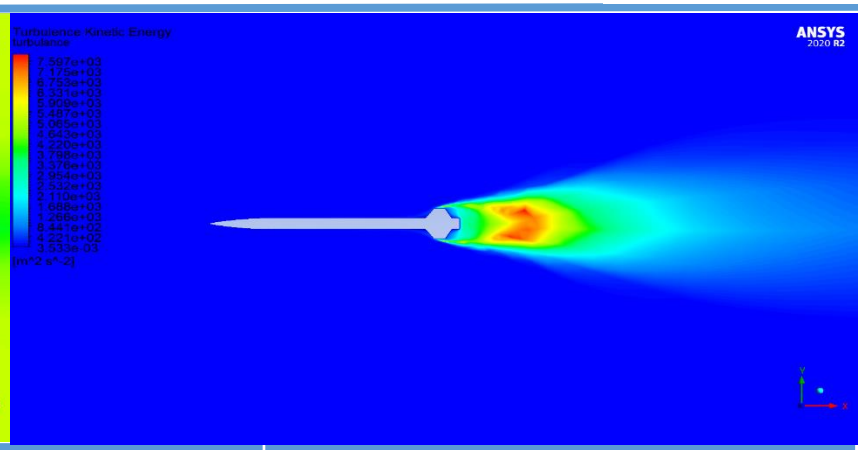


ANALİZİN YAPILDIĞI PROGRAM	KULLANILAN ANALİZ YÖNTEMİ	ANALİZDEN ELDE EDİLEN VERİLER	VERİLERİN YORUMLANMASI
ANSYS FLUID FLOW (FLUENT)	Analiz koşturulurken $Y^{+}30$ alınmış olup, sınır tabakanın ilk katmanı 0.048mm olarak hesaplanmıştır. Analizin setup kısmında metod olarak SST-Kω kullanılmıştır. Yapılan simülasyonlarda roketimizin max. hızına(0.8 Mach) 720 m irtifada ulaştığı gözlenmiştir, buna takiben hava yoğunluğu 1.142546 kg/m³, viskozite değeri ise 0.0000179306 (Pa.s) olarak saptanmıştır. Koşturulan analizde min. orthogonal quality=0.232, max. skewness=0.886 belirlenmiştir. Toplam 7.2 milyon mesh atılmıştır. Analiz 1000 iterasyonda çözülmüştür. Residual değerleri 10^{-6} seviyesine düşürülmüştür.	C_d:0.254724 C_l:0.000019609 C_m:0.000012891 Max Pressure: 81896.969 Pa Massflow Rate: 0.00007414 kg/s	Yetkili aerodinamik ekibin yaptığı HAD analizleri sonucunda, burun konisine binen aerodinamik yüklerin ve basınç kontürlerinin burun konisi yüzeyinde stabil dağıldığı aynı zamanda hesaplanan irtifaya uygun C_d verdiği gözlemlenmiştir.

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Analizleri







ANALİZİN YAPILDIĞI PROGRAM	KULLANILAN ANALİZ YÖNTEMİ	ANALİZDEN ELDE EDİLEN VERİLER	VERİLERİN YORUMLANMASI
ANSYS FLUID FLOW (FLUENT)	Analiz koşturulurken $Y^{+}30$ alınmış olup, sınır tabakanın ilk katmanı 0.06mm olarak hesaplanmıştır. Analizin setup kısmında metod olarak SST-Kω kullanılmıştır. Yapılan simülasyonlarda roketimizin max. hızına(0.8 Mach) 720 m irtifada ulaştığı gözlenmiştir, buna takiben hava yoğunluğu 1.142546 kg/m³ , viskozite değeri ise 0.0000178860 (Pa.s) olarak saptanmıştır. Koşturulan analizde min. orthogonal quality=0.452, max. skewness=0.686 belirlenmiştir. Toplam 1.2 milyon mesh atılmıştır. Analiz 1500 iterasyonda çözülmüştür. Residual değerleri 10^{-6} seviyesine düşürülmüştür.	C_d:0.396589 C_l:0.0003265 C_m:0.00005984 Max Pressure: 93568.491 Pa Massflow rate: 0.0000921 kg/s	Yapılan HAD analizleri doğrultusunda, basınç ve hız kontürlerinin roket etrafında stabil dağıldığı ve herhangi bir negatif etki yaratmadığı gözlemlenmiştir.

Aviyonik – Özet

Uçuş Bilgisayarları	
Sistemler	**Sistem Tanımı**
1.Sistem	Özgün Uçuş Bilgisayarı
2.Sistem	Yedek Ticari Uçuş Bilgisayarı
3.Sistem	Özgün Ateşleme Kartı

1) Özgün Uçuş Bilgisayarı

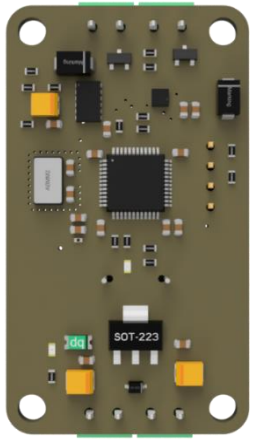
Özgün uçuş bilgisayarımız modüllerden oluşan bir tasarımdır. Mikrodenetleyici kart olarak TEENSY 3.5 geliştirme kartı kullanılmıştır. Üzerinde basınç, ivme ve ivme/gyro olmak üzere 3 tane sensör vardır. Telemetri olarak LoRa E32 900T30D kullanılmıştır. Konum belirlemesi için GPS'ye sahiptir. Gücünü Li-ON pillerden alır.

2) Yedek Ticari Uçuş Bilgisayarı

6582 ürün kodlu TeleMega V5.0 kullanılmaktadır. Üzerinde bulunan barometrik sensör ve ivme sensörü yardımıyla, ayarlanabilen iki farklı irtifada da ateşleme yapabilen ticari sistemdir. Ayrıca sahip olduğu Gps ve RF modülleri sayesinde konum tespiti ve veri iletimi yapabilmektedir.

3) Özgün Ateşleme Kartı

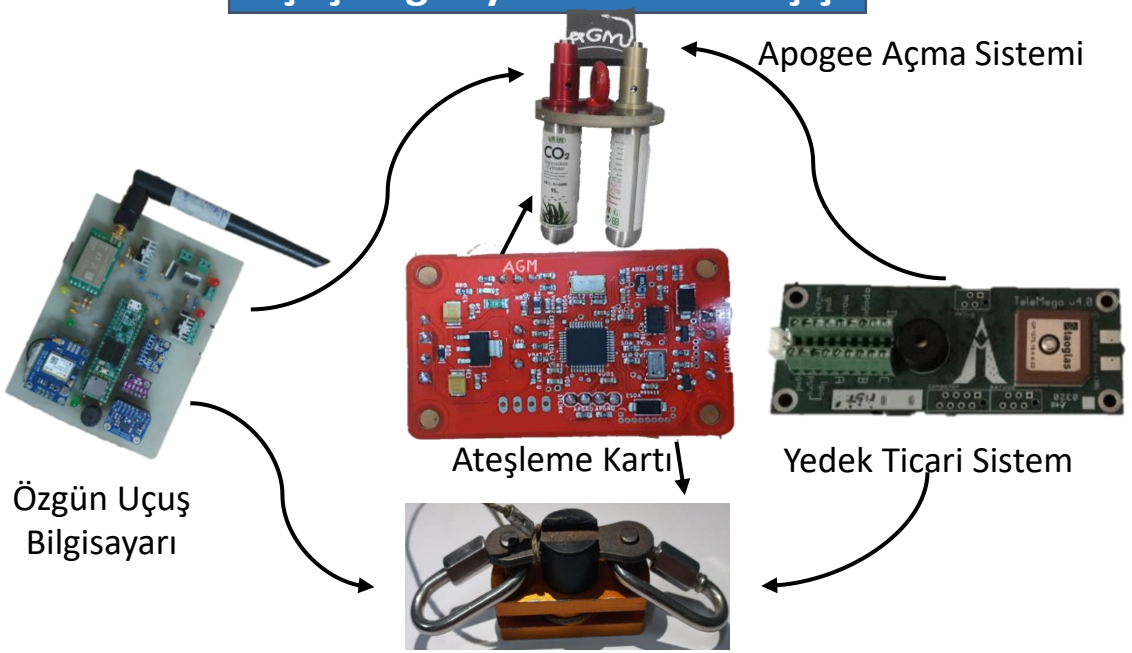
Ateşleme kartımız yer tasarrufu için gömülü olarak tasarlanmıştır. Yedek ticari uçuş bilgisayarında olmayan özellikler de eklenmiştir. Üzerinde basınç ve ivme sensörleri bulunmaktadır. Algoritması ile istenen 2 farklı irtifada ateşleme yapabilmektedir. Dahili hata tespit sistemi, bağlantı kontrol ledleri, ve STM mikrokontrolcü ile çalışır



Aviyonik – Özet

Uçuş Bilgisayarları Arasındaki Benzerlikler	Uçuş Bilgisayarları Arasındaki Farklılıklar
Üç sistem de basınç verilerinden irtifa hesabı yaparak ateşleme yapabilir.	Özgün sistem ve TeleMega ivme hesabıyla ateşleme yapabilirken, ateşleme kartı yapamamaktadır.
Üç sistemde de I2C,SPI, UART haberleşme protokolleri bulunur.	TeleMega V5.0'da uçuş ayarları için yazılmış hazır bir uygulama mevcuttur. Ana ve Ateşleme Kartında kendi yazılımımız kullanılmaktadır.
Tüm sistemler kalman filtreleme yöntemini kullanmaktadır.	Özgün sistem ve TeleMega'da konum tespiti yapılırken ateşleme kartında yapılamamaktadır.
Üç uçuş bilgisayarı da 32 bit mikroişlemci ile hesaplama yapar.	Özgün sistem ve TeleMega RF modülü ile veri iletebilirken ateşleme kartı yapamamaktadır.

Uçuş Bilgisayarları Arası Geçiş



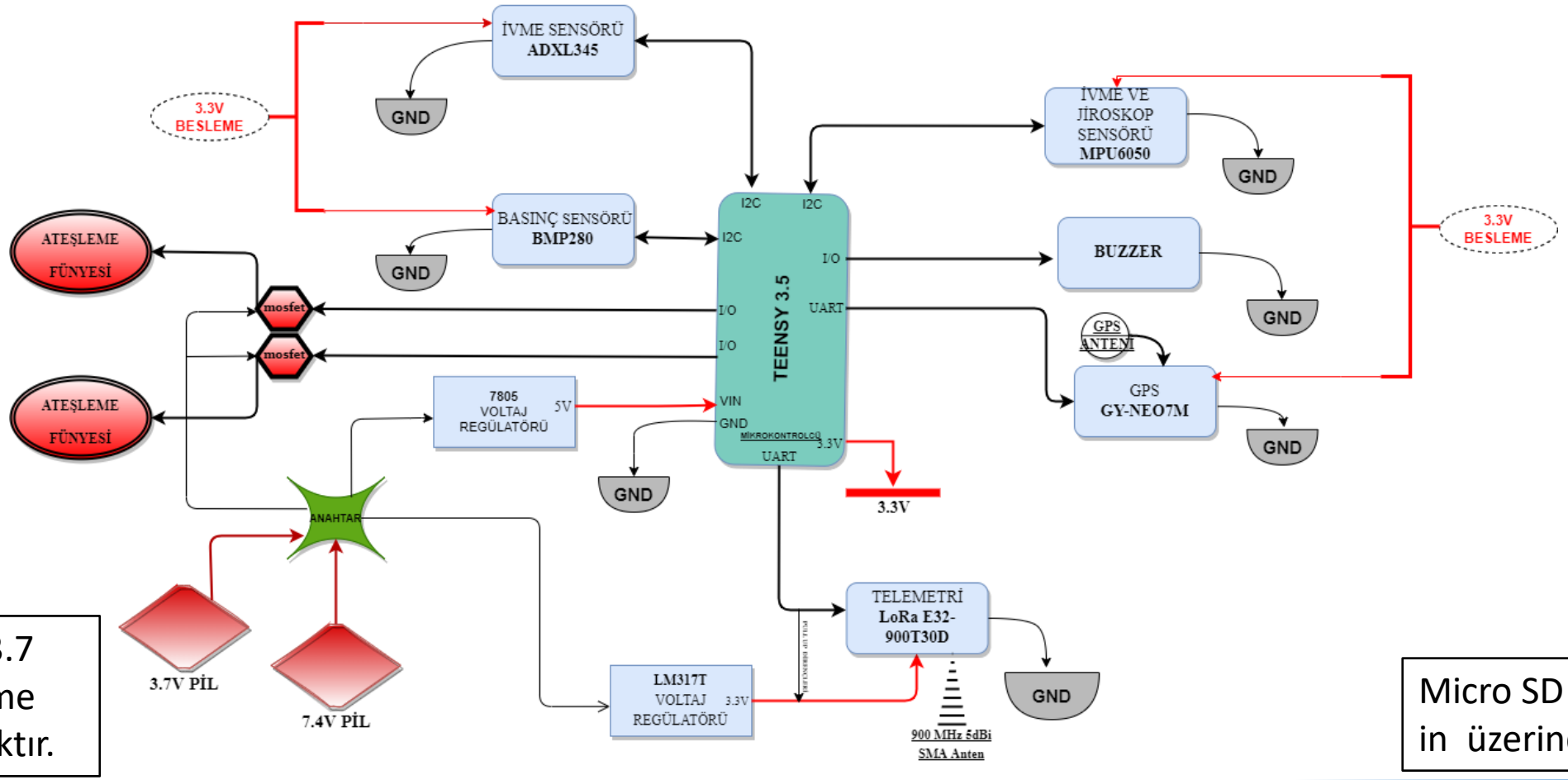
Kullanılan 3 uçuş kontrol bilgisayarı arasında elektriksel veya kablosuz herhangi bir bağlantı veya geçiş bulumamaktadır. Tüm sistemler için ayrı ateşleme teli, pil ve anahtar mevcuttur. Bu nedenle sistemlerden birinde oluşabilecek bir sıkıntı diğer sistemleri etkilemeyip uçuş güvenliğini riske atmayacaktır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Teensy 3.5	-	-
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	Yükseklik verisinden hesaplanan hız ile istenilen irtifada açılmayı tetikleme.
2. Sensör	MPU-6050 İvme-Gyro Sensörü	Evet	Gyro verisiyle, x ve z ekseninde istenilen açıya ulaştığında açılmayı tetikleme.
3. Sensör (Varsa)	ADXL-345 İvme Sensörü	Evet	İvme verisinden elde edilen yunuslama açısıyla istenilen irtifada açılmayı tetikleme.
Haberleşme Modülü	LoRa E32 900T30D	Hayır	-
GPS Modülü (Varsa)	NEO-7M	Hayır	-

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

ANA SİSTEM BLOK DİYAGRAMI

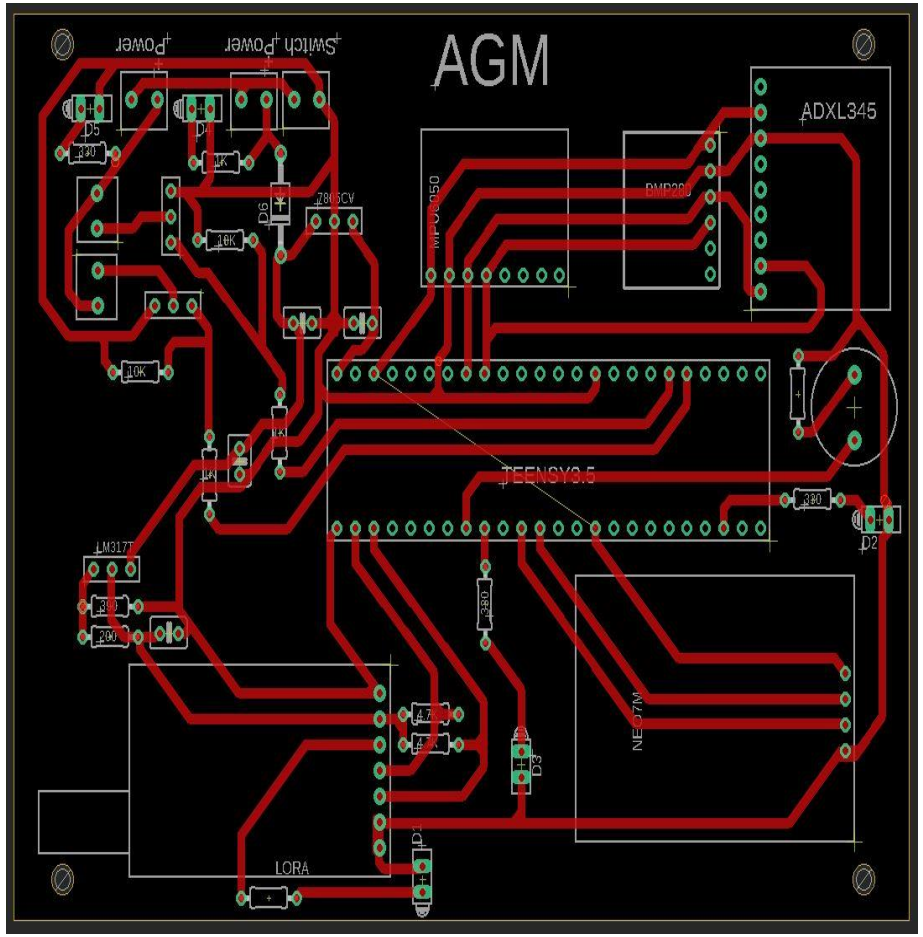


Kullandığımız 3.7 V'lik pil ateşleme için kullanılacaktır.

Micro SD kart Teensy 3.5' in üzerinde yer alır.

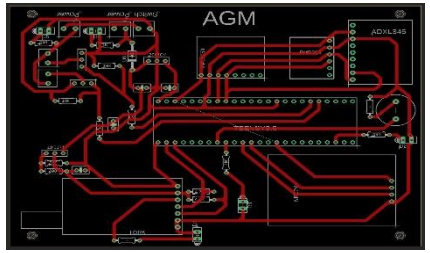
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2

Ana Sistem PCB Kart Tasarımı

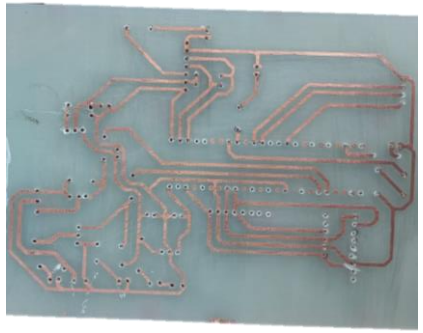


Ana Sistem Kart Üretim Yöntemleri

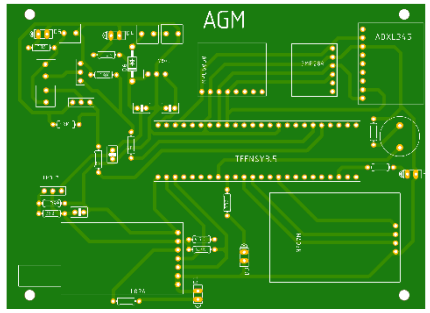
1)Özgün olarak tasarlanan uçuş kartımızın PCB tasarımı çizim programları aracılığıyla aviyonik ekibimiz tarafından çizilmiş ve tasarlanmıştır.



2) Kartımız üretime gönderilmeden önce bakır plakadan üretilip, testleri birçok kez yapılmıştır. Kartın EAGLE programında çiziminden sonra, kuşe kağıda yazdırılarak ütüleme yöntemi ile bakır plaka üzerine işlenir. Bakır plaka tuz ruhu ve perhidrol karışımına bırakılarak bakır yolların ortaya çıkması sağlanır.



3)Ardından kartımızın üretimi için yurtdışında profesyonel bir PCB üretim şirketine sipariş edilmiştir. Bilgisayar üzerinden hazırlanan PCB çizimi, gerber dosyası olarak üreticiye gönderilir. Üretici firma çizimi pcb router makineleri vasıtası ile hazır plakalar üzerine işler ve kargo ile teslimi yapılır.



Aviyonik – 1.Sistem Detay/3.1

PARAMETRELER VE KURTARMA ALGORİTMASI

- Hız : İrtifa değerini direkt kullanan tetiklemede istenilen irtifaya ulaşılamama durumunda sistem tehlikeye girmektedir. Her 10 ms.'de bir ölçülen irtifanın bir önceki ile kıyaslanmasıyla elde edilen hız verisi buna karşılık olarak seçilmiştir. Hızın eksi olması parametrenin mantıksal doğru vermesini sağlayacaktır.BMP280 sensöründen gelen verinin irtifaya dönüştürülmesi ile kullanılır.
- İvme : İvme verileri güvenilir olmadığı için salt halde kullanılmayıp, verilerden yararlanılarak hesaplanan yunuslama açısıyla daha güvenilir bir açılma parametresi elde edildiği için seçilmiştir. ADXL 345 ivme sensöründen gelen 3 eksen verisinin Pitch ve roll hesabı yapılması ile kullanılır. Roll=$(\tan^{-1}(Z \div (\sqrt{X^2+Y^2}))\times(180 \div \pi)$ Pitch=$(\tan^{-1}(-1 \times Y \div (\sqrt{Y^2+Z^2}))\times(180 \div \pi)$
- Gyro : Jiroskop verileri ivme verileri kadar hassas değildir. Roket yatay hale geldiğinde eksenlerini tespit etmede en güvenilir yolu olduğu için seçilmiştir. Sensöre göre olan X ve Z ekseninin durumuna bakılarak hesaplanacaktır. X ve Z eksenlerinde 30 derece altına inildiğinde parametrenin mantıksal doğru vermesi uygulanacaktır. MPU 6050 sensöründen gelen veriler ile kullanılacaktır.

- Sistem çalıştırıldığı anda sensörlerin bağlantısı kontrol edilir, eğer bağlantı hatası tespit edilirse buzzer ve led yardımıyla bu durumu bildirir. Bundan hemen sonra bütün sensörler sıra ile kalibre edilmeye başlanır. Kalibrasyon işlemi bittiğinde ise Kalman filtresi tüm sensörlere uygulanır. Ardından filtreden geçirilmiş sensör verileri kullanılacak ölçüm aralığına ölçeklenir. Kalkış tespit sekansı ilk karar aşamasıdır. İşlemlerden geçmiş bir şekilde işlenen irtifa verisi 10 ms aralıklar ile 30 defa ölçülür. Her ölçüm bir önceki veriden çıkarılarak fark verisi elde edilir. Fark 3 metreyi geçmez ise roketin rampada olduğu doğrulanır ve kurtarma algoritması işlemeye devam eder. 3 parametreden gelen veriler 10 ms aralıklar ile 5 defa ölçülerek sürekli olarak karşılaştırılır. 2 parametrenin doğru olması durumunda ateşleme gerçekleşir ve sürüklenme paraşütü açılır. Sürüklenmenin açılması koşulu ile irtifayı ölçmeye devam ederek 500'üncü metrede ana paraşüt de açılır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3.2

KALMAN FİLTRESİ

Sensörlerden gelen veriler bazen gürültülü ve parazitli olabilir. Bu durumu en aza indirgemek için çeşitli filtre yöntemleri kullanılabilir. Bunlardan biri Kalman filtresidir. Kalman filtresi gerçek zamanlı sistemlerde önceki verileri kullanarak bir sonraki veriyi tahmin etme metodudur.

İlk adımda denklemlerle model oluşturulur:

$$X_k = AX_{k-1} + BU_k + W_{k-1}$$

$$Z_k = Hx_k + V_k$$

İkinci adımda işlemler başlar:

Matrisli formüller atıldığı zaman en basit haliyle kalman filtresinin formülü:

$$X_k = K_k Z_k + (1 - K_k)X_{k-1}$$

k = Durumları evreleri belirtir
X_k = Hesaplanan kalman değeri
K_k = Kalman kazancı
Z_k = Ölçülen değer
$X_{(k-1)}$ = Önceki hesaplanan kalman değeri

Başlangıç tahmini k=0 için

TAHMİN

1)Önceki durumu tahmin et

$$X_k = AX_{k-1} + BU_k + W_{k-1}$$

2)Hata kovaryansını tahmin et

$$P_k^- = AP_{(k-1)}A^T + Q$$

Her bir k için hesaplanan çıktı k+1 sonraki adım için kullanılacaktır

DÜZELTME

1) Kalman kazancını hesapla:

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1}$$

2) $Z_k$ölçümü yerine tahmini güncelle:

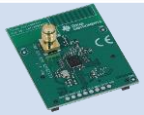
$$X_k = X_k^- + K_k(Z_k - HX_k^-)$$

3) Hata kovaryansını güncelle

$$P_k = (1 - K_k H)P_k^-$$

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1.1

2. Sistem TELEMEGA V5.0

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	STM32L151	-	-
Barometre	MS5607	EVET	Ölçülen basınç değerlerini işlemciye aktarır ve kurtarma için irtifa verisi oluşturur.
GPS sensörü	MAX-8Q	HAYIR	-
İvme Sensörü	ADXL375	HAYIR	-
RF Transreciever	CC1200 	HAYIR	-
IMU Sensör	MPU6000	EVET	3 eksen gyro sensörü ve 3 eksen ivme sensörü bulundurur. Kurtarma için gyro ve ivme verileri kullanılacaktır.

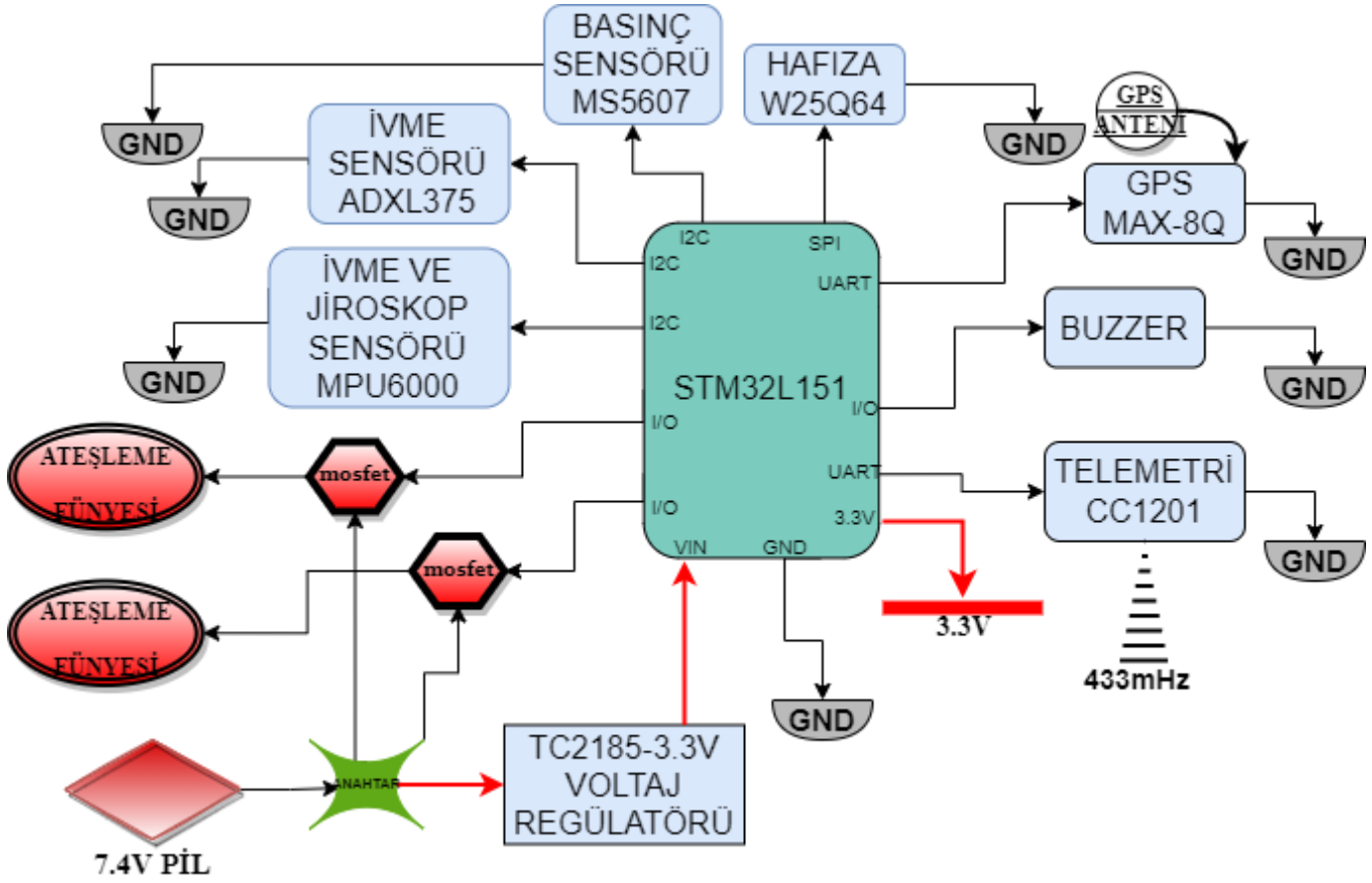
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1.2

3. Sistem Özgün Ateşleme Kartı

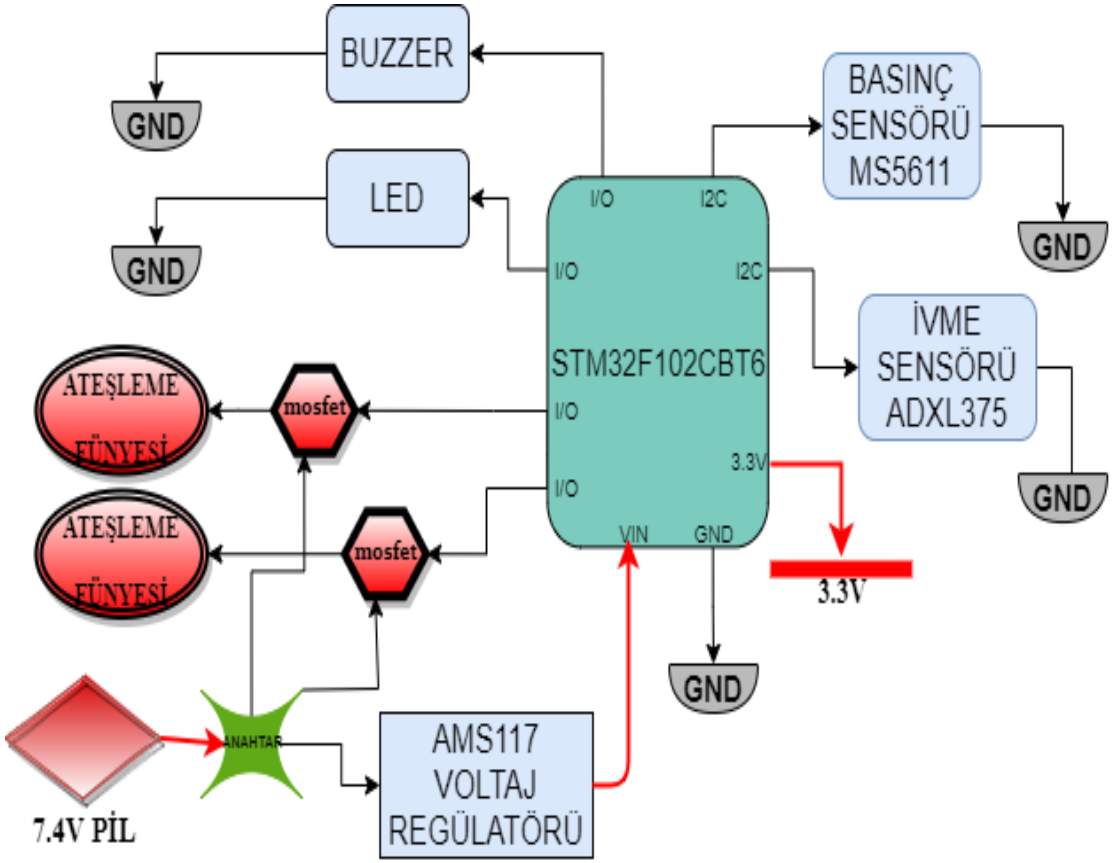
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İŞLEMCİ	STM32F102CBT6	-	-
BAROMETRE	MS5611	Evet	Ölçtüğü basınç değerlerini işlemciye aktarır. İşlemcide yazılan kodlar sayesinde değerler irtifaya dönüştürülüp kurtarma algoritmasında parametre olarak kullanılır.
İVMEÖLÇER	ADXL345	Evet	Ölçtüğü ivme verilerini işlemciye aktarır. Bu veriler işlemcide değerlendirilerek kurtarma algoritmasında kullanılır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2.1

2. Sistem TeleMega Blok Diyagram

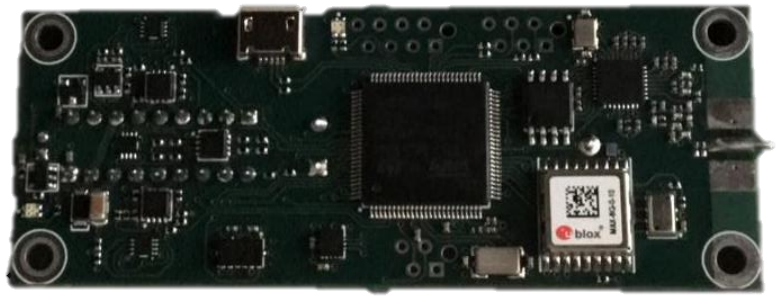


3. Sistem Özgün Ateşleme Kartı Blok Diyagram



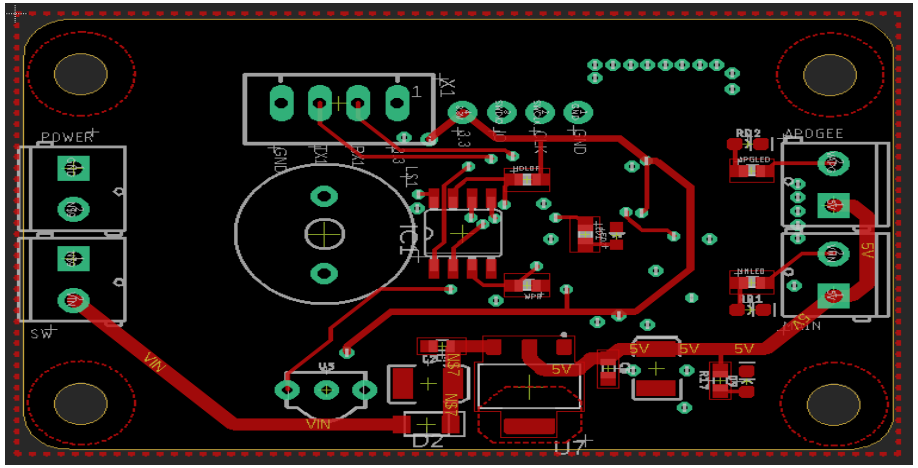
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2.2

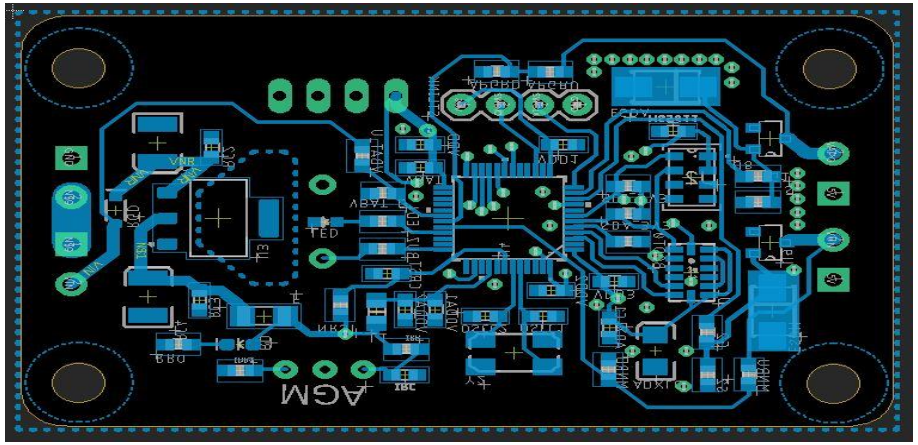
2. Sistem TeleMega Kart Tasarımı



2. Sistem olan TeleMega ticari sistem olduğundan dolayı kart üretilmiş halde temin edilmiştir.

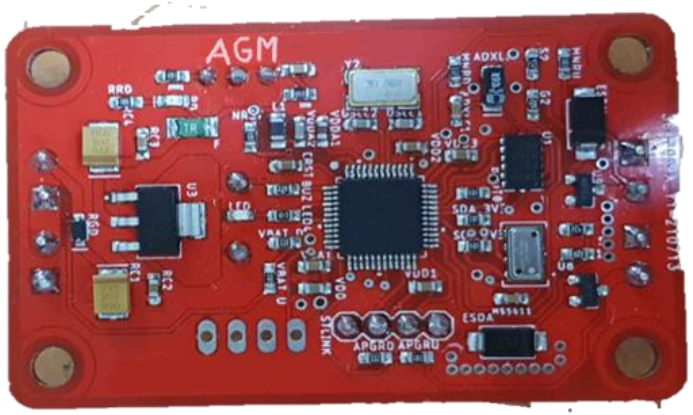
3. Sistem Ateşleme Kartı PCB Kart Tasarımı





Ateşleme Kartı Üretim Yöntemi

Özgün olarak tasarlanan uçuş kartımızın PCB tasarımı çizim programları aracılığıyla aviyonik ekibimiz tarafından çizilmiş ve tasarlanmıştır. Ardından kartımız yurtdışında bir PCB üretim şirketi tarafından profesyonel olarak ürettirilmiştir.



Aviyonik – 2.Sistem Detay/3.2

KALMAN FİLTRESİ

Sensörlerden gelen veriler bazen gürültülü ve parazitli olabilir. Bu durumu en aza indirgemek için çeşitli filtre yöntemleri kullanılabilir. Bunlardan biri Kalman filtresidir. Kalman filtresi gerçek zamanlı sistemlerde önceki verileri kullanarak bir sonraki veriyi tahmin etme metodudur.

İlk adımda denklemlerle model oluşturulur:

$$X_k = AX_{k-1} + BU_k + W_{k-1}$$
$$Z_k = Hx_k + V_k$$

İkinci adımda işlemler başlar(Tahmin-Düzeltme):

Matrisli formüller atıldığı zaman en basit haliyle kalman filtresinin formülü:

$$X_k = K_k Z_k + (1 - K_k)X_{k-1}$$

k = Durumları evreleri belirtir
X_k = Hesaplanan kalman değeri
K_k = Kalman kazancı
Z_k = Ölçülen değer
$X_{(k-1)}$ = Önceki hesaplanan kalman değeri

Başlangıç tahmini k=0 için

TAHMİN

1)Önceki durumu tahmin et

$$X_k = AX_{k-1} + BU_k + W_{k-1}$$

2)Hata kovaryansını tahmin et

$$P_k^- = AP_{(k-1)}A^T + Q$$

Her bir k için hesaplanan çıktı k+1 sonraki adım için kullanılacaktır

DÜZELTME

1) Kalman kazancını hesapla:

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1}$$

2) $Z_k$ölçümü yerine tahmini güncelle:

$$X_k = X_k^- + K_k(Z_k - HX_k^-)$$

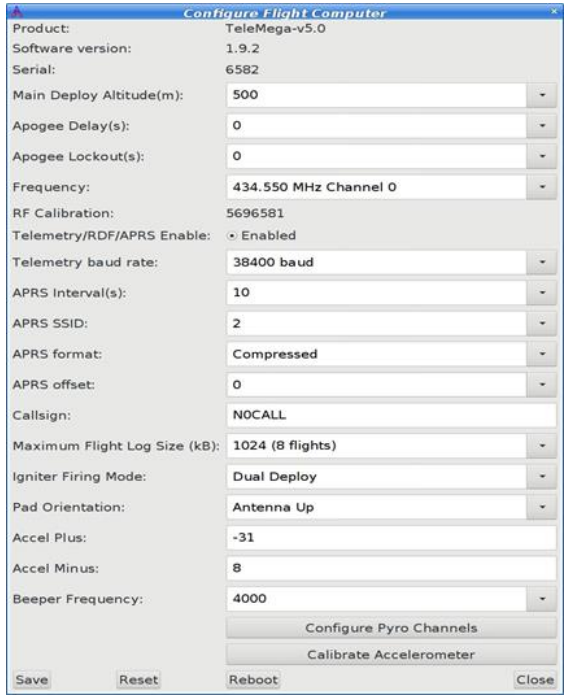
3) Hata kovaryansını güncelle

$$P_k = (1 - K_k H)P_k^-$$

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3.1

TeleMega Yedek Ticari Sistem

Altus Metrum uygulamasındaki hazır yazılım sistemi sayesinde ana paraşütün ateşleyici zamanını irtifasının belirlenmesi gibi işlemleri gerçekleştirebiliriz.



Sistemin ana paraşüt için ateşlemesi 500 m'ye ayarlanmıştır.
Roketimiz Tepe noktasına ulaştığında direkt olarak ateşleme yapacaktır, bekleme süresi hassas bir açılma için eklenmemiştir.
Sistem olası parametre değişikliklerinden kaynaklı hatalı ateşlemeye önlem olarak ilk 15 saniye için kitlenmiştir. İki ateşlemeyi de yapabilmesi için dual deployment modu açılmıştır.
Ticari yedek aviyonik TeleMega sistemidir Ana sistemimiz 4000 Hz frekansa ayarlanmıştır. Altus Metrum uygulamasındaki hazır yazılım sistemi ile ateşleyici zamanı, ana paraşütün irtifasının belirlenmesi gibi işlemleri gerçekleştirebiliriz. Ayarlamalar yandaki şekilde belirtilmiştir.

3. Sistem Özgün Ateşleme Kartı

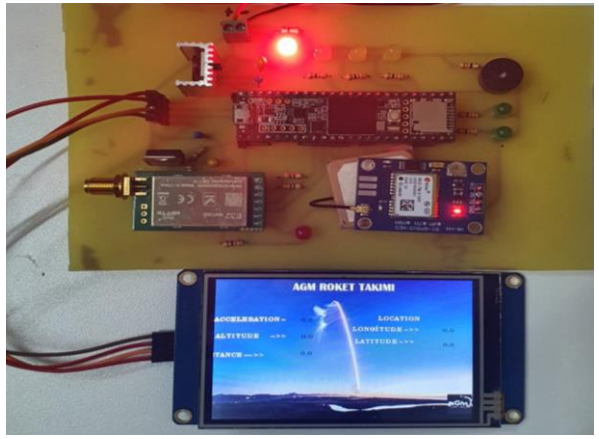
- ❑ İrtifa : Barometrik sensör MS5611 alınan 5 irtifa verisi kıyaslanıp medyanı sıfır değeri olarak kabul edilecektir. Bundan sonra alınan tüm irtifa verileri, roketin ne kadar yükseldiğini anlamak için bu değerden çıkartılacaktır.
- ❑ İvme : ADXL345'den alınan İvme verileri, 3 serbestlik dereceli benzetim modülünden çekilen limit değeri ile karşılaştırılacaktır. İvme verilerinin limit değerinden küçük olduğu doğrulandığında sistem irtifa verisi almaya başlayacaktır.

- Ardışık alınan 7 irtifa verisi karşılaştırılarak irtifa farklarının eksi değerlere ulaşması sonucunda roketin düşüşe geçmesi doğrulanıp, birincil açılma gerçekleşecektir.
- Birincil açılma gerçekleştiyse ve roketin irtifası 500m altındaysa ikincil açılma gerçekleşecektir.

Aviyonik – İletişim

YER İSTASYONU BİLEŞENLERİ

Teensy 3.5 yer istasyonunun kontrolünü sağlamaktadır. Ekran olarak Nextion NX4832T035_011 seçilmiştir. Uçuş bilgisayarı ve Faydalı yükle, Yer İstasyonu arasında iletişim LoRa E32 -868T30D ile sağlamaktadır. Kurtarmada yer saptanması NEO-7M GPS modülü ile yapılacaktır.



VERİ BANDI VE VERİ PAKETİ

Telemetri modülünün 868-915 Mhz aralığında haberleşmeyi gerçekleştirecektir. Ana aviyoniğin ve Payload'ın paket içeriği aşağıdaki gibi aktarılacaktır.

Ana=<Hız>,<Enlem>,<Boylam>,<İrtifa>,<Basınç>,<Açı>,<Uzaklık>,<1.Paraşüt>,<2.Paraşüt>

Payload=<Gyro>,<Boylam>,<Enlem>, <Hız>,<İrtifa>,<Basınç>, <Sıcaklık>, <Nem>

LİNK BÜTÇESİ

Serbest Uzay Kaybı: $32{,}48 + 20x\log(frekans, MHz) + 20x\log(mesafe, km)$

Serbest Uzay Kaybı: $32{,}48 + 20x\log 900 + 20x\log 5 = 105{,}544$

$$P(Rx) = P(Tx) + G(Tx) - L(Tx) - L(fs) - FM + G(Rx) - L(Tx)$$

$$P(Rx) = 20 + 5 - 0{,}2 - 105{,}544 - 15 + 15 + 28 - 0{,}8 = -53{,}544$$

$Alıcı\ Hassasiyeti: -147dBm$

$-53{,}544 > \ -147\ gereksinimleri\ karşılayacağı\ öngörülmektedir.$

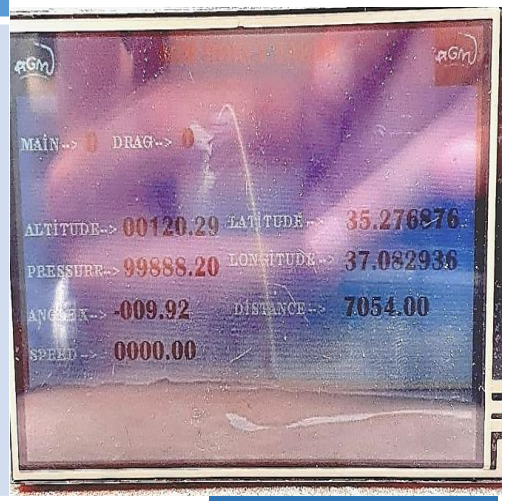
-53,544>-147 gereksinimleri karşılayacağı öngörülmektedir.

Rx : Alıcı
Tx : Verici
G :Kazanç
Fs:Uzay Kaybı

BİLEŞEN DETAYLARI

Yer istasyonunda 690-960 Mhz aralığında çalışabilen 28 dBi kazançlı Yagi anten kullanılacaktır. Ekran olarak 3.5 inç büyüklüğünde 16MB flash,3.5Kbyte Ram özellikleri bulunduran Nextion NX4832T035_11 seçilmiştir. 32 bit Teensy 3.5 mikrodenetleyici bulunmaktadır.

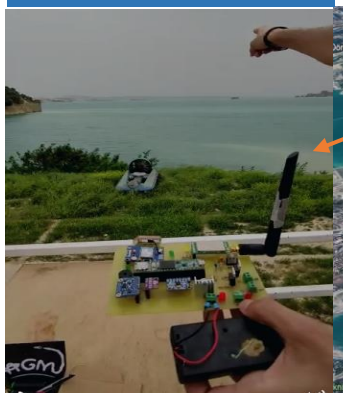
Aviyonik Prototip Testi

TESTLER	YAPILDIĞI YER	TEST YÖNTEMİ	DÜZENEK DETAY	ELDE EDİLEN VERİLER	YORUM	Alınan Veriler
İletişim Testi	Üniversite Kampüsü	Dizgisi tamamlanmış ana aviyonik kart, yine dizgisi ve kodları tamamlanmış olan yer istasyonu arasında 7048 metre mesafeden telemetri modülleri ve antenler sayesinde alınan verilerin veri iletiminin denenmesi.	Aviyonik Bay: Teensy3.5-ADXL345-MPU6050-LoRaE32900TD30D-Bmp280-Neo7M-5dbi Mono Anten Yer İstasyonu: Teensy3.5-Neo7M-LoRa E32900TD30D-3.5 inc Nextion Ekran,28dbi Yagi Anten	Yapılan test sonucunda konum,açısal hız,uzaklık ve yükseklilk gibi veriler 7048 metre mesafeden yer istasyonuna başarıyla iletilmiştir.	İletişim testi başarı ile sonuçlandı.	

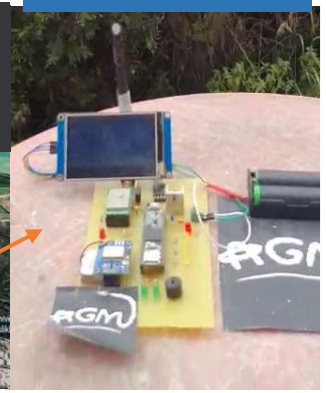
Test Takvimi

	Ad	Süre	Başlat	Bitirme
1	İletişim Testi	2 günler	29.04.2022 08:00	02.05.2022 17:00
2	Algoritma Testi (Ana)	5 günler	15.04.2022 08:00	21.04.2022 17:00
3	Algoritma Testi (Ateşleme)	7 günler?	17.04.2022 08:00	26.04.2022 17:00
4	Kart Fonksiyonellik Testi(Ana)	4 günler?	13.04.2022 08:00	18.04.2022 17:00
5	Kart Fonksiyonellik Testi(Ateşleme)	6 günler?	13.04.2022 08:00	20.04.2022 17:00
6	Titreşim Testi (Ana)	1 gün?	28.04.2022 08:00	28.04.2022 17:00
7	Titreşim Testi (Ana)	1 gün?	28.04.2022 08:00	28.04.2022 17:00
8	Pil Yeterlilik Testi(Genel)	1 gün?	01.05.2022 08:00	02.05.2022 17:00
9	Sinyal Geçirgenlik Testi (Ana)	6 günler?	02.06.2022 08:00	09.06.2022 17:00
10	Yer İstasyonu Simulasyon Testi	3 günler?	25.05.2022 08:00	27.05.2022 17:00

Ana Aviyonik

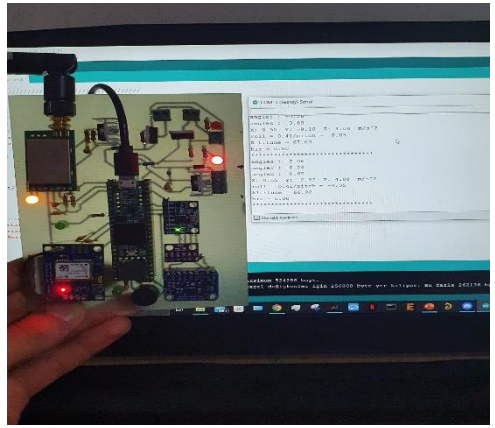


Yer İstasyonu



Aviyonik Prototip Testi

TESTLER	YAPILDIĞI YERİ	TEST YÖNTEMİ	DÜZENEK DETAY	ELDE EDİLEN VERİLER	YORUM
Özgün Kartlar Algoritma Testi	Mühendislik Laboratuvarı	Özgün tasarım olan ana ve ateşleme sistemini vakum kabına koyup, içindeki havanın çekilmesiyle değişen hız ve yükseklik parametresini kullanarak kartların ateşleme yapılması.	Kartların olduğu kabın içindeki havayı kompresörle çekerek oluşan basınç farkından irtifada ve hızdaki değişim simüle edildi.	Basıncın artmasıyla birlikte düşen irtifa ve değişen hız ile özgün ana kart ve ateşleme kartının tetiklemeyi başarılı bir şekilde yaptığı gözlendi.	Ateşleme yapıldı, testler başarılı.
Özgün Kartlar Fonksiyonellik Testi	Mühendislik Laboratuvarı	Dizgisi yapılmış ana ve ateşleme özgün sistemlerinin verilerinin doğruluğunun kontrol edilmesi.	Kartların bilgisayara bağlanarak verilerinin ekranda gösterilmesi.	Yapılan testte kurtarma paratmetrelerinin önce ham ardından işlenmiş bir şekilde bir arada okunması sağlandı ve sistemin tepkileri ölçüldü.	Sensörlerden gelenivme,hız vb alınan veriler normale uygun ve sağlıklı bir şekilde elde edildi.



Bütçe

Ürün	Birim Fiyat	Adet	Toplam Maliyet
Burun Konisi	1350 TL	1	1350 TL
Üst ve Alt Gövde	4500 TL	2	9000 TL
Paraşütler(Kumaş-ip vb.)	1250TL	3	3750TL
Kanatçık (Plaka, CNC)	1500TL	4	0 TL (Sponsorluk)
Motor Kundağı	1200 TL	1	1200 TL
Merkezleme Halkaları	120 TL	5	600 TL
Motor Tutucu	65 TL	1	65 TL
Şok Kordu	58 TL	1	0 TL
Raptor	700 TL	2	0 TL
CO_2 Tüpü	175 TL	2	0 TL
Fırdöndü	235 TL	3	0 TL (Sponsorluk)
Karabina	150 TL	5	0 TL
Motor Blok	80 TL	1	80 TL
Metal Uç	75 TL	1	0 TL

Ürün	Birim Fiyat	Adet	Toplam Maliyet
Teensy 3.5	707,12 TL	3	0 TL (Sponsorluk)
LoRa E32-900T30D	240,11 TL	4	0 TL (Sponsorluk)
BMP280	59,20 TL	2	0 TL (Sponsorluk)
ADXL345	28,95 TL	2	0 TL(Sponsorluk)
MPU6050	38,36 TL	2	0 TL(Sponsorluk)
NEO-7M	125 TL	3	0 TL(Sponsorluk)
TeleMega	12 000 TL	1	0 TL(Sponsorluk)
STM32 F102CBT6	126 TL	1	0 TL(Sponsorluk)
Li-on Pil	89 TL	10	0 TL(Sponsorluk)
MS5611	133 TL	1	0 TL(Sponsorluk)
Toplam Maliyet (TL)	16045 TL		

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
1	3.1.4.	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		Slayt 2 Takım Yapısı	Takım Yapısı slaytında şematik olarak gösterilmektedir.
2	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		Slayt 2 Takım Yapısı	Adana Gençlik Merkezi Roket Takımı olarak katılım sağlanmıştır.
3	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		Slayt 2 Takım Yapısı	Takımımız 10 kişiden oluşmaktadır.
4	3.1.10.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		Slayt 2 Takım Yapısı	Takımımız; yarışmaya 1 adet danışmanla katılım göstermiştir.
5	3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.		Slayt 2 Takım Yapısı Slayt 88 Bütçe Slayt 89-110 Kontrol Listesi	Takım Yapısı slaytında takım üyeleri ve danışmanı tanıtılmaktadır. Bütçe slaytlarında proje bütçesi listelenmektedir. Kontrol Listesi slaytlarında kontrol listesi sunulmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
6	3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		Slayt 2 Takım Yapısı	Takım üyeleri ve takım danışmanı Takım Yapısı slaytında şematik olarak gösterilmektedir.
7	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.		Danışman Ek - Dosya 1	Takım danışmanı Sergen Tümse'nin, Adana Gençlik Merkezi Roket Takımı'nın danışmanı olarak görevlendirildiğine dair belge Ek dosya olarak sisteme yüklenmiştir.
8	3.1.24.3.	Danışman olarak görev yapacak kişilerin danışmanlık görevlerini yerine getireceğine dair belgenin ıslak imzalı hali KTR ile sisteme yüklenmelidir.		Danışman Ek - Dosya 2	Takım danışmanının görevlerine riayet edeceğine dair belgenin ıslak imzalı hali Ek dosya olarak sisteme yüklenmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
9	3.1.24.7.	Üniversite takımlarında öğretim üyesi/akademisyen danışmanlar Mühendislik ve Fen Bilimleri alanlarında herhangi bir fakültede görevli akademisyen (araştırma görevlisi, öğretim üyesi) veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan akademisyen olmalıdır.		Slayt 2 Takım Yapısı	Danışmanımız Sergen Tümse, Makine Mühendisliği Bölümü Araştırma Görevlisidir. Geçen sene orta irtifa kategorisinde 1.5 Adana Mergen takımının danışmanlığını yapmıştır.
10	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		Slayt 2 Takım Yapısı	Takımımızın kaptanı Mehmet Baki Ersoy olarak takım yapısı slaytında gösterilmiştir.
11	3.1.26.	Yarışma süreci boyunca TEKNOFEST yarışmalar komitesi tarafından yapılacak olan tüm bilgilendirmeler takımın iletişim sorumlusu olarak belirlediği kişiye yapılacaktır. Bu sebeple her takım bir iletişim sorumlusu belirlemelidir.		Slayt 2 Takım Yapısı	Takımımızın iletişim sorumlusu olarak Mehmet Baki Ersoy belirlenmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
12	3.2.1.16.	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.		Slayt 4 Genel Tasarım	Roket tasarımımız yapılırken yarışma komitesinin sağladığı M2020 motor dikkate alınarak tasarım yapılmıştır.
13	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.		Slayt 5 Operasyon Konsepti Slayt 56-57-58 Paraşütler Slayt 60-61Görev Yükü	Görev Yükü ,Kurtarma Sistemi-Paraşütler ve Aviyonik 1. Sistem-Detay/1 slaytında tabloda anlatılmaktadır. Paraşütler slaytında roket ve faydalı yükte kullanılan GPS cihazları tabloda bahsedilmektedir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
14	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.		Slayt 111 Kontrol Listesi Ek-1	Open Rocket dosyasında istenilen verilerin simülasyona girildiği Kontrol Listesi Ek-1 ile gösterilmiştir.
15	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.		Slayt 112 Kontrol Listesi Ek-2	Open Rocket dosyasında istenilen verilerin simülasyona girildiği EK2 – GÖRSEL ile gösterilmiştir.
16	3.2.2.1.	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		Slayt 56 Kurtarma Sistemi – Paraşütler - 1.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
17	3.2.2.2.	Roketin ve parçaların hasar görmemesi için ikincil paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		Slayt 57 Kurtarma Sistemi-Paraşütler-1.2	İstenilen hız değerleri sağlanmış olup Kurtarma Sistemi- Paraşütler bölümünde gerekli hesaplamalar yapılmıştır.
18	3.2.2.3.	Birincil paraşüt ile roketin takla atması önlenmelidir. Bu paraşüt ile roketin düşüş hızı azaltılmalıdır; ancak düşüş hızı 20 m/s'den daha yavaş olmamalıdır.		Slayt 59 Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2	İstenilen hız değerleri sağlanmış olup Kurtarma Sistemi- Paraşütler bölümünde gerekli hesaplamalar yapılmıştır.
19	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.		Slyat 5 Operasyon Konsepti Slayt 61 Görev Yükü	Görev yükü, gereken koşulları sağlayarak bağımsız bir şekilde yere indirilecektir. Gerekli detaylar Görev Yükü ve Operasyon Konsepti sayfalarında verilmiştir ve görseller ile desteklenmiştir.
20	3.2.2.6.	Kurtarma sisteminde (paraşüt) ayırma işlemi için kimyasal sıcak gaz üreteçleri (kara barut vb.), pnömatik, hidrolik mekanik ya da soğuk gaz içeren bir sistem kullanılabilir.		Slayt 51 52 Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi	$CO2$'li soğuk açılma sistemi kullanılmıştır. Sistem ile alakalı gerekli detaylar Kurtarma Sistemi-Paraşüt Açma Sistemi bölümünde verilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
21	3.2.2.12.	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		Slayt 84 Aviyonik İletişim	Ana uçuş bilgisayarımız ve ticari sistemimizin içerisinde bulunan gps sayesinde anlık konum verisi telemetri modülleriyle yer istasyonuyla paylaşılacaktır.
22	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).		Slayt 56 Kurtarma Sistemi- Paraşütler- 1.1	Paraşüt renkleri olarak siyah,fosfor sarı,kırmızı ve turuncu renkleri seçilmiştir. Detaylı açıklama Kurtarma Sistemi – Paraşütler bölümünde anlatılmıştır.
23	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		Slayt 61 Görev Yükü	Faydalı yük ağırlığı 4300g olarak belirlenmiştir.
24	3.2.3.4.	Orta İrtifa kategorisinde tepe noktasında roketten ayrılan Görev Yükü, tepe noktasından itibaren atmosfere ait basınç, sıcaklık ve nem verilerinin 5 Hz frekansla (her farklı veri grubundan saniyede 5 veri yayımlanması) yer istasyonuna iletilmesi gerekmektedir.		Slayt 60 Görev Yükü	Görev yükü sayfasında söylenen verilerin ölçüldüğü ve detaylarıyla birlikte veri grubunun istenen frekansta yer istasyonuna iletildiği gösterilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
25	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		Slayt 113 Kontrol Listesi Ek-3	İstenilen Mach değerinin ses altı hızda olduğu Kontrol Listesi Ek-3'te gösterilmiştir.
26	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.)		Slayt 4 Genel Tasarım	Roketin tüm parçalarının dış çapları aynı değerde olup 142mm olarak belirlenmiştir.
27	3.2.4.4.	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.		Slayt 4 Genel Tasarım	Roketimiz uçuş kontrol yüzeyleri sabit olarak tasarlanmıştır.
28	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		Slayt 113 Kontrol Listesi Ek-3	İstenilen değerlerin sağlandığı Ek-3 görselde gösterilmektedir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
29	3.2.4.6.	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.		Slayt 115 Kontrol Listesi Ek-4	Kontrol Listesi Ek-4'de sunulan görselin sağ üst köşesinde gösterilmektedir.
30	3.2.4.7.	Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 m/s'dir.		Slayt 116 Kontrol Listesi Ek-5	İstenilen değerlerin sağlandığı Ek-5'te görselde gösterilmektedir
31	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.		Slayt 4 Genel Tasarım	Roket Tasarımı Genel Görünüm sayfasında roketin üzerinde açılacak 3 delik gösterilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
32	3.2.5.2.	Roketler hem uçuş boyunca maruz kalacağı yapısal yüklere hem de taşıma/rampaya yerleştirme esnasında maruz kalacağı yüklere dayanıklı olmalıdır. Orta irtifa, Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev Kategorilerinde takımlar roketlerin maruz kalacağı kuvvetleri analizler ve hesaplar ile göstereceklerdir.		Slayt 65-66-67 Yapısal Analizler Slayt 68-69-70 HAD Analizleri	Gerekli olan analizler burada görsellerle ve elde edilen verilerle desteklenmiştir.
33	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.		Slayt 15 Burun Konisi - Detay Slayt 18 Kanatçık - Detay Slayt 23-24-25 Yapısal – Gövde Parçaları	Kullanılacak olan malzemeler Sistem Detay İçerik kısımlarında verilmiştir. Yasaklı maddeler kullanılmamıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
34	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.		Slayt 53 Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi	Mapalarımız M10 ve M12 boyutunda olup tek parça ve dövülmüş çelikten yapılacaktır. Paraşüt Açma Sistemi slaytında bulunan tabloda mapa özellikleri ve görevleri anlatılmaktadır
35	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. Örnek burun omuzluğu Şekil 4'te ve örnek entegrasyon gövdesi Şekil 5'te gösterilmiştir.		Slayt 4 Genel Tasarım Slayt 15 Burun Konisi Detay Slayt 24 Yapısal – Gövde Parçaları	Roketin tasarımları yapılırken istenilen değerler dikkate alınarak yapılmıştır. Bu değerler Open Rocket Genel Görünüm sayfasında verilmektedir. 142 mm çapa sahip rokette 350 mm uzunluğunda entegrasyon gövde kullanılmış olup entegrasyon gövde omuzluk uzunlukları 150'şer mm'dir. Her iki gövdeye de eşit girmektedir. Aynı şekilde 142 mm çaplı rokette 220 mm burun omuzluğu kullanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
36	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.		Slayt 4 Genel Tasarım	Kaydırma ayakları, gövdenin yapısal olarak güçlendirilmiş bölgeleri olan bulkhead ve yüzüklerin bulunduğu bölgelerde bulunmaktadır. Roketin ağırlık merkezi iki kaydırma ayağının arasında olup birisi motor gövdede diğeri ise motorun ağırlık 14/31 merkezi ile gövde sonu arasındadır. Tasarımda yerleri mevcuttur.
37	3.2.5.9.	Roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve roketin yapısal/aerodinamik bütünlüğünü bozacak parçaların (bu kapsamda sadece sensör, anten ve kamera gibi zarurî elemanlara izin verilecektir) roketin yanması bittikten sonra kütle merkezinin ilerisinde yer alması sağlanacak şekilde önceden sabitlenmiş olmalıdır.		Slayt 4 Genel Tasarım	Roketin kesit alanında aerodinamiği bozacak çıkıntılar bulunmamaktadır. Vidalarımız havşa başlıklı vida olup roket gövdesine gömülecektir.
38	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6).		Slayt 4 Genel Tasarım	Görev yükündeki anahtarlar entegrasyon gövdesinin ortasında bulunmaktadır. Nozülden uzaklığı yaklaşık olarak 1400mm'dir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
39	3.2.6.7.	Orta irtifa kategorisinde en az iki (2) uçuş kontrol bilgisayarının kullanılması zorunludur. Bu uçuş kontrol bilgisayarlarından en az bir (1) tanesinin özgün uçuş kontrol bilgisayarı olması zorundadır. Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarından en az bir (1) tanesinin haberleşme bilgisayarı özelliklerini taşıması gerekmektedir.		Slayt 71 Aviyonik Özet Slayt 73 Aviyonik 1. Sistem Detay -1 Slayt 78 Aviyonik 2.Sistem Detay/1.1	3 adet uçuş kontrol bilgisayarı bulunup 2 tanesi özgün uçuş kontrol bilgisayarı olarak tasarlanmıştır. 2 özgün uçuş bilgisayarından 1 tanesi ile birlikte yedek ticari sistem de haberleşme görevini yerine getirebilmektedir. İstenilen özellikleri taşındığı Aviyonik - Detay kısmında açıklanmıştır.
40	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		Slayt 72- Aviyonik Özet	Uçuş bilgisayarlarından birisi ticari sistem olup sistemler arasında elektriksel veya kablosuz herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. Beslendikleri pil kaynakları da farklıdır.
41	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		Slayt 71 - 72 Aviyonik Özet	Uçuş bilgisayarları birbirinden bağımsız olarak tasarlanmış olup tüm bileşenleri kendine özgüdür. Sistemler arasında ortak herhangi bir sensör veya kablo bulunmamaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
42	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		Slayt 72- Aviyonik Özet	Aviyonik özet kısmında sistemlerin her iki fünyesininde birbirinden bağımsız olarak eyleyiciye bağlandığı şema ile açıkça belirtilmiştir.
43	3.2.6.12.	Uçuş kontrol bilgisayarları ve/veya bağlı oldukları sistemlerden biri kısmen veya tamamen bozulsa bile diğeri roketin kurtarma işlevlerini aksaksız ve durmaksızın yerine getirmelidir.		Slayt 72 – Aviyonik Özet	Uçuş kontrol bilgisayarları tamamen birbirinden bağımsız olduğu için bir uçuş kontrol bilgisayarındaki problem diğerinin çalışma durumunu etkilememektedir. Sistemler farklı açma parametreleri ve algoritmalara sahiptir.
44	3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		Slayt 73 Aviyonik 1. Sistem Detay 1 Slayt 78 Aviyonik 2. Sistem Detay 1 Slayt 79 Aviyonik 2. Sistem Detay 1.2	Özgün olarak tasarlanan 1. sistemde 3 adet ,3. sistemde 2 adet sensör kullanılmıştır. Bu sensörlerden gelen veriler algoritma içerisinde parametre olarak kullanılır.
45	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		Slayt 71- Aviyonik Özet	Her sistemde 1 adet basınç sensörü kullanıldığı Aviyonik Özet slaytlarında sistem tanıtımlarında anlatılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
46	3.2.6.16.	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		Slayt 73 Aviyonik 1. Sistem Detay 1 Slayt 78 Aviyonik 2. Sistem Detay 1 Slayt 79 Aviyonik 2. Sistem Detay 1	Sistemlerin kurtarma algoritmasında GPS'den herhangi bir veri kullanılmadığı verilen ilgili yansı tablosunda açıkça belirtilmiştir.
47	3.2.6.20.	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		Slayt 84 Aviyonik İletişim	Aviyonik-İletişim slaytında verilerin anlık olarak yer istasyonuna aktarılacağı ve yer istasyonu bileşenleri belirtilmiştir. Aktarımın nasıl gerçekleşeceği yazılı olarak anlatılmıştır.
48	3.2.6.22.	Roket parçalarının yer istasyonundan uzak yerlere düşeceği göz önüne alınmalı ve alıcı-verici antenlerin menzili roketlerin uçuş yörüngesi dikkate alınacak şekilde seçilmelidir.		Slayt 84 Aviyonik İletişim	Sürüklenme hesabı da göz önünde bulundurularak alıcı -verici antenler olası menzilin üstünü kapsayacak şekilde seçilmiştir. Ek olarak link bütçesi hesabı ve uygun anten seçimi ile desteklenmiştir.
49	3.2.6.23.	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		Slayt 84 Aviyonik İletişim	Aviyonik-İletişim slaytında kullanılan RF modülünün gücü değerlendirilmiş olup link bant genişlik bütçesi yer almaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
50	3.2.6.26.	Uçuş kontrol bilgisayarlarına dışarıdan erişilebilir (Örneğin gövde üzerinden erişilebilir anahtar bulunmalıdır) bir şekilde güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır. İpli, şöntlü veya rokete dışarıdan tornavida vb. aletler kullanılarak sistemlerin başlatılmasına izin verilmeyecektir.		Slayt 4 Genel Tasarım	Uçuş kontrol bilgisayarları aktivasyonu gereksinimlere uygun şekilde seçilmiştir. Uçuş kontrol bilgisayarları aktivasyonu dışardan erişilebilir ve roket gövde yarıçapında olan anahtarlı switch ile aktif edilecektir. 3 farklı sistem için 3 adet anahtar kullanılmıştır.
51	3.2.6.28.	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		Slayt 4 Genel Tasarım	Görev Yükü elektronik devre aktivasyonu gövde üzerinde bulunan anahtarlı switch ile yapılacak olup bahsedilen yasaklı yöntemler kullanılmamaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
52	3.2.6.29.	Sisteme güç sağlayan her türlü güç kaynağı (akü, pil , süperkapasitör vb.) ile besledikleri ilk devreler arasında mekanik açma/kapama anahtarı (Ing. on/off switch) bulunacaktır. Mekanik anahtar vasıtasıyla bağlantı kesildiğinde güç besleme elemaninin herhangi bir sistem elemanıyla (LED göstergeler, güç çeviriciler, regülatorler de dahil olmak üzere) bağlantısı olmayacaktır.		Slayt 74 Aviyonik 1. Sistem Detay 2 Slayt 80 Aviyonik 2. Sistem Detay/2.1	Piller doğrudan anahtarlara bağlanmıştır. Anahtarlara paralel bağlı herhangi bir sistem bulunmamaktadır. Anahtar kapama yapıldığında hiçbir elemana güç gitmemektedir. Güç besleme elemanının herhangi bir sistem elemanıyla bağlantısı bulunmamaktadır.
53	3.2.6.33.	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		Slayt 76 Aviyonik 1. Sistem Detay/3.1 Slayt 83 Aviyonik 2. Sistem Detay/3.1	Tasarlanan özgün sistemlerin uçuş algoritmalarında ayrılma sekansını tetikleyecek en az iki kriter bulunmaktadır. Sistemlerin Aviyonik Detay sayfalarında belirtilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
54	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.		Slayt 65 66 67 Yapısal Analizler	Kurtarma Sistemi Testler sayfalarında () testlerle ilgili sonuçlar sunulmaktadır. Aerodinamik & Termal Analiz sayfasında () Yapısal Analizler sayfalarında (. slayt) her bir parçanın analiz sonuçlarına yer verilmektedir. Yapısal Testler sayfalarında (.slayt) gerçekleştirilen testlerin sonuçlarına yer verilmektedir.
55	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).		Slayt 118 – 135 HTEA Hata Türleri ve Etkileri Analizi	HTEA Hata Türleri ve Etkileri Analizi slaytlarında son haliyle sunulmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
56	4.3.4.	Benzetim süreçleri iteratif olup, roket tasarımının geçirdiği aşamalar neden-sonuç ilişkileriyle birlikte KTR'de sunulmalıdır.		Slayt 9 Uçuş Benzetimi Raporu	3 Serbestlik Dereceli Uçuş Benzetimi KTR Raporunda istenilen isterler sunulmaktadır.
57	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.		Slayt 34 Yapısal/Gövde İçi Destekler Slayt 46 Motor Bölümüm Mekanik Görünüm Slayt 47-48-49 Roket Montaj Stratejisi	CAD programı üzerinden entegrasyon montaj görüntüleri hazırlanmış olup belirtilen sayfalarda detaylı biçimde anlatılmış
58	4.3.6.	Sistem entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmalıdır		Slayt 47-48-49 Roket Montaj Stratejisi	Roket Bütünleştirme Stratejisi slaytlarında aşama aşama sunulmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
59	4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		Slayt 15 Burun Konisi Detay Slayt 18 Kanatçık Detay Slayt 23-24-25 Yapısal Gövde Parçaları Slayt 35-36-37-38-39-40-41-42-43 Yapısa/Gövde içi Yapısal Destekler Slayt 51 Kurtarma Sistemi- Paraşüt Açma Sistemi Slayt 58 Kurtarma Sistemi- Paraşütler 1.3 Slayt 75 Aviyonik Sistem Detay 2	Faydalı Yük Mekanik Görünüm slaytında faydalı yük üretimi anlatılmaktadır. Ana Aviyonik – Detay/2 slaytında ana aviyonik üretimi anlatılmaktadır. Yedek Aviyonik – Detay/2 slaytında yedek aviyonik üretimi anlatılmaktadır. Burun Konisi – Detay slaytında burun konisi üretimi anlatılmaktadır. Kanatçık- Detay slaytında kanatçık üretimi anlatılmaktadır. Yapısal – Gövde Parçaları slaytlarıında gövde parçaları üretimi anlatılmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
60	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).		Slayt 62-63-64 Kurtarma Sistemi Prototip Testi Slayt 85-86 Aviyonik Prototip Testi	Kurtarma Sistemi Testler slaytında (. slayt) testler açıklanmaktadır. Aviyonik Testler slaytında (. slayt) testler açıklanmaktadır. Yapısal Analizler slaytlarında (. slaytlarda) analizler anlatılmaktadır. Yapısal Testler slaytında (. slayt) testler açıklanmaktadır.
61	4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		Slayt 62-63-64 Kurtarma Sistemi Prototip Testi Slayt 85-86 Aviyonik Prototip Testi Slayt 65-66-67 Yapısal Analizler Slayt 68-69-70 HAD Analizleri	Kurtarma Sistemi Testler slaytında (. slayt), Aerodinamik & Termal Analiz slaytlarında (. slaytlarında), Aviyonik Testler slaytında (. slayt), Yapısal Analizler slaytlarında (. slaytlarda), Yapısal Testler slaytında (. slayt) istenilen isterler sunulmaktadır.

Kontrol Listesi

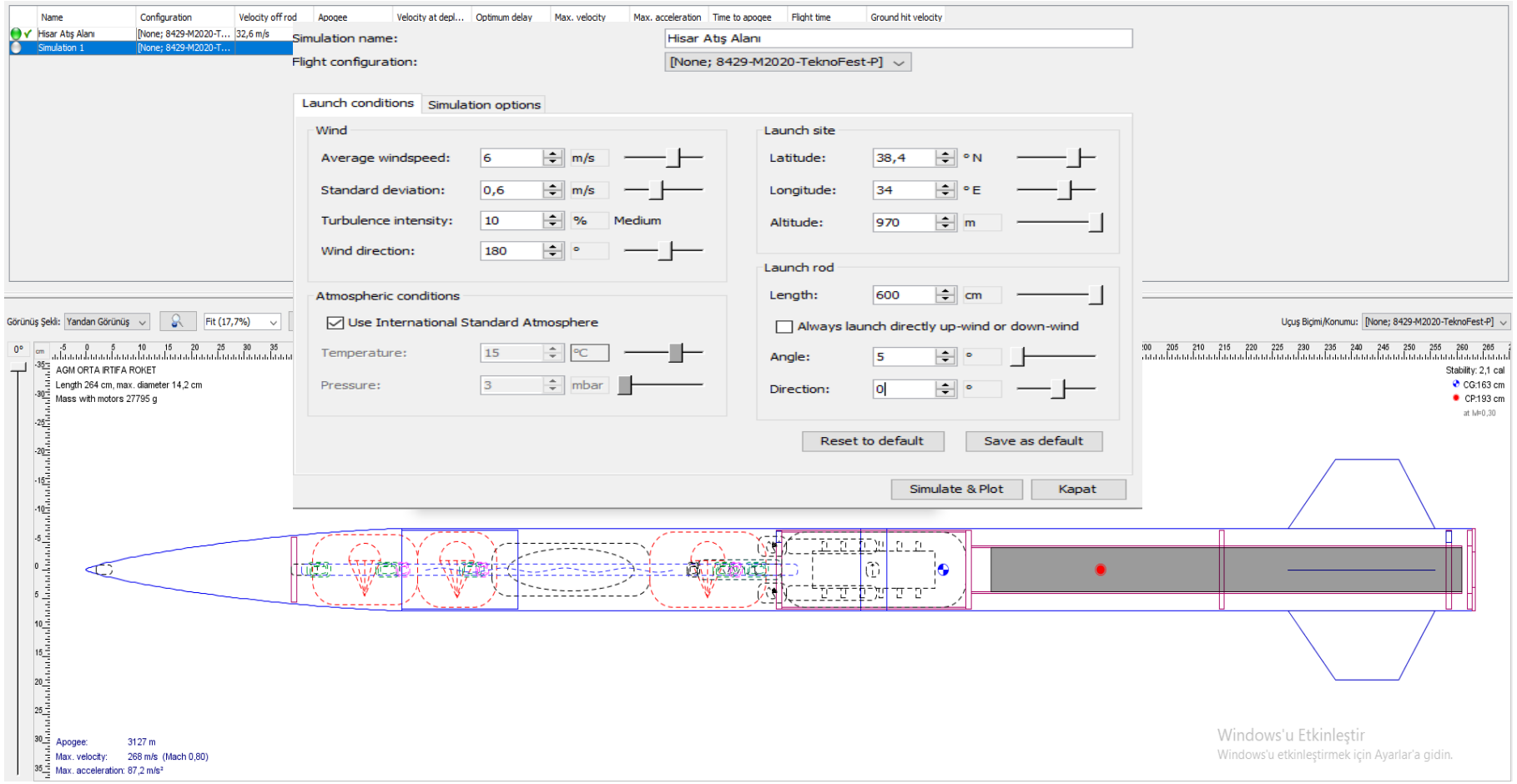
No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
62	4.3.12.	Raporu destekleyici “.ork” uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.			Kys sisteminde açılan ilgili belgeler arasında’’.ork
63	4.3.17.	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR’de belirtilecektir.			
64	4.6.1.	Orta irtifa, Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak yarışmacılardan Uçuş Benzetim Raporu istenmektedir. Lise kategorisindeki ekipler Uçuş Benzetim Raporu hazırlamayacaktır.			

Tam Karşılamaktadır

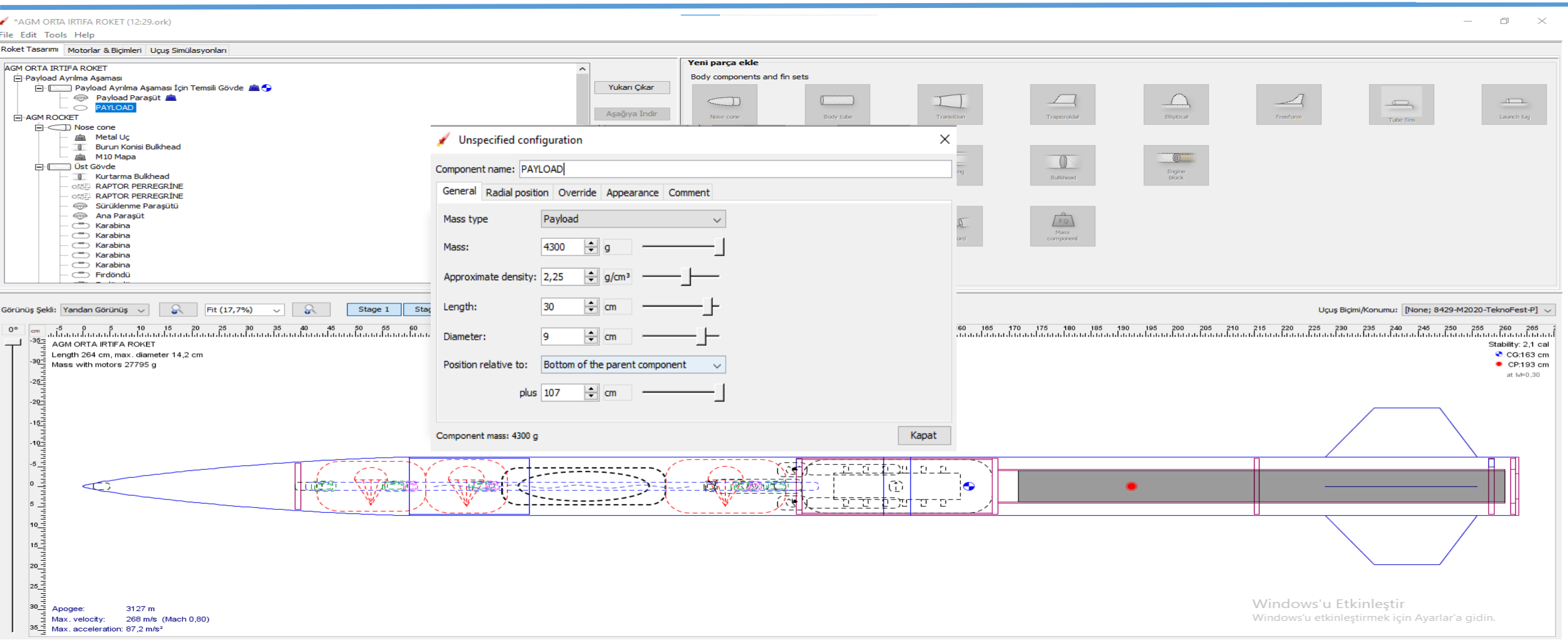
Kısmen Karşılamaktadır

Karşılamamaktadır

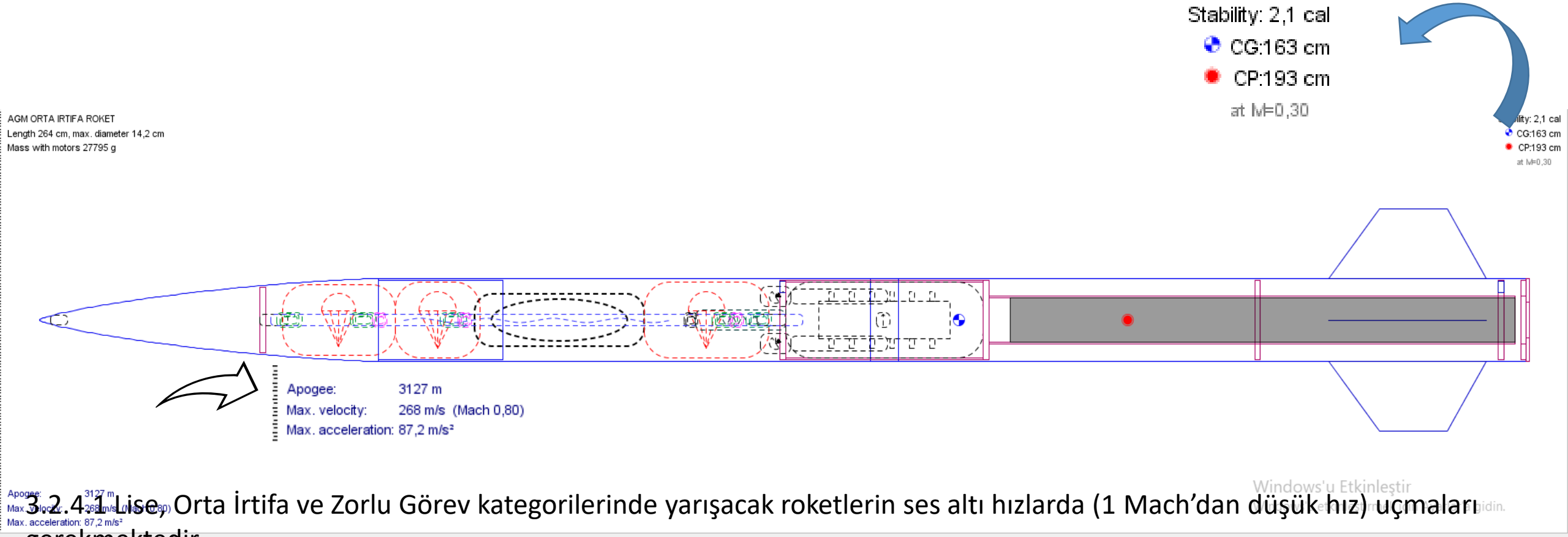
Kontrol Listesi EK-1



Kontrol Listesi EK-2



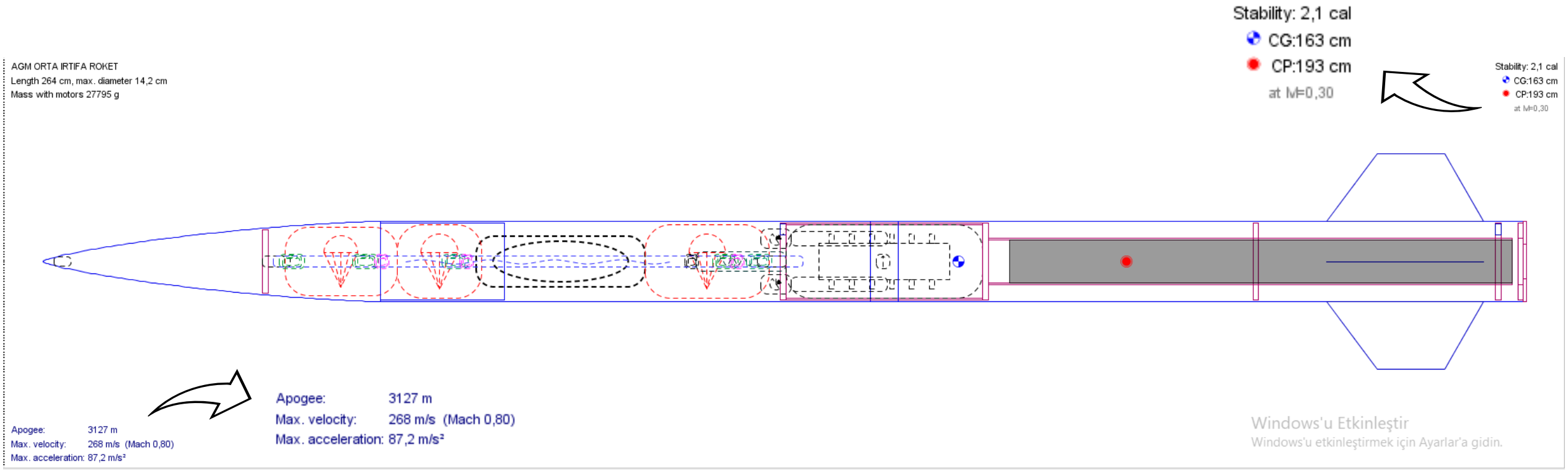
Kontrol Listesi EK-3



3.2.4.1 Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.

3.2.4.5Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.

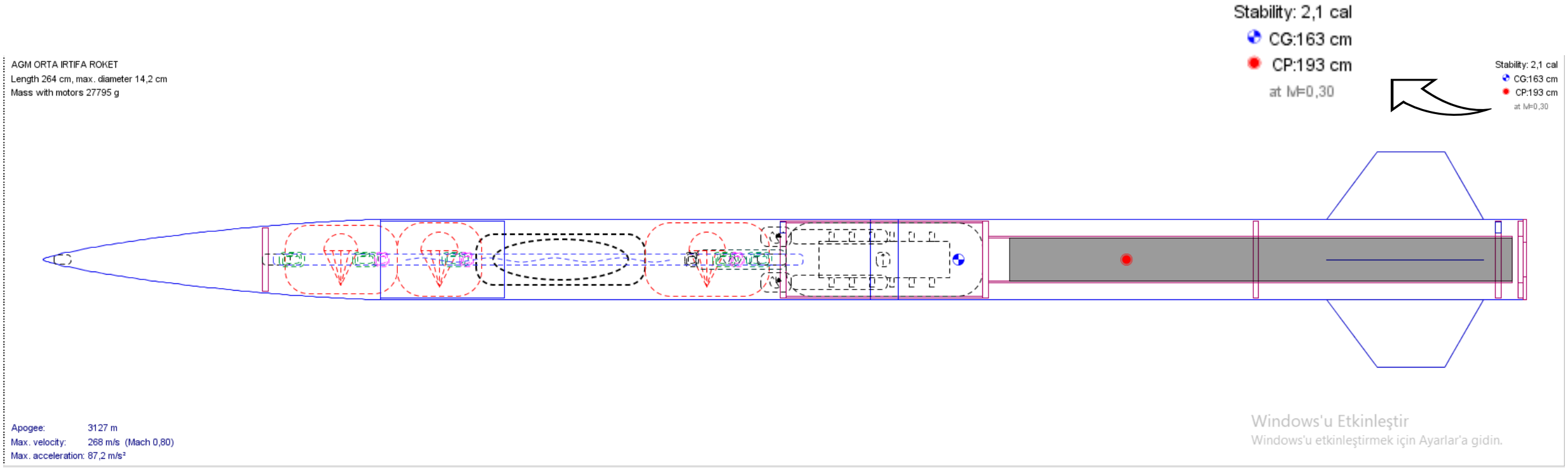
Kontrol Listesi EK-3



3.2.4.1 Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.

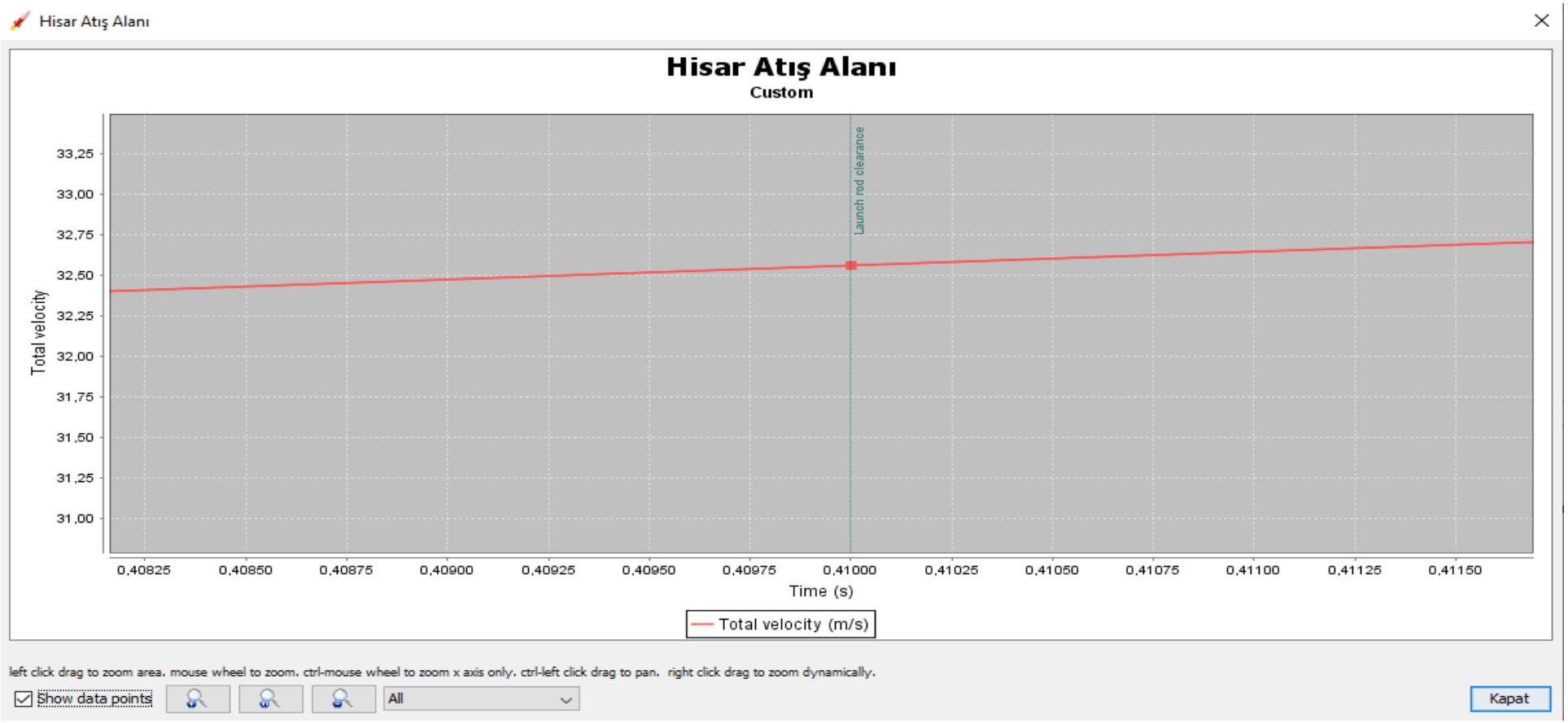
3.2.4.5Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.

Kontrol Listesi EK-4



3.2.4.6 Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar.

Kontrol Listesi EK-4



3.2.4.7. Rampadan asgari çıkış hızları; Lise Kategorisi için 15 m/s, Orta İrtifa Kategorisi için 25 m/s, Yüksek İrtifa Kategorisi için 30 m/s ve Zorlu Görev Kategorisi için 20 m/s’dir.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata no	Öğe/ fonksiyon	Fonksiyon tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Görev Evresi	Hata Etkisi		Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet puanı
						Yerel etki	Son etki		Önleyici	Tespit Edici		
1	Ray Butonu	Roketin fırlatma rampasına sabit ve doğrusal bir şekilde yerleştirilmesini sağlar.	Roketin belirlenen rotadan farklı yönde ilerlemesi.	Ray butonlarının eksenel yerlerştirilmemesi.	Fırlatma.	Ray butonlarının rampada sıkışması.	Roketin rotasının uçuş öncesi belirlenen rotaya oranla sapmaya uğraması.	Lazer ölçüm cihazıyla ölçüm yapılarak eksenelliğin kontrol edilmesi.	Hassas ölçüm cihazıyla eksenelliğin kontrolü .	Yapısal ekibin gerekli teknik kontrolleri yapması.	Atış öncesi son hizalamaların yapılması.	10
2	Paraşüt	Roketin sağlam ve güvenli bir şekilde yere indirilmesini sağlar	Paraşütün gövdeden ayrıldığı esnada deformasyona uğraması.	Paraşütün gövde içindeki herhangi bir kesici yüzeye takılarak deforme olması.	Uçuş Kurtarma	Paraşüt kumaşında deformasyon.	Paraşütün kurtarma görevini yerine getirememesi.	Atış Öncesi yetkili ekip tarafından fiziksel ve görsel tetkiklerin yapılması.	Atış öncesi yapısal ekip tarafından roketteki pürüzlü yüzeylerin kontrol edilmesi.	Atış öncesi tüm takım üyelerinin gövde ve paraşüt yüzeyini kontrol etmesi.	Envanterde yedek paraşütün bulundurulması .	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

3	Cıvata	Rokette bulunan parçaları birbirine bağlamak ya da parçaları sabitlemek.	Cıvataların nem,tuz,sıcaklık vb. nedenleriyle deforme olması.	Yüksek nem ve sıcaklık değişimleri.	Montaj	Cıvata mukavemetinde azalma.	Roketin yapısal olarak iç ve dış bütünlüğünün bozulması.	Fiziksel ve görsel tetkiklerin yapılması.	Cıvataların ortam koşullarından dolayı oluşan korozyona karşı kaplanması.	Nem ve korozyon testi yapılması.	Mevcut cıvatanın görevini yerine getirebilecek ikinci bir parçanın kullanılması.	7
4	Motor tutucu	Roketin bünyesinde bulunan motoru yerinde tutmak.	Uçuş esnasında motorun yerinden çıkması.	Motor tutucunun gövdeye montajlandığı vidaların, istenilen mukavvemeti verememesi.	Montaj Uçuş	Motor tutucunun mukavemetinde azalma.	Roket motorunun gövdeden ayrılması.	Malzeme üretim ve montajı sırasında gerekli tetkiklerin yapılması.	Gerekli statik ve mukavemet analizlerin yapılması	Montaj sırasında fiziksel ve gözlemsel tetkiklerin yapılması.	Analizler sonucu motor yükünü karşılayacak azami vidaların kullanılması.	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

5	CO2 tüplü açılma sistemi	Roketin güvenli bir şekilde kurtarılmasını sağlamak.	CO2 tüplü kurtarma sisteminin sızdırmazlığının sağlanamaması.	CO2 tüplü ayrılma sistemine gerekli sızdırmazlığın sağalanamaması.	Kurtarma	Açılma sistemi kurtarma için gerekli basıncı karşılayamaması.	Roketin güvenli bir şekilde kurtarılamaması.	Görsel ve gerekli fiziksel testlerin yapılması.	Montaj sırasında yapısal ekip tarafından gerekli kontrollerin yapılması.	Atış öncesi gerekli aviyonik ve mekanik testlerin yapılması.	Gerekli kurtarma testlerin yapılması ve sızdırmazlığın sağlanması.	7
6	Paraşüt ipleri	Paraşütün tek bir alana bağlanması ayrıca paraşüte binen yük dağılımını azaltmak amacıyla 8 ya da 12 tane bulunabilir.	Paraşüt iplerinin montaj veya uçuş sırasında birbirine girmesi.	Paraşütün işlevini yerine getiremesi ve roketin hızla yere çarpması.	Uçuş Kurtarma.	Uçuş esnasında iplerin birbirine dolanmasından dolayı paraşütün havada kapanması.	Paraşüt iplerinin dolanması ile birlikte kurtarmanın başarısız olması ve roketin yere sert bir şekilde düşmesi.	Kurtarma ekibi tarafından görsel ve fiziksel tetkiklerin yapılması.	Paraşüt iplerinin rokete koyulmadan önce kontrol edilmesi ve ipleri koyarken dikkatli davranılması.	Kurtarma ekibinin paraşütleri katlamadan görsel tetkikleri yapması.	Paraşüt iplerinin karışmaması için iplerin paraşütler rokete yerleştirilene kadar kağıt bant yardımı ile bantlanıp montajda çıkarılması ve uçuş esnasında paraşüt iplerinin birbirine karışmasını önlemek için fırdöndü mekanizmasının kullanılması.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

7	Gövde	Roketin yapısal bütünlüğünü sağlar ve roket elemanlarını içinde bulundurur.	Uçuş sırasında roket ile gövde arasındaki bütünlüğün bozulması.	Roket tasarımında yapısal analiz testlerinde gövde mukavemetinin yanlış hesaplanması.	Uçuş Montaj	Gövde şeklinde ve mukavemetinde deformasyonların meydana gelmesi.	Roketin uçuş esnasında gövde bütünlüğünü kaybetmesi.	Analiz programları üzerinden gerekli analizleri ve hesaplamaları yapmak.	Roket gövdesinin yapıldığı malzemede değişikliğe gidilmesi ya da et kalınlığının değiştirilmesi.	Analiz programları ve gerekli hesaplamalar.	Roket gövdesini entegrasyon gövde dışında ekstra yapısal destek elemanları ile sabitlemek.	10
8	Paraşüt	Roketin sağlam ve güvenli bir şekilde yere indirilmesini sağlar	Paraşütün, roketi planlanandan daha yüksek bir sürat ile yere indirmesi sonucunda roketin hasar görmesi.	Paraşüt alanının yanlış hesaplanması.	Uçuş-Kurtarma	Paraşütün roketi istenilen hız değerlerine düşürememesi.	Roketin yere çakılması veya çok yüksek bir sürat ile yere inmesi.	Paraşütlere kurtarma ekibi tarafından gerekli testlerin yapılması.	Paraşüt alan hesaplarının, takımın farklı elemanları tarafından kontrol edip onaylandıktan sonra paraşütlerin üretilmesi.	Paraşütlerin, atıştan önce yüksek bir yerden atılarak test edilmesi.	Paraşütlerin hesaplamaları kontrol edilip doğrulanmadan üretilmemesi veya test edilmeden rokete eklenmemesi.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

9	Kanatçık	Uçuş süresi boyunca roketin belirlenen rotada stabil bir yol izlemesini sağlamak.	Kanatçık montaj sırasında sabitlenme açılarının ayarlanmaması.	Kanatçıklar montajlarken istenilen tole ransın verilmemesi.	Uçuş.	Uçuş stabilizasyonun bozulması.	Roketin planlanan uçuş rotasında sapmaya uğraması .	Gerekli ölçüm tekniklerini n hassas ölçüm aletleriyle ölçülmesi.	Öncelikle kanatçık bağlantı yerlerinin bir kılavuza göre yapılması.	Hassas ölçüm cihazl arıyla refera ns çizgisini oluşturulmas ı.	Kompakt olamayan bir kanat montaj stratejisi ile roketin hazırlanması.	7
10	Kurtarma Bulkhead	Kurtarma sisteminin rokete montajlanma sını sağlar.	Uçuş esnasında paraşütün açılmasından dolayı oluşan kuvvete, montajladığımız vidaların mukavemet gösterememesi.	Uçuş esnasında oluşan şok yükünün bulkhead de montajlanan mapaya etki etmesi.	Uçuş.	Kurtarma sistemlerinin sabitlendiği bulkheadin roketten dışarı çıkması.	Bulkheadin ayrılmasıyla birlikte kurtarmanın başarısız olması ve roketin yere sert bir şekilde düşmesi.	Fiziksel ve gözlemsel tetkiklerin yapılması.	Bulkhead montajında kullanılacak kesme gerilme analizlerinin yapılması.	Kesme gerilme analizi sonucu bulkhead de oluşan bozulmaların tespit edilmesi.	Kullanılan vidaların malzemelerinin gerekli dayanıma sahip olması.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

11	Faydalı yük	Hedeflenen görevi yerine getirmesi ve istenilen verileri toplaması.	Faydalı yükü sabitlemek için gövdeye montajlananvidaların sızdırmazlığının sağlanamaması.	Sızdırmazlık için uygun vida ve sızdırmazlık ekipmanlarının kullanılmaması.	Montaj	Kurtarma görevi esnasında yeterli basıncın oluşturulamaması.	Kurtarma görevinin başarısız olması	Atış öncesi gerekli kurtarma ve sızdırmazlık testlerinin yapılması.	Testler sırasında sızdırmazlığın kontrol edilmesi	Atış öncesi kurtarma ekibi tarafından roketin tüm sızdırma ihtimali olan bölgelerde çalışma yapılması.	Kurtarma işlemi için gereken karbondioksit miktarından fazla kullanılması.	7
12	Raptor Perregrine yayı	Bu yay, kurtarma sistemi içerisinde bulunan CO2 tüpünü aktive edecek olan iğnenin CO2 tüpünün girişini takılı kalmamasını istenilen alanın basınçlandırılmasını sağlar.	Sistem içerisindeki yayın, işlevini yerine getirememesi sonucu roketin burun konisini açacak basıncın elde edilememesi.	Sistem içerisinde bulunan yayın, hava değişiminden dolayı genleşmesi veya büzüşmesi sonucunda işlevini yerine getirememesi.	Kurtarma	CO2 tüpünün aktif edilememesi.	Roketin kurtarma konseptinin başarısız olması ve bunun sonucunda roket uçuş görevinin başarısız olması.	Kurtarma sisteminin, tüm komponentleri tam bir şekilde yerleştirilip atıştan önce testinin yapılması.	Yay rokete yerleştirilmeden önce esnekliği ve yay özelliği kontrol edildikten sonra rokete eklenmelidir.	Görsel ve fiziksel tetkiklerin yapılması.	Hava değişiminden dolayı olası genleşme ve büzüşmelerin olacağı önceden düşünülmeli ve kullanılacak olan yaya ilaveten, yedek olarak birkaç adet yay daha atış alanına götürülmelidir.	9

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

13	Merkezleme Halkası	Merkezleme halkaları motoru merkezlemek için gerekli olan halka şeklindeki elemanlardır.	Montajda kullanılan cıvataların deforme olması.	Sabitlemede kullanılan vidaların hava şartları nedeniyle korozyon vb. deformasyonlara uğraması.	Montaj	Merkezleme halkasının görevini yerine getirememesi.	Roketin uçuş sırasında stabilizasyonunun ve rotasının bozulması.	Görsel ve fiziksel testlerin yapılması.	Montaj esnasında ve sonrasında detaylı teknik kontroller.	Teknik muayene.	Korozyona karşı dayanıklı malzemeden üretilen vidaların kullanılması.	4
14	Mapa	Kurtarma sistemi ara elemanı olmakla birlikte, şok kordonunu, roketin yapısal kısmına bağlaması.	Açılma anında mapaya binen yükten dolayı oluşan deformasyon.	Açığa çıkan yüke karşın düşük mukavemetli mapa kullanımı.	Montaj ve Kurtarma.	Mapa dişlerinde deformasyonların gözlemlenmesi.	Mapanın uğradığı deformasyona bağlı olarak kurtarma görevinin başarısız olması.	Fiziksel ve görsel tetkiklerin yapılması.	Fiziksel ve görsel tetkiklerin yapılması.	Fiziksel ve görsel tetkiklerin yapılması.	Gerekli analiz programları üzerinden uçuş esnasında mapanın karşılaşacağı yüke uygun kalınlıkta mapa kullanımı.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

15	Motor Blok	Motorun ürettiği itki kuvvetini, güvenli ve stabil bir şekilde rokete iletmek ve içeride bulunan roket komponentlerin bu itki kuvvetinden zarar görmemesini sağlamak.	Motor bloğunun kırılması/parçalanması ve bunun sonucunda fonksiyonunu gerçekleştirememesi.	Motor bloğu malzemesinin hatalı seçimi.	Uçuş	Motor bloğunun parçalanması sonucunda motorun yerinden ayrılması.	Roketin uçuş konseptinin başarısız olması.	Motor bloğu malzeme numunesine, yetkili takım elemanları tarafından gerekli testlerin yapılması.	Motor bloğuna, ısıl işlem uygulama gibi süreçlerden geçirerek mukavemetinin arttırılması.	Görsel ve fiziksel tetkiklerin yapılması.	Motor bloğuna, hesaplanan motor itki kuvvetinden yaklaşık 3-4 kat fazla kuvvet uygulanarak bloğun mukavvemetinin test edilmesinden sonra rokete eklenmesi.	10
16	Şok Kordonu	Paraşüt-gövde bağlantı elemanıdır. Paraşütün açılma esnasında yarattığı şoku absorbe etmek için kullanılır.	Şok kordonunun deformasyona uğraması ve kurtarma görevinin başarısız olması.	Hatalı şok kuvveti hesaplaması ve buna bağlı olarak yanlış şok kordonu seçimi.	Uçuş ve kurtarma	Şok kordonunun kurtarma esnasında kopması.	Kurtarma görevinin başarısız olması.	Yetkili kurtarma ve yapısal ekip tarafından çekme testlerinin yapılması.	Testler esnasında ve kordon seçimi sırasında gerekli güvenlik faktörlerinin hesaba katılması.	Yapılan hesaplamalar ve testler sonucunda şok kordonu hesabının kontrol edilmesi.	Gerekli güvenlik katsayıları göz önünde bulundurularak şok kordonu seçilmesi ve atış öncesi gerekli teknik kontrollerin yapılması.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

17	Shear pin	Uçuş esnasında, burun konisini sabit tutmak, burnout sonrası oluşan sürüklenme kuvveti farkından dolayı ayrılmak isteyen burun konisini gövdede tutmak	Burnout sonrası burun konisinin roketten ayrılması.	Kullanılacak shear pin sayısının yanlış hesaplanması.	Uçuş Kurtarma.	Burun konisinin istenilen zamanda açılmaması.	Planlanan kurtarma konseptinin başarısız olması.	Gerekli burun konisi açılma testlerinin yapılması.	Shear pin sayısı hesalamasının doğru yapılması.	Yapılan kurtarma testleri ile tetkik yapılması.	Gerekli kuvvet hesaplamaları kullanılarak burun konisi açma testlerinin yapılması.	7
18	Aviyonik sistem kabloları	Aviyonik sistemdeki kablolar, sistemlerin düzgün çalışması ve bunun sonucunda roket uçuş konseptinin başarılı ile tamamlanmasını sağlar	Roket gövdelerinin montajlanması aşamasında, aviyonik kablolarının zarar görmesi, kopması.	Kabloların gereğinden uzun ve karışık olması sonucunda, roketin diğer bölümlerine dolanması, sıkışması.	Montaj	Kabloların kopması sonucu, aviyonik sisteminlerinde aksama.	Roketin uçuş konseptinin başarısız olması.	Roketin montaj stratejisi oluşturulup, atışa gitmeden önce tüm roketin montajının yapılıp test edilmesi.	Aviyonik sistem kablolarının, gerektiğinden uzun olmaması ve buna bağlı olarak roketin, gövdeleri montajlanırken kabloların sıkışma riskinin en aza indirilmesi.	Roket montajlandıktan sonra aviyonik sistemlerinin çalışıp çalışmadığının kontrol edilmesi.	Aviyonik sistem kablolarının geçeceği yerler daha önceden ayarlanıp montaj stratejisinin ona göre yapılması ve olası bağlantı sorunu ihtimaline karşı, atış alanına yedek kablo götürülmesi.	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

19	Burun Konisi	Uçuş sırasında roketin havayı karşılayan ilk bölümüdür ve roketin stabilizyonunu sağlar.	Burun konisi mukavvemetin in gerektiğinden daha düşük olması.	Burun konisi üretim sürecinde, elle yatırma yöntemi uygulanırken gerektiğinden daha fazla reçine kullanılması.	Üretim	Burun konisinin mukavemeti nin azalması ve daha kırılgan bir yapıya sahip olması.	Uçuş esansında burun konisinin,deform asyona uğrayıp, uçuş görevinin başarısız olması.	Yapısal ekip tarafından, malzeme numuneler ine gerekli yapısal testlerin yapılması.	Yapısal ekip tarafından üretim esnasında kumaş/reçine oranının doğru bir şekilde hesaplanması.	Üretilmiş burun konisinin, yetkili ekip tarafından gerekli fiziksel ve gözlemsel tetiklerinin yapılması.	Olası üretim hataları dikkate alınarak, üretim için gerekli olan kumaş ve reçineyi yedeği olacak şekilde temin etmek.	10
20	Motor Kundağı	Roket motorunun, roketin şasisine sıkıca sabitlenmesini sağlamak.	Roket motorunun sabitlenmesin de hata.	Roket bütünleştirme stratejisinde hata olması.	Montaj.	Yüksek ısıdan dolayı deformasyo na uğraması.	Roketin rotadan çıkması ve görevini yerine getirememesi.	Fiziksel muayene.	Bütünleştirme stratejisinin birden çok kişi tarafından incelenmesi.	Atış alanı son testleri.	Motor sabitlenmesind e ek olarak merkezleme halkaları kullanılması.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

21	Tender Descender	Roket ana paraşütünü istenilen irtifaya kadar roket gövdesinde muhafaza eder ve aviyonikten alınan sinyalle paraşütü açmaya yarar.	Roketin aviyonik sisteminden k aynaklanan sinyal hatasından dolayı işlevini yerine getirememesi.	Aviyonik sistemin çalışmasına rağmen, fitillerin yanmamasından dolayı Tender Descenderin görevini yerine getirememesi.	Uçuş	Tender descender işlevini yerine getiremediğinden dolayı roket ana paraşütünün açılamaması ve bundan dolayı roketin kurtarılamaması.	Roketin kurtarılamamasından dolayı aviyonik sistemin parçalanması ve roketin konumunun tespit edilememesi.	Yetkili aviyonik ekip tarafından gerekli görsel ve fiziksel tetkiklerin yapılması.	Roket aviyoniğinin test edilmesi.	Elde edilen bu testler sonucu tender descenderin işlev kontrolü.	Yapılan testler sonucu tender descender sisteminin kontrolü ve gerekirse sistemdeki hata veren parçaların değişimi.	6
22	Entegrasyon Gövde	Roketin iki ayrı gövdesini birbirine bağlamak.	Roket gövdesinin maruz kalacağı kuvvetten dolayı gövdede deformasyon olması.	Entegrasyon gövdenin sıkı geçme olarak montajlanmaması.	Montaj.	Entegrasyon gövdenin bükülmesi.	Roketin ikiye ayrılması.	Fiziksel ve görseltetiklerin yapılması	Entegrasyon gövde çapının roket gövdesinin iç çapıyla uyumunun CAD çizimleri aracılığıyla kontrolü.	Fiziksel muayene.	Entegrasyon gövde için gerekli fiziksel testleri yapılması.	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

23	Aviyonik Bay	Aviyonik sistemdeki sensörler arasındaki bağlantıyı ve ana sistemin kontrolünü sağlar.	Aviyonik mekanik tasarımından kaynaklı elektrik kaçağı olması.	aviyonik mekanik tasarımın metal malzemeden tercih edilmesi.	Uçuş evresi.	Sistemlerin uyumlu ve düzgün bir şekilde çalışmaması. Modüllerin yanması.	Kaçak olması durumunda aviyonik bayın zarar görmesi ve kurtarma konseptinin gerçekleşmemesi.	Kaçak tespiti için voltaj kontrollerinin yapılması.	Metal plakanın yalıtkan boya ile boyanması.	Aviyonik ekibin gerekli kontrolleri yapması.	Kaçak kontrolünün yapılması ve metal yüzeyin yalıtkanlarla kaplanması.	7
24	Basınç sensörü	Anlık olarak basınç verilerini ölçer, irtifa hesaplar ve mikrokontrolcüye ileti	Sensörden alınan anlık verinin bulunduğu anlık irtifa ile uyuşmaması.	Rokete uygun noktadan basınç deliklerinin açılmaması.	Operasyon konseptindeki her evrede bulunur.	Roketin bulunduğu irtifanın sağlıklı hesaplanaması.	Kurtarma sistemini n tepe noktası dışında gerçekleşmesi.	vakum testleri yapılarak doğru veri akışının sağlanması.	Basınç sensörün ün tüm testlerden geçtikten sonra rokette kullanılması	Test esnasında kullandığımız ikinci basınç sensörü ile tespit edilir.	Basınç sensörü için açılan deliklerin kontrolünün yapılması.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

25	Mosfet	Sensörlerin, mikrokontrolcüd e lojik 1 değerini oluşturulmasıyla mosfete sinyal gönderilir. Bu sinyalle mosfet anahtarlama elemanı olarak çalışıp fitili ateşler.	Mosfetin gerek olmadığı durumda statik elektriğe maruz kalması.	Gereksini ml eri karşılayac ak diyot yerleştiril me mesi veya yalıtımın yapılmam as ı.	Uçuş Kurta rma	Mosfetin kısa devre durumuna düşmesi.	Anahtarla ma elemanı olarak çalışamad ığı için açılma sistemini n deaktif olması.	Avometre ile mosfetin bacakları arasında ölçüm yapılması.	Mosfet e soğutuc u eklenm e si.	Açık alanda piroteknik yöntemlerl e mosfetin sağlamlığın ın kontrolü için ateşleme düzeneği kurulması	Uygun değerlerde diyot yerleştirilmesi ve soğutucu kullanılması.	8
26	Piller	Aviyonik sistem için gereken enerjiyi sağlamak	Roketin maruz kaldığı kuvvetler sonucunda pillerin zarar görmesi.	Pillerin düzgünce sabitlenm e mesi ve koruyucu kılıf kullanılm a ması.	Uçuş.	Zarar gören pillerden güç sağlanama masından ötürü aviyonik sistemin besleneme mesi.	Aviyonik sistemin çalışma masi sebebiyl e kurtarma nın gerçekleş tirileme mesi.	Aviyonik sistem yerleştirili rken pilin sabitlendi ğinden emin olunması.	Piller için uygun kılıf kullanı mı	Rokette Pillerin bulunduğ u bölgeleri n mukave met testinden geçirilme si.	Piller için uygun kullanılması pil yataklarının uygun bir şekilde sabitlenmesi.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

27	Piller	Aviyonik si stem için gereken enerjiyi sağlamak.	Pil seçiminde olabilecek atış gecikmelerine karşı uzun süre dayanabilecek kapasitelerde pil seçilmemesi.	Uzun süreli gecikmeler hesaba katılmayıp yanlış kapasiteli pil seçimi yapılması.	Operas yon konsep tindeki her evrede bulunu r.	Gücü yetersiz pillerden güç sağlanama masından ötürü, aviyonik sistemin besleneme mesi.	Roketin atışına izin verilmeme si	Multimetr e ile pillerin doluluğun un kontrol edilmesi.	Aviyonik sistem için yedek pil temin edilmesi.	Sistemin uzun süreli kullanıma karşı test edilmesi.	Yüksek kapasiteli pil seçimi yapılması.	9
28	Algorit ma	Aviyonik sisteminin çalışmasını düzenleyen sistemdir.	Algoritma döngüsünün düzgün çalışmaması. Kurtarma sisteminin kodlarının tek	Kurtarma sisteminin kodlarının tek bir parametr eye bağlı olarak yazılması.	Operas yon konsep tindeki her evrede bulunu r	Kurtarma sisteminin aktif olmaması.	Kurtarma sisteminin aktif edilemem esi ve roketin ayrılmasını n gerçekleş memesi	kodların tekrar kontrol edilmesi ve sistemdeki sensörlerin ayrı ayrı test edilmesi .	Testler yapmak ve hataları görmek.	Algoritma sistemi için uygun filtreleme işlemleri yapmak.	Algoritma nın doğruluğu ve kesinliği için sürekli testler yapmak ve hataları görmek.	10

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

29	Telem e tri modül ü	Sensörlerden gelen verileri mikrokontrolcü d en alarak yer istasyonuna iletmesi.	Verilerin doğru adrese uygun bantta ve frekansta iletilmemesi.	Link budget hesabının doğru yapılmama sı.	Operas yon konsep ti ndeki her evrede bulunu r	Telemetri modülünü n fazla akım çekmesind en dolayı bozulması.	Yer istasyonu na verilerin gelmeme si.	Açık alanda verilerin test edilmesi.	Uygun frekanst a bir telemet ri modülü seçilme sİ.	Telemetride n verilerin yer istasyonuna gidip gitmediğini kontrol etmek.	Telemetri modülüne bağlı antenin aviyonik bayın içerisine doğru yerleştirilmesi ve pilin uygun yeterlilikte olduğu saptanması.	8
30	Mikro kont rolcü	Aviyonik sistemdeki sensörler arasındaki bağlantıyı ve ana sistemin kontrolünü sağlar.	Aviyonik sistemde duraksamal ar ve gecikmeler olması	Aviyonik siste me aşırı yük binmesi ve ram yetersizliği.	Operas yon konsep tindeki her evrede bulunu r.	Tüm sistemleri n tam olarak uyumlu ve düzgün bir şekilde çalışmam ası.	Roketin istenilen irtifada kurtarma sistemini aktif edememes i	Mikro kontrolc ünün da tasheeti nin iyi analizinin yapılma sı.	Aviyoni k sistem için gerekli voltaj regülat örlerin in kullanılması.	Aviyonik ekibin gerekli kontrolle ri yapması.	Mikrokontro lcülerinin güç ve ram yeterliliğine göre komponent seçimine dikkat etmek .	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

31	Aviyonik Bay	Roketin elektronik sisteminin olduğu yere verilen ad.	Aviyonik sistem ve yer istasyonu arasındaki iletişimin sağlanamaması.	Gövde malzeme seçiminin yanlış olması sonucu sinyal iletiminin olmaması.	Operasyon konseptindeki her evrede bulunur.	Sistemin aktifleşme mesi ve aviyonik sistemin çalışmaması.	Kurtarma sisteminin aktif olamaması ve roket irtifa halindeyken sistemlerden haber alınamaması	Genel aviyonik iletişimi için testler yapılması.	Aviyonik sistemdeki iletişimin düzgün sağlanamaması halinde seçilen gövde malzemesinin gözden geçirilmesi.	Atış öncesi yapılan testlerde olası iletişim sorunlarının tespit edilmesi.	Roket iletişimi için uygun malzeme seçmek ve yeteri kadar test yapmak.	8
32	Roket – yer istayonu arası iletişim hataları	Ortam durum konum bilgisi içeren verilerin istasyona gönderilmesi	İletişim anteni bağlantı sorunu	Sinyal engelleyen parazitler	Uçuş	Sinyal iletim sorunu	Roketin bulunamaması	Sinyal kopuklukları için uçuş öncesi uyarı mesajı	İletişim antenin roketin dışına alınarak ya da sinyal geçirgen gövde bölmesi ile olsaı parazitlerin engellenmesi	İletişim sağlanıp sağlanamadığına dair görsel işitsel uyarı mesajları	İletişim anteninin diğer elektroniklerden etkilenmeyecek bir mesafede konumlandırılması	9

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

33	Güç iletimi bağlantıları	Pil gücünün devre elemanlarına taşınması.	Kurtarma kontrol anahtarlarında zamanlama hatası.	Uçuş bilgisayarının,sensör ya da algoritma hatasına bağlı olarak, olması gerekenden önce veya sonra kurtarmasinyali göndermesi.	Uçuş	Ayrılma tahrik sistemin gövdeleriaçması.	Zamansınz paraşüt açımına bağlı kurtarma sistemi işlev bozukluğu ya da başarısız kurtarma	Fırlatma öncesi nominal durumda olmayan okumalar için yer istasyonuna uyarı mesajı gönderilir.	Sensörler uçuş boyunca karşılaşacakları koşullarda test edilir. Uçuş algoritması gürültü eklenmiş sanal uçuş verisi ile test edilerek olası hatalar ayıklanır	Uçuş bilgisayarındaki sensörlerin montajdan hemenönce çalışır durumda olduklarını test içinsallama, döndürme,ve hava püskürtme yöntemleriyle bilgisayarın durumu muayene edilir	Gereğinden çok önce veya sonra kurtarma komutu verilememei için zaman aralığı kısıtlamalrı algoritmeya eklenebilr.	8
34	Sensörler,Okuma Hataları	Ortam,konum,durum bilgisi içeren verilerin toplanması	Barometriksensör basınç transdüserlerinin tıkanması	sensör basınç transdüserlerinin tıkanmasıTozlu ortamda çalışma.	Uçuş	İrtifa ve basınç değerindehatalı okumalar.	Zamansınz paraşüt açımına bağlı kurtarma sistemi işlev bozukluğu yada başarısız kurtarma	Nominal dışı okumalar için uçuş esnası uyarı mesajı.	Parça ile çalışılırken toz ve nem etkilerinden korumak.	Atışa hazırlık evresinde son kontrollerde irtifave basınç değerinin uyumlu olup olmadığına bakılır.	Diğer sensörlerin verileri yeterli ile kurtarmas ağlanabilcek ek algoritmalar üretilmesi.	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

35	Güç iletimi bağlantıları	Pil gücünün devre elemanlarına taşınması.	Kurtarma kontrol anahtarlarının montaj esnasında açık kalması	kısa devre sebepli zamanlama hatası.	Montaj	Fırlatmadan evvel kurtarma sistemlerinin tetiklenmesi.	Gövdelerin ve burnun ayrılması. Montaj operasyonu iptali.	işitsel, görsel uyaranlar. hata mesajı.	Ayrılma tahrik sistemi çifte anahtarla yerleştirilmeli. Uçuş bilgisayarı–ayrılma tahrik sistemi bağlantısı geliştirilirken toplu testlere yer verilmesi.Testlerde montaj ve rampaya yükleme aşamalarının fiziksel ve sanal olarak taklit edilmesi.	Kurtarma kontrol anahtarlarının açık olduğu uyarısını verecek işitsel görsel uyaranlar yerleştirilmesi. Ayrılma tahrik sistemi yerleştiriltirmeden bilgisayarın nominal fonksiyonlarında bozukluk varsa hata mesajı gönderilmesi.	Kurtarma kontrol anahtarlarını belli bir süre dahilin de kapanacak şekilde tasarlamak. Bu sayede hatanın etkisini keserek ayrılma tahrik sistemini ateşlemesi önlenebilir.	7

REFERANSLAR

- Aerodinamik Referanslar:
- https://rshare.library.ryerson.ca/articles/thesis/Aerodynamic_Optimization_of_the_Von_Karman_Nose_Cone_for_a_Supersonic_Sounding_Rocket/14635638
- Fundamentals of Aerodynamics, 6th Edition (aviationdose.com)
- Yapısal Referanslar:
- https://polen.itu.edu.tr/bitstream/11527/4655/1/8789.pdf
- https://polen.itu.edu.tr/bitstream/11527/4655/1/8789.pdf
- -393503ed6ffb/kompozitmalzemelersunu3takviyeelemanlari.pdf

REFERANSLAR

- Kurtarma Referanslar:
- https://www.roketsan.com.tr/uploads/docs/1628594512_20.03.2020model-roketcilik-master-dokumanv04.pdf
  Douglas Giancoli,Physics for Scientists and Engineers
- Parachute Recovery Systems Design Manual, Theo W. Knacke, March 1991
- Aviyonik referanslar:
- https://www.waveshare.com/w/upload/8/8c/UART-GPS-NEO-7M-C-UserManual.pdf