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

Takım Yapısı

Selçuk Özel
Fizik Öğretmeni
Takım Danışmanı ve İletişim Sorumlusu

Dilşer Göçmen
10/A
Takım Kaptanı ve Tasarım Sorumlusu

ÖTR raporumuzda üye sayısı 6 olup KTR raporunda ''Efe SEVİM'' adlı üyenin takımdan ayrılması ve ''Eren KÜÇÜKYILDIRIM'' ile ''Murat Utku KOROĞLU'' adlı üyelerin eklenmesiyle üye sayısı 7 olarak güncellenmiştir (Üye sayısına danışman dahil değildir.).

ÖTR raporumuzda takım kaptanı ve aviyonik sorumlusu olan ''Efe SEVİM'' adlı üyenin takımdan ayrılması sebebiyle KTR raporunda takım kaptanı''Dilşer GÖÇME'' ve aviyonik sorumlusu ''Eren KÜÇÜKYILDIRIM'' ile ''Murat Utku KOROĞLU'' olarak güncellenmiştir.

Sudegül Özgül
10/A
Aerodinamik Kuvvet Sorumlusu

Esma Sultan Altunbaş
10/E
Yapısal Bütünlük Sorumlusu

Kübra Nur Uygur
10/A
Malzeme ve Mekanik Sorumlusu

Eren Küçükyıldırım
10/D
Aviyonik Sorumlusu

Murat Utku Koroğlu
10/D
Aviyonik Sorumlusu

İlke Ergin
9/D
Paraşüt ve Kurtarma Sistemi Sorumlusu

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

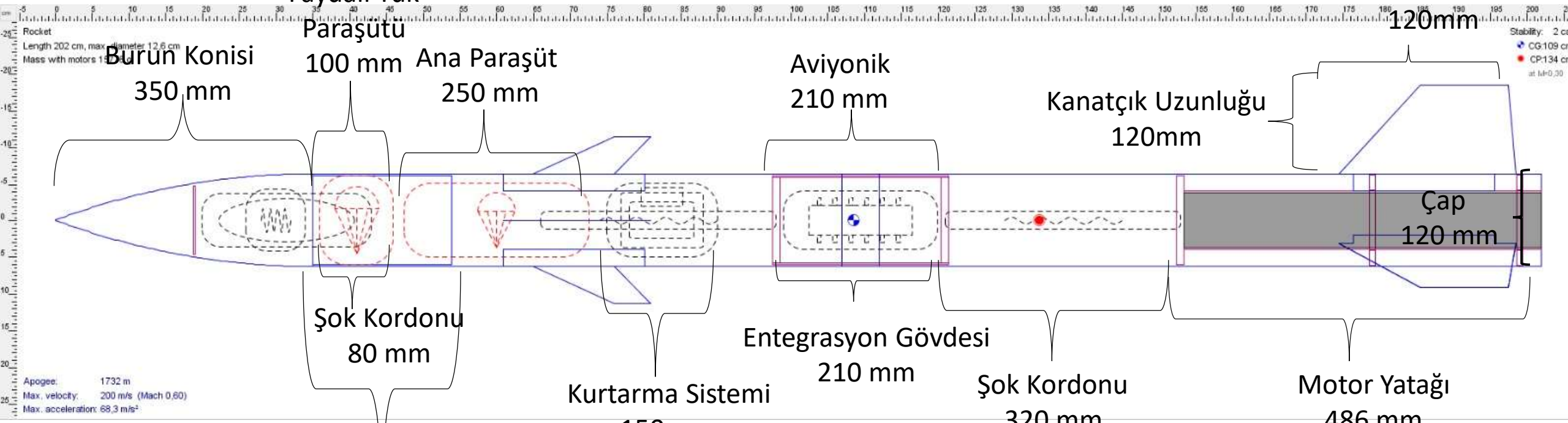
Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler	
	Ölçü
Boy (mm):	2020 mm
Çap (mm):	126 mm
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	14.002 g
Yakıt Kütlesi (g):	1774 g
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	1584,3 g
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4001 g
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	15.776 g

Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri	
	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	0,0764452 (N/g)
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	27,5 m/s
Stabilite (0.3 Mach için):	2,00
En büyük ivme (G):	6,97 G
En Yüksek Hız (m/s):	200 m/s
En Yüksek Mach Sayısı:	0,60 mach
Tepe Noktası İrtifası (m):	1732 m

*Değerleri iyileştirmek amaçlı ÖTR raporundaki roket tasarımında tasarım değişikliği yapıldığından değerlerde değişiklik olmuştur.

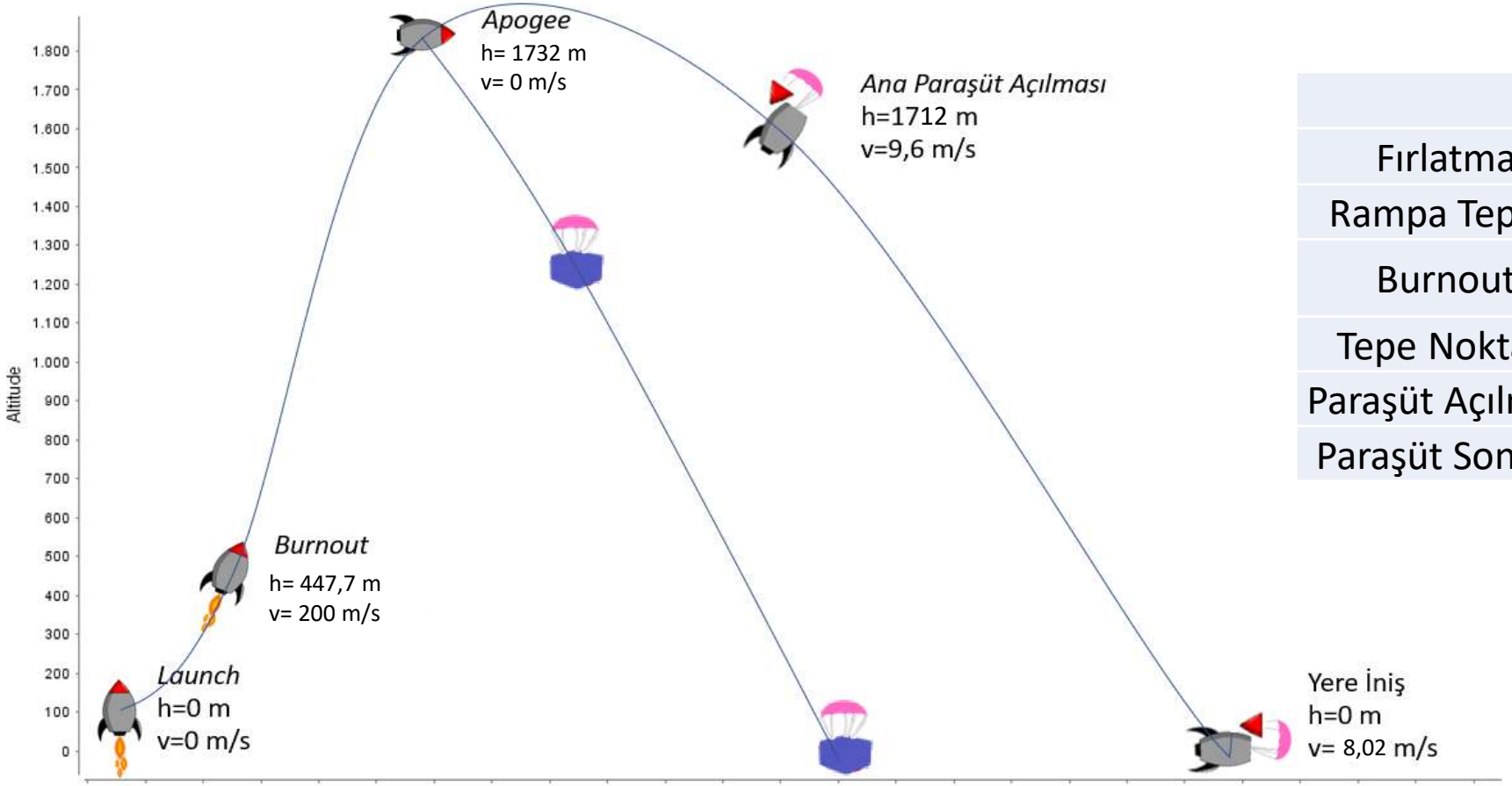
Motor
Cesaroni L1050

Genel Tasarım



*Çizim değiştirilerek burun Bulkhead eklendi ve stabilite değeri 2.00’ a indirildi.

Operasyon Konsepti (CONOPS)



	Hız	İrtifa	Zaman
Fırlatma	0 m/s	0 m	0 s
Rampa Tepesi	28 m/s	6 m	0,42 s
Burnout	200 m/s	447,7 m	3,74 s
Tepe Noktası	0 m/s	1732 m	19,5 s
Paraşüt Açılması	9,6 m/s	1712 m	28 s
Paraşüt Sonrası	8,02 m/s	0 m	230 s

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR' de Hangi Sayfada?	ÖTR' de İçerik Neydi?	KTR' de İçerik Ne Oldu?	KTR' de Hangi Sayfada?
Takım Yapısı	2. sayfa	Takım kaptanı ve aviyonik sorumlusu Efe SEVİM olup üye sayısı 6'ydı.	Aviyonik sorumlusu, takım kaptanı değişti ve takım üye sayısı 7 oldu.	2. sayfa
Yarışma Roketi Genel Bilgiler	3. sayfa	Roket kuru ağırlığı (g) «13483 g» , toplam kalkış ağırlığı «15257 g» , rampa çıkış hızı (m/s) «28 m/s » , stabilite (0.3 Mach için) «2,49» , en büyük ivme (g) «7,23 g», en yüksek hız (m/s) « 207 m/s», en yüksek Mach sayısı «0.62 Mach», tepe noktası irtifası (m) «1817 m», Kalkış İtki/Ağırlık Oranı 78,856 idi.	Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler ve Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri tablosundaki bazı değerler değişmiştir.	3. sayfa
Genel Tasarım	4. sayfa	Stabilite değeri 2.49' du ve burun bulkheadi yoktu.	Çizim değiştirilerek stabilite değeri 2.00' a indirildi ve burun bulkheadi eklendi.	4. Sayfa
Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri	20. sayfa	Basınçlandırılacak hacim (m^3), 0,0072m^3; ulaşılmak istenen basınç (Bar), 7,52 Bar idi.	Basınçlandırılacak hacim (m^3), 0,1296 m^3; ulaşılmak istenen basınç (Bar), 16,85 Bar oldu.	37, sayfa

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR' de Hangi Sayfada?	ÖTR' de İçerik Neydi?	KTR' de İçerik Ne Oldu?	KTR' de Hangi Sayfada?
Operasyon Konsepti (CONOPS)	5. sayfa	Burnout hız= 203,6 m/s, tepe noktası irtifası= 1812 m, paraşüt açılma irtifası= 1780, paraşüt sonrası hız= 7.82 ve zaman= 241 s idi.	Burnout hız= 200 m/s, tepe noktası irtifası= 1732 m, paraşüt açılma irtifası= 1720 m, paraşüt sonrası hız= 8.01 m/s ve zaman= 230 s olarak değiştirildi.	5. sayfa
Mekanik Görünüm	12. sayfa	Kanatçık KTR çizimine göre gerideydi.	Üst kanatçık yeri değiştirilmiştir.	19. sayfa
Paraşüt Rengi	21. sayfa	Ana paraşüt fosforlu pembe, faydalı yük paraşütü fosforlu yeşildi.	Ana paraşüt fosforlu turuncuyla, faydalı yük paraşütü fosforlu sarı ile değiştirilmiştir.	40. sayfa
Aviyonik 2 Sistem	26. sayfa	Telemetri haberleşme modülü Xbee S2B' idi.	Telemetri haberleşme modülü Lora X1276 oldu.	40-43,51-56. sayfalar
Gövde Parçaları	13. sayfa	Seçilen malzeme karbon fiberdi.	Fiberglas ile değiştirildi.	22. sayfa
Kanatçık Mekanik Görünüm	11. sayfa	Alt kanatçık açılarından biri 76° üst kanatçık açılarından ikisi 155.6°-24.6° idi.	Alt kanatçık açılarından biri 87.3° üst kanatçık açılarından ikisi 144°- 65.6° olarak değiştirildi.	16. sayfa

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu	KTR' deki İçerik Detayı	KTR' de Hangi Sayfada?
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler	Burun konisi bulkhead	Burun konisi ile şok kordonu bağlantısını yapmak amaçlı epoksi yapıştırıcı sayesinde burun bulkheadi burun konisine monte edilecektir.	4,22. sayfalar
Paraşüt Açma Sistemi	Kara biner, perlon, fırdöndü, yanmaz kumaş	Kurtarma sisteminin paraşüt açma sisteminde kullanılmak üzere karabiner, fırdöndü ve perlon kullanılacaktır. Piroteknik malzeme patlama esnasında kullanılmak üzere de ana paraşütün Piroteknik ile temasının olduğu bölümü yanmaz kumaş ile kaplanacaktır.	36. sayfa
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm	Gövde kapakçığı	Gövde üzerine aviyonik sistemleri çalıştırmak, hakem altimetresini ve Piroteknik haznesini yerleştirmek amaçlı 2 adet kapakçık açılmıştır.	17. sayfa

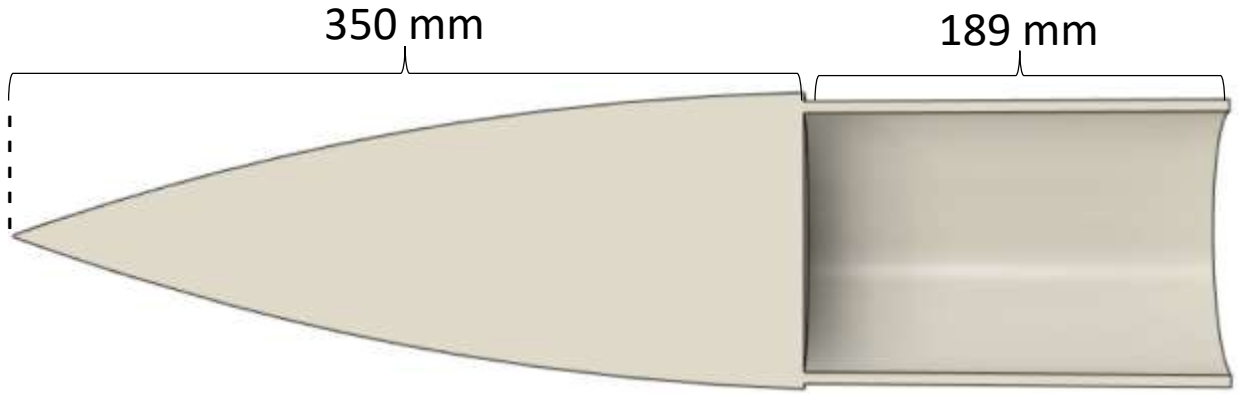
Kütle Bütçesi

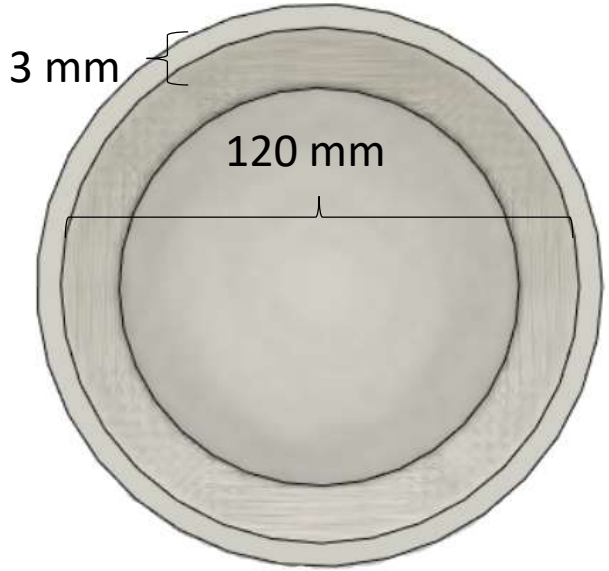
- Excel formatında sisteme yüklenmiştir.

Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

Burun konisi ‘’Ogive’’ şeklinde üretilmiştir.





Burun Konisi – Detay 1/2

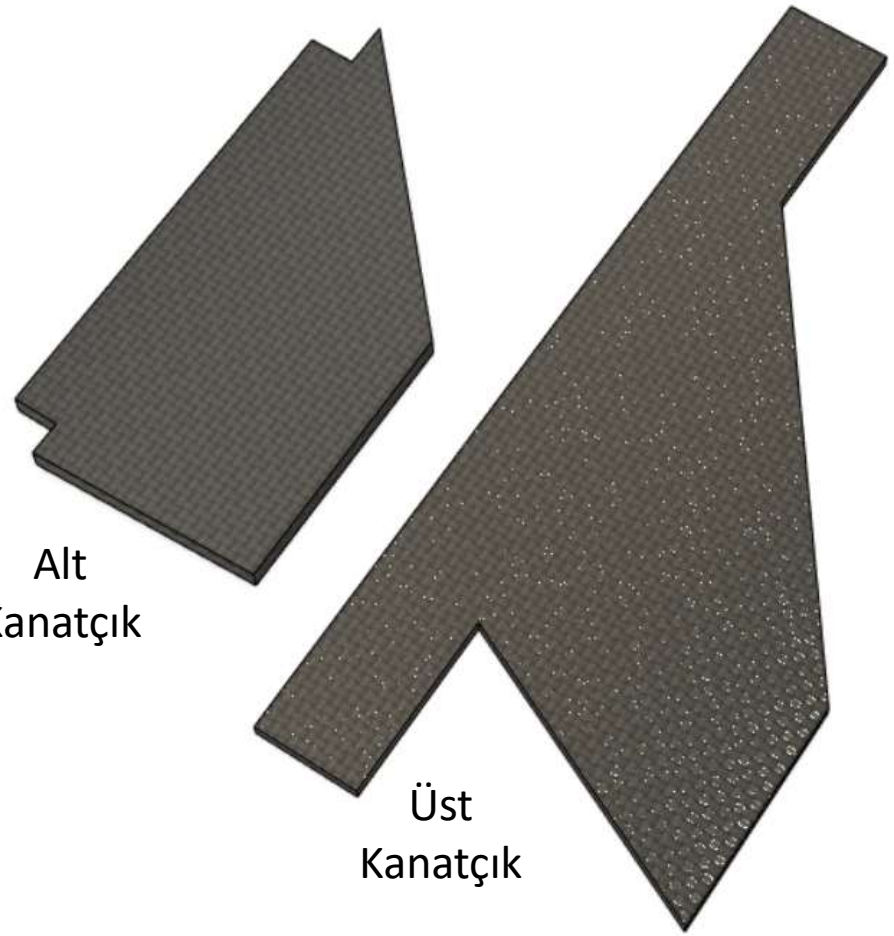
Seçilen Malzeme	Malzeme Özelliği	Malzemenin Seçilmesine Sebep Olan Özelliklerin Kapsamı
Seçilen malzeme türü karbon fiber kumaştır.	Mukavemet	Karbon fiber, ağırlığa bağlı olarak yüksek mukavemete sahiptir ve yapısı gereği serttir, kırılıp bükülmesi zordur . Karbon fiber düşük yoğunlukta olan yapısı sebebiyle sertlik ve mukavemet sağlayan bir malzemedir ve bu özelliğini hafif oluşuna rağmen esnekliğinin düşük olması sonucu kazanır. Karbon fiberin kullanılması roketin uçuşa hazırlanışında, kalkış anı ve sonrasında üzerinde oluşacak basınca ve faydalı yük bırakıldıktan sonra yere inerken alacağı darbelere karşı yapısal bütünlüğün korunması ve görevlerin başarıyla tamamlanabilmesi adına kullanılacaktır.
	Isıya dayanıklılık	Karbon lifleri, patlayıcı olmayan lifler olarak kabul edilen yüksek bir ısı direncine sahiptir. Karbon fiber kaplı burun konisi kullanımı uçuş sırasında burun konisi üstünde oluşacak olan ısıya veya faydalı yükün bırakılması anında patlatılacak olan barutun istenenden fazla ısı yayması sonucu roketin zarar görmemesini sağlar.
	Tokluk	Roketin uçuş süresince absorbe edeceği enerji miktarını düşürmek amacıyla karbon fiber kullanılmıştır.

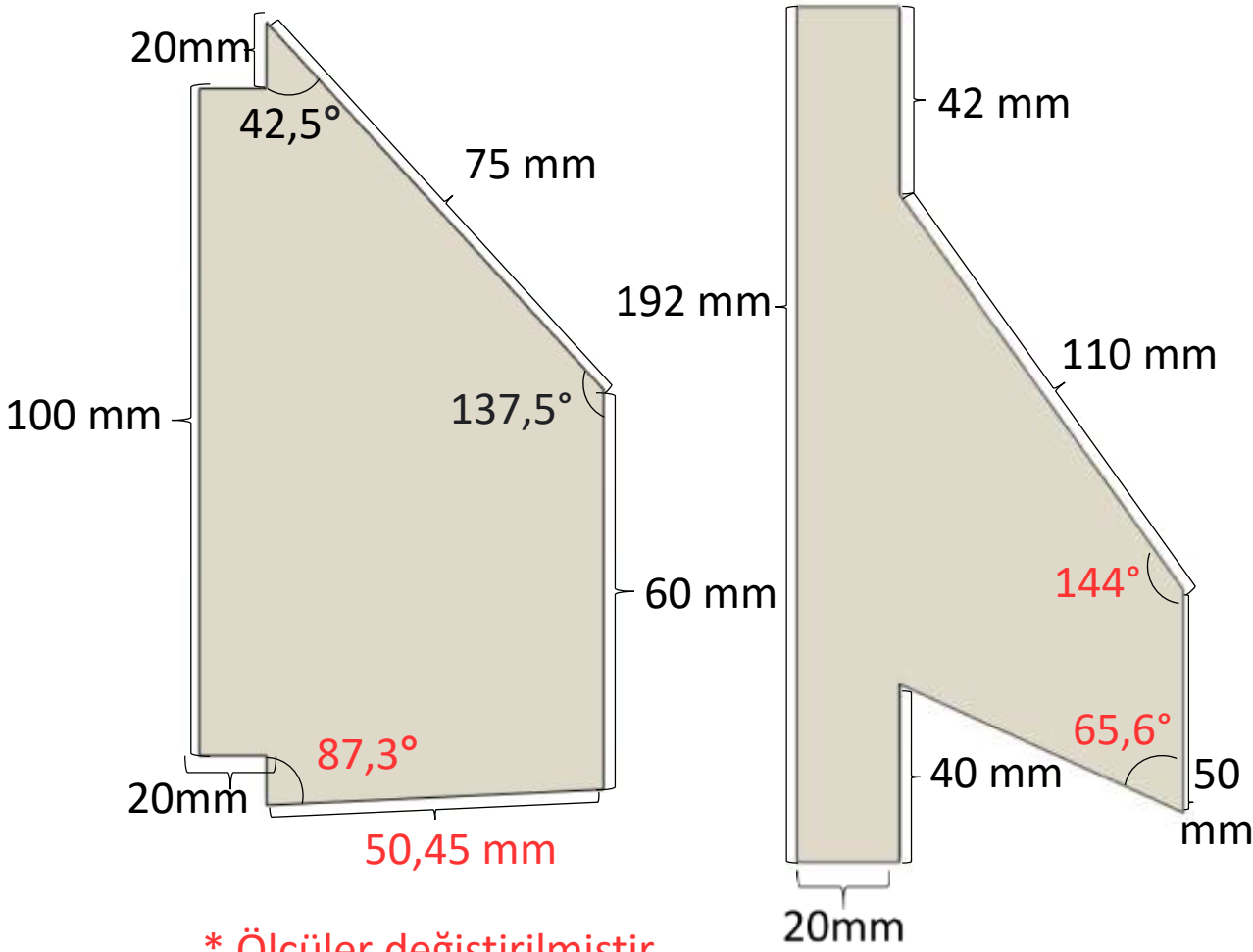
Burun Konisi – Detay 2/2

Seçilen Üretim Yöntemi	Üretim Yöntemi Kapsamı
Seçilen üretim yöntemi elle yatırmadır.	Burun konisi üretimi, birden fazla aşamayı içerecektir. Öncelikle burun konisi çizimi Fusion360'dan yapılacaktır. Ardından Fusion360 çizimi doğrultusunda 3D yazıcıdan iki boyuna yarım burun konisi bastırılacaktır. Yapılan bu kalıpların etrafı maliyet ve üretim kolaylığı sebebiyle cam elyaf ve epoksi reçinesiyle kaplandıktan sonra kurutulur ve kuruduktan sonra çıktısı alınan parça içerisinden çıkarılıp iki adet kalıp elde edilir. Oluşan kalıpların içi karbon kumaş ve epoksi reçine ile birden fazla kat atılarak elle yatırılacaktır. Böylelikle karbon fiber kumaşın yapısal bütünlüğü sağlanıp daha sağlıklı bir burun konisi elde edilecektir. Bu işlem birden fazla kez tekrarlandıktan sonra iki yarım kalıp içerisindeki epoksi reçinesi kurumadan önce birleştirerek kurumaya başlaması ile iki yarım parça bütünleştirilir. Tam kuruma sağlandıktan sonra cam elyaftan olan kalıp burun konisinden ayırılır.

Üretim Yöntemi Seçilme Sebebi	Maliyet ve Üretim Kolaylığı	Basitliği nedeniyle yaygın olarak kullanılması üretim yöntemini üretimde uygulamasının öğrenilmesini kolaylaştırılır, daha kaliteli ürün üretimi sağlar. Pahalı ekipmanlara ihtiyaç duyulmaması ve ürün boyutunda herhangi bir limit olmamasıyla bütün şekilleri üretmek mümkündür. Ayrıca yapısal bütünlükte hiçbir sıkıntıya yol açmayan bu yöntem üretimde oldukça kolaylık sağlayacaktır.

Kanatçık Mekanik Görünüm





* Ölçüler değiştirilmiştir.

Kanatçık – Detay 1/2

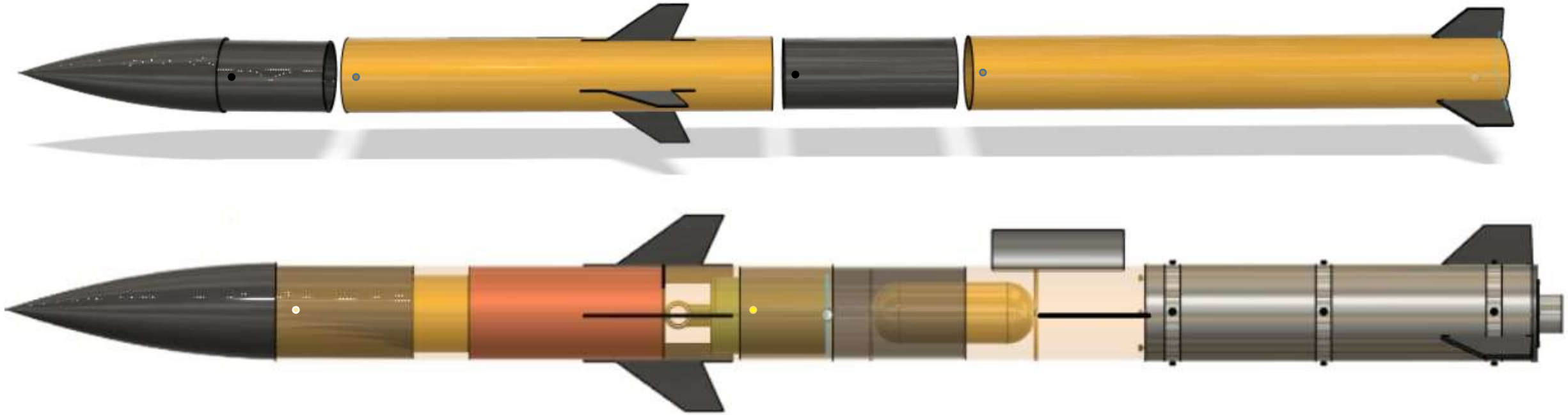
Seçilen Malzeme	Malzeme Özelliği	Malzemenin Seçilmesine Sebep Olan Özelliklerin Kapsamı
Alt ve üst kanatçıkların üretiminde kullanılacak malzeme karbon fiberdir.	Mukavemet	Cam elyaf kompozitin ve benzeri malzemelerin birim ağırlığı başına daha az sertliğe sahip olması, karbon fiberin ise ağırlığına oranla mukavemetinin oldukça yüksek ve gerilme konusunda da oldukça yüksek gerilme mukavemetine sahip olmasından dolayı karbon fiberin gerilmesi veya bükülmesi çok zordur. Roketin yere iniş anında kanatçıkların olası bir darbe alması durumunda kanatçıklarda oluşabilecek zararları en aza indirir.
	Isıya Dayanıklılık	Soğuk ve sıcak ortamlarda alüminyum ve kullanılabilecek diğer malzemelere oranla genleşme katsayısı daha azdır. Bu sebeple roketin motor bloğundan kaynaklı oluşacak sıcaklığa karşı oluşabilecek genleşmeyi en aza indirir.
	Titreşim Sönümleme	Karbon fiber malzemenin sünekliğe sahip olması sebebi ile ani şokları yutabilir ve titreşimleri sönümleyebilir. Roketin yere iniş anında kanatçıkların olası bir hasar alması durumunda kanatçıklarda oluşabilecek hasar en aza indirir.

Kanatçık – Detay 2/2

Seçilen Üretim Yöntemi	Üretim Yöntemi Kapsamı
Seçilen üretim yöntemi CNC kesim ile karbon plakadan parça çıkartmadır.	Karbon fiber plaka uygun ölçülerde satın alınıp CNC kesime verilecektir ve uyun ebatta kanatçık kesimi ile kanatçıklar elde edilecektir.

	Malzeme Özelliği	Malzemenin Seçilmesine Sebep Olan Özelliklerin Kapsamı
Üretim Yöntemi Seçilme Sebepleri	Temassız Kesim	Karbon fiber plakanın liflerden oluşan yapısı sebebiyle su püskürtmeli kesim gibi temas gerektiren kesimlerde yapay reçine ve lifler parçalanır, lifler dışarıya çıkar. CNC kesimde ise kesim anında herhangi bir temas olmadığından dolayı lifler sağlam kalır ve plakamızın kaplaması zarar görmez.
	Hızlı Üretim ve Hesaplı Olması	Karbon fiber tabakanın dayanıklı olması sebebi ile frezleme yöntemi gibi yöntemlerde kesimde kullanılan bıçaklar sıklıkla körelir ve plakanın kalınlığının değişmesi durumunda çoğu zaman takımın değişmesi gerekir. Bu sebeple CNC kesim bizlere daha hızlı üretim ve daha az maliyete sebebiyet verir.

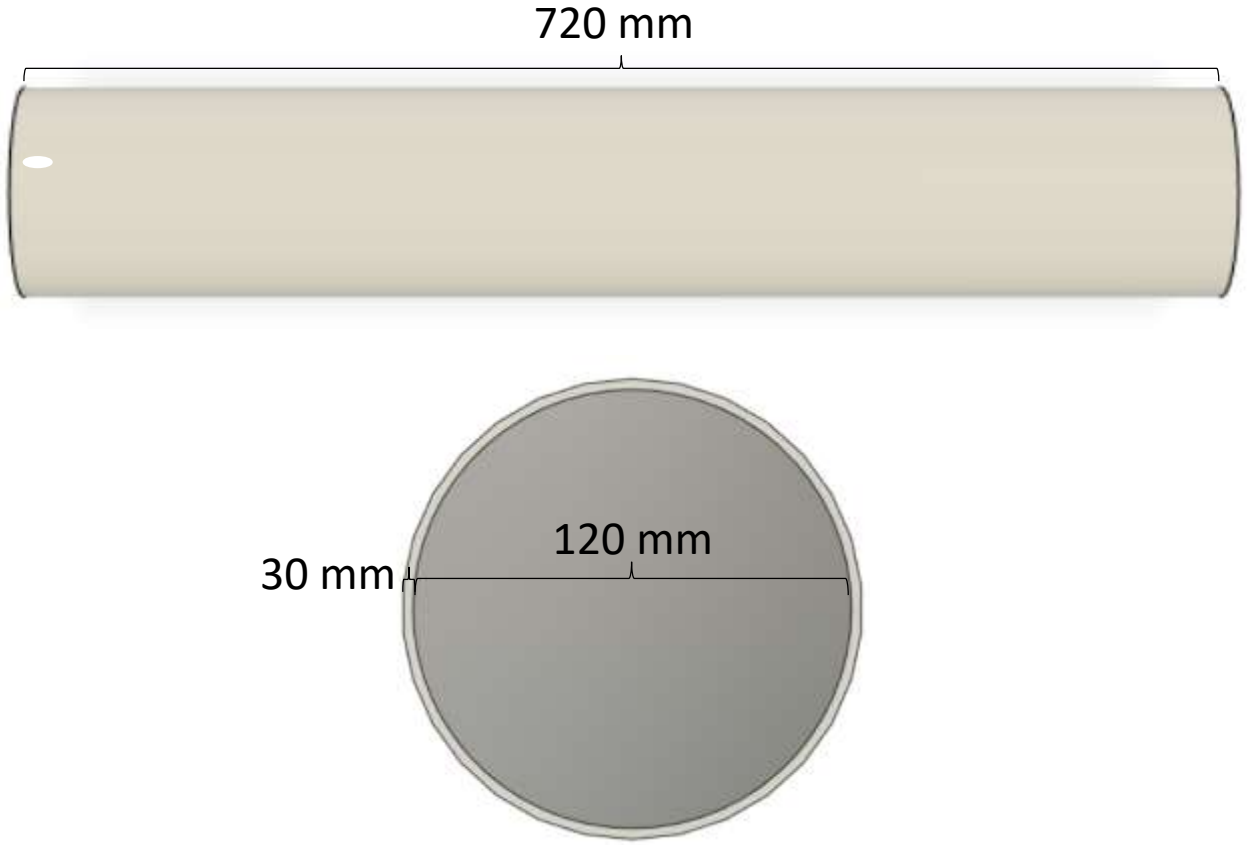
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm 1/3



*Üst kanatçık yeri stabilite düşürmek amaçlı değiştirilmiştir.

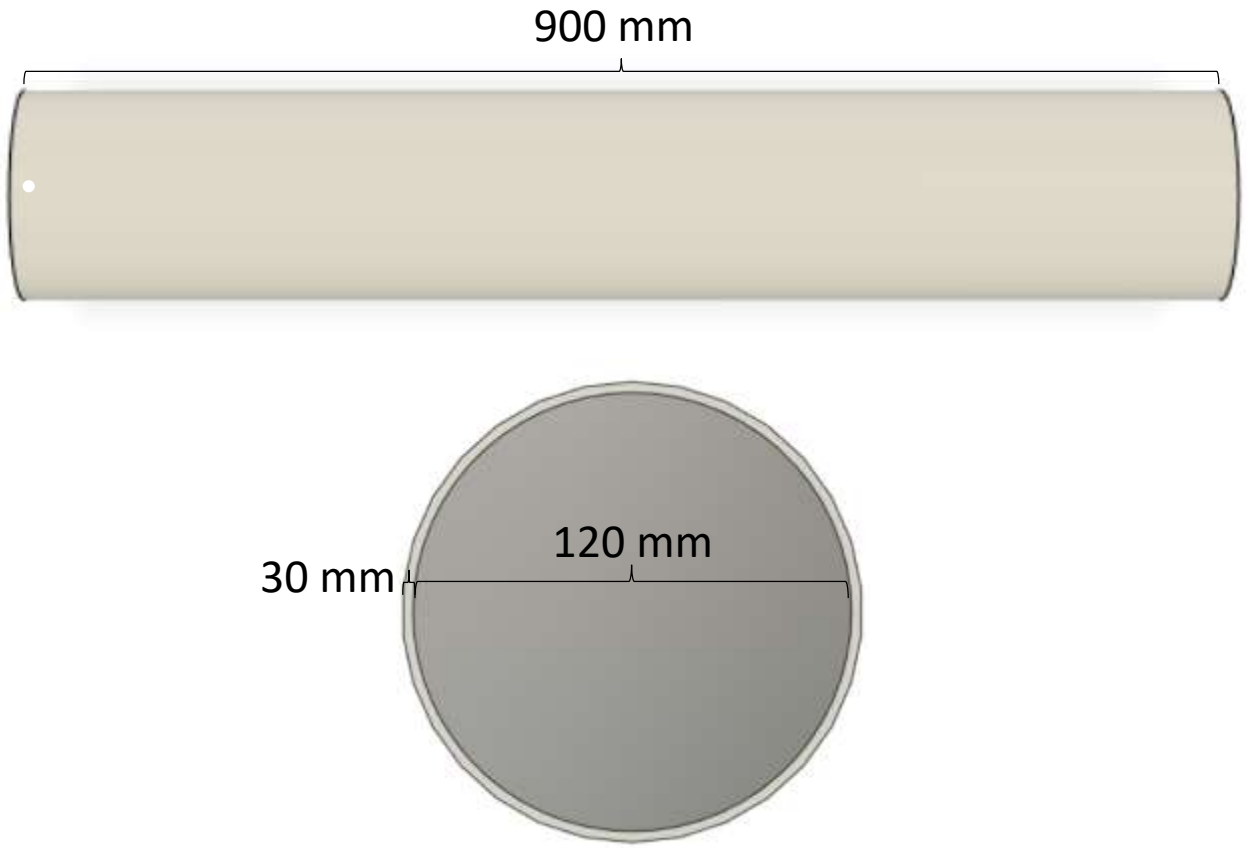
Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm 2/3

Üst Gövde



Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm 3/3

Alt Gövde



Yapısal – Gövde Parçaları

Seçilen Malzeme	Malzeme Özelliği	Malzemenin Seçilmesine Sebep Olan Özelliklerin Kapsamı
Alt ve üst gövde malzemesi aynı olup malzeme olarak fiberglass* seçilmiştir.	Mukavemet	Fiberglass düşük yoğunlukta, hafif oluşuna karşılık esneklik özelliği göstermeyişi sayesinde yüksek mukavemet sağlar. Roketin gövde parçalarının sahaya taşınırken ve uçuşa hazırlanırken sistem araç gereçlerine zarar gelmemesi, uçuş ve iniş anında oluşacak herhangi basınca dayanıklı olabilmesi adına fiberglass seçilmiştir.
	Isıya Dayanıklılık	Fiberglass oldukça yüksek ısıya karşı herhangi bir bozulma veya fiziksel tepki göstermemesi özelliği nedeniyle gövdenin sistem araç gereçlerini koruyabilmesi adına seçilmiştir.
*Malzeme teminatı sağlanamadığından seçilen gövde malzemesi fiberglas olarak değiştirilmiştir.	Tokluk	Fiberglass yüksek tokluğa sahiptir. Bu özelliği sayesinde roketin uçuş süresince absorbe edeceği enerjiyi azaltır ve bu yüzden seçilmiştir.

Yapısal – Gövde Parçaları

Seçilen Üretim Yöntemi	Üretim Yöntemi Kapsamı
Seçilen üretim yöntemi elle yatırmadır.	Gövde üretimleri, birden fazla aşamayı içerecektir. Öncelikle gövde iç büyüklüklerinde çelik boru kalıplar elde edilir ve istenilen boyutlarda cam elyaf kumaş kesilir. Yapılan bu kalıpların etrafı maliyet ve üretim kolaylığı sebebiyle kesilen cam elyaf parçalar üzerine kumaş katmanının üzerine hava kabarcığı oluşmamasına dikkat edilerek hazırlanmış reçine yüzeye dökülür ve bir rulo yardımıyla fiber-reçine oranının parçanın her yerinde aynı olmasına özen gösterilerek yüzey kaplanır. Uygun süre boyunca oda sıcaklığında tam kuruma sağlandıktan sonra cam elyaftan olan kalıp çelik borudan çıkarılır.

Üretim Yöntemi Seçilme Sebebi	Maliyet ve Üretim Kolaylığı	Basitliği nedeniyle yaygın olarak kullanılması üretim yöntemini üretimde uygulamasının öğrenilmesini kolaylaştırılır, daha kaliteli ürün üretimi sağlar. Pahalı ekipmanlara ihtiyaç duyulmaması ve ürün boyutunda herhangi bir limit olmamasıyla bütün şekilleri üretmek mümkündür. Ayrıca yapısal bütünlükte hiçbir sıkıntıya yol açmayan bu yöntem üretimde oldukça kolaylık sağlayacaktır.

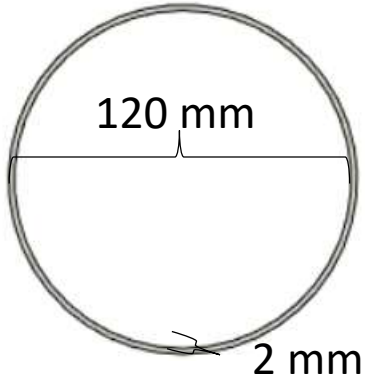
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

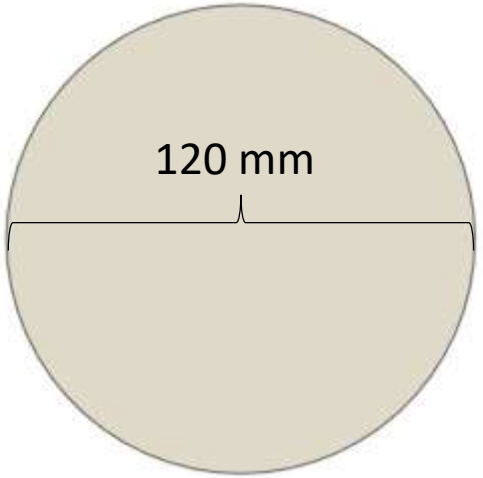
Bulkhead

Centering Ring
(Soğuk Kaynak)

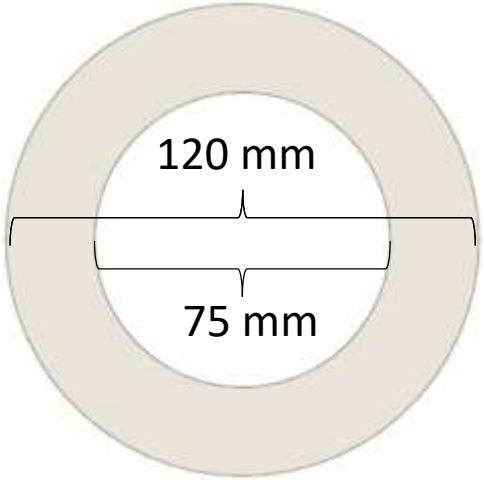
Entegrasyon Gövdesi
(Sıkıştırma ile bağlantı)

Entegrasyon Gövdesi





Bulkhead



Centering Ring

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.) 1/6

Seçilen Malzeme	Malzeme Özelliği	Malzemenin Seçilmesine Sebep Olan Özelliklerin Kapsamı
Entegrasyon gövdesi malzemesi olarak polyamid tercih edilmiştir.	Mukavemet	Kimyasal mukavemeti orta derecededir. Asit ve bazlara karşı mukavemet gösterir. Sert bir plastik türü olan polyamid aşınma ve bükülmeye karşı dayanıklıdır . Yük altında dayanımı yüksektir . Yapısındaki karbon lifi alaşım dayanımını arttırırken işlenmesi de kolaylaştırır .Roket gövdesinin sağlamlığı ve uçuşun başarılı bir şekilde sonlandırılması adına polyemid seçilmiştir.
	Isıya dayanıklılık	Polyamidin ısıya dayanıklılığı orta derecedir . Roket ve uçuş konusunda herhangi bir dezavantaj sağlamayacağı için polyamid seçilmiştir.
	Tokluk	Polyamid malzemenin elektriği iyi izole ettiği bilinmektedir Roketin uçuş süresince absorbe edeceği enerji miktarını düşürmek amacıyla polyamid kullanılmıştır.

Seçilen Üretim Yöntemi	Üretim Yöntemi Kapsamı
Seçilen üretim yöntemi CNC tornadır.	Entegrasyon gövdesi üretiminde polyamid parça uygun kesici takım ve toleransla tornalanıp uygun boyutlara getirilecek ve kullanılacaktır .

Üretim Yöntemi Seçilme Sebebi	Hassasiyet ve Üretim Kolaylığı	Bu üretim yöntemi hata oranının düşük olması, istenilen hassasiyet hazır polyamid parça üzerinde yakalanması ve üretiminin de hızlı olması nedeniyle seçilmiştir.

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.) 1/6

Seçilen Malzeme	Malzeme Özelliği	Malzemenin Seçilmesine Sebep Olan Özelliklerin Kapsamı
Seçilen centering ring malzemesi çeliktir .	Mukavemet	Çeliğin akma ve çekme mukavemetleri oldukça yüksektir. Esneme özelliğinin düşük olmasına karşılık aşınma , kırılma ve bükülmeye karşı oldukça dayanıklıdır. Motor merkezinde ve çevresinde oluşacak herhangi bir darbenin önüne geçmek adına çelik seçilmiştir .
	Isıya dayanıklılık	Çeliğin türleri arasında ısıya dayanıklılık farkları olsa da hemen hemen her türünün ısıya dayanıklılığı yüksektir. Olası bir sıcaklık artışı sırasında yapısal bütünlüğün olabildiğince korunabilmesi adına çelik seçilmiştir.
	Tokluk	Roketin uçuş süresince absorbe edeceği enerji miktarını düşürmek amacıyla çelik kullanılmıştır.

Seçilen Üretim Yöntemi	Üretim Yöntemi Kapsamı
Ana üretim yöntemi çelik plakayı su jeti kesimdir.	Çelik plakalar istenilen boyutlarda su jeti ile yapılan soğuk kesim ile pürüzsüz bir kesim sağlanacaktır.

Üretim Yöntemi Seçilme Sebebi	Maliyet ve Üretim Kolaylığı	Kesme hızının yüksekliği, düzgün kesme yüzeyi bırakması, işlem sonrası çapak bırakmadığı için ikinci bir işlem gerektirmemesi, toz ve ısınma problemi olmaması maliyetinin azlığı ve deformasyonunun düşüklüğü ile işlem sırasında uygulanan kesme kuvvetinin 45 N’ dan düşük olması sebebiyle tercih edilmiştir.

Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.) 3/6

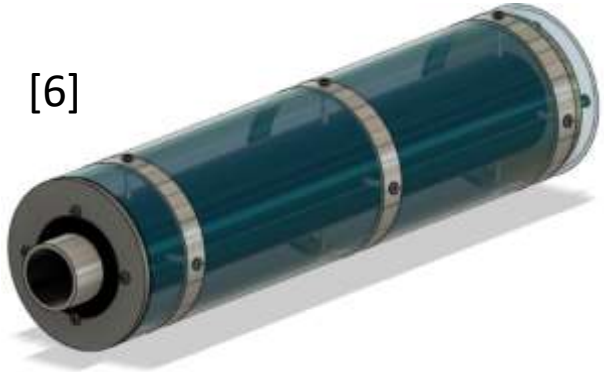
Seçilen Malzeme	Malzeme Özelliği	Malzemenin Seçilmesine Sebep Olan Özelliklerin Kapsamı
Bulkhead malzemesi olarak tahta tercih edilmiştir	Mukavemet	Ahşap malzemelerin mukavemetleri içerdikleri liflere göre değişir . Pahalı olan ahşap malzemelerin mukavemeti de yüksek olur. Kullanılacak olan tahta malzemesinin de mukavemetinin yüksek olması gerekmektedir.
	Isıya dayanıklılık	Tahtanın ısıya dayanıklılığı düşüktür ancak Bulkhead'in ısınması düşük bir ihtimaldir. Bu yüzden tahta kullanılmasında herhangi bir sakınca yoktur.

Seçilen Üretim Yöntemi	Üretim Yöntemi Kapsamı
Seçilen üretim yöntemi CNC kesimdir.	Tahta plakayı CNC kesime vererek uygun ölçülerde Bulkhead elde edilecektir. Malzemenin ucuz ve elde edilebilirliği kolay olduğu için bu yöntem seçilmiştir.

Üretim Yöntemi Seçilme Sebebi		
	Maliyet ve Üretim Kolaylığı	CNC kesimin maliyeti ucuz olması, üretimin hızlı kolay ve kesim hassasiyetinin fazla olması sebebiyle bu yöntem seçilmiştir.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

[6]



[1]

[4]

6 numaralı motor bloğumuz temel olarak 5 parçadan oluşmaktadır. Bunlar; tasarımımız olan 1 numaralı centering ringler, 2 numaralı motor kapağı, 3 numaralı motor bulkhead, 4 numaralı blok tüpü ve 5 numaralı metrik vidadır.

Centering Ring (Çelik): Temel prensibi motorları gövdeye göre merkezlemek olan centering ringler roketimizde de daha stabil bir uçuş amacıyla kullanılmıştır.

Motor Kapağı(Çelik): Motor Centering ringlere yerleştirildikten sonra konulur ve metrik vidalar aracılığı ile vidalanır.

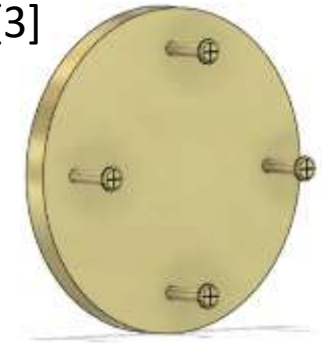
Bağlantı Kapağı(Sertleştirilmiş Çelik): Motor Bloğunu roketin diğer kısmına sabitleyen yapıdır.

Blok Tüpü(Alüminyum): Bütünlüğü sağlayan alüminyum tüptür.

Metrik Vida(Demir): Genel bağlantıları sağlayan bağlantı aracıdır.

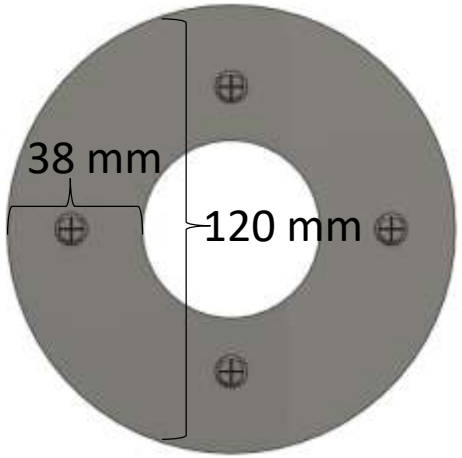
[2]

[3]

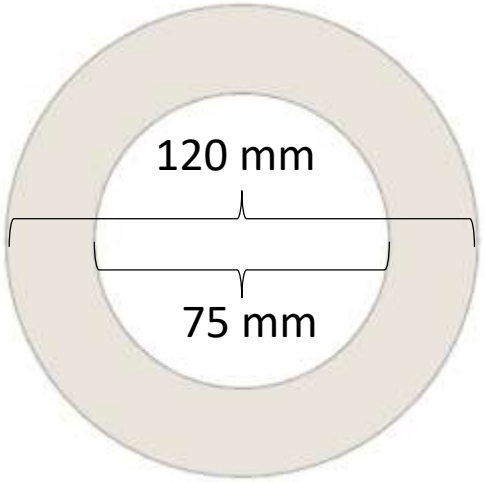


[5]

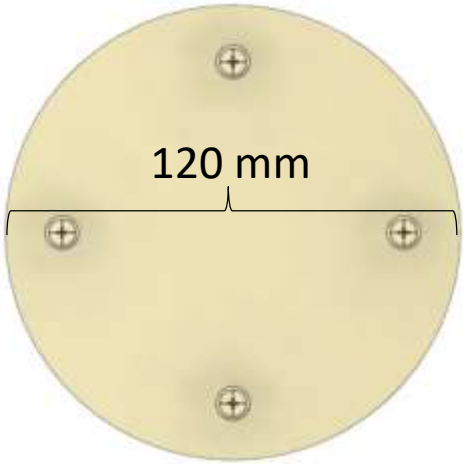
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



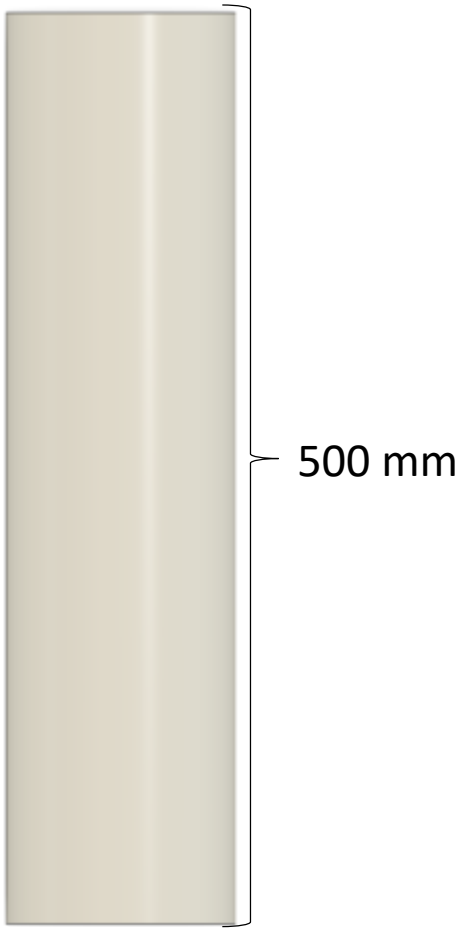
Motor Kapağı



Centering Ring

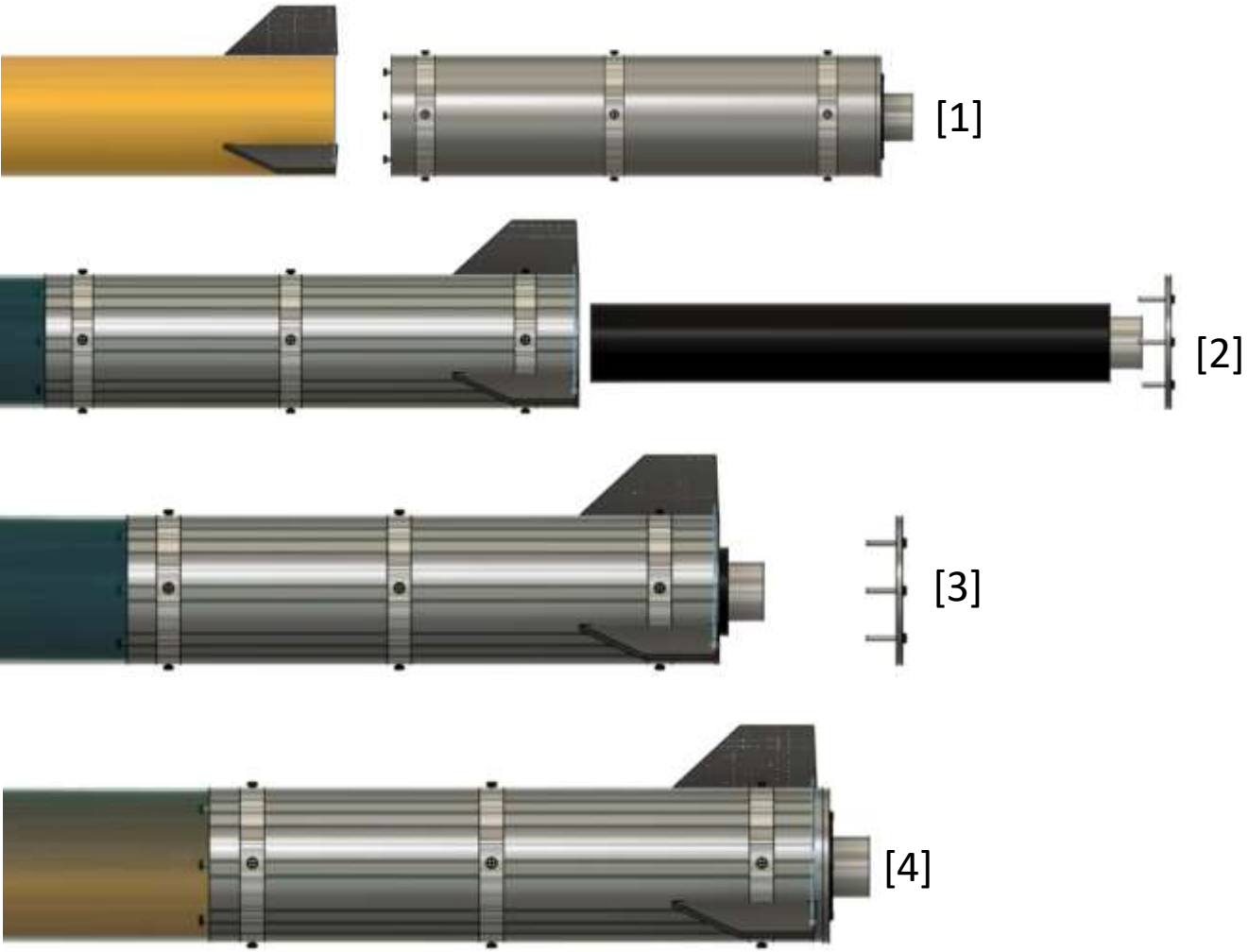


Bağlantı Kapağı



Blok Tüpü

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



Montaj Aşamaları

1-) Motor Bloğu roketteki ilgili yerine yerleştirilir.

2-) ''Cesaroni L1050'' centering ringlere yerleştirilip ''Bağlantı Kapağı'' bitişine kadar sürülür.

3-) Motor Kapağı vidalanır ve motorun sabitlenmesi sağlanır.

4-) Motor montajının başarılı olup olmadığı gerekli ölçümler ve açı hesaplamaları yapılarak tespit edilir, hatalar varsa ilgili düzenleme yapılır.

Roket Montaj Stratejisi

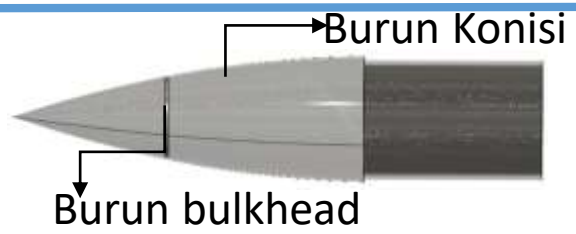
Montaj Stratejileri	Kullanılan Strateji İle Ne Amaçlandı?
Epoksi İle Montajlama	Herhangi bir delik açılıp vida veya cıvatanın kullanılamadığı parçaların montajlanmasında kullanılması amaçlanmıştır.
Cıvata ve Vida İle Montajlama	Yüksek dayanıma sahip olan ve kullanılması planlanan ölçülere sahip cıvata ve vidalar kullanılacaktır. Kullanılacak ve cıvata ve vidalar yüksek kuvvet cıvata sabitleyici ile olası gevşemelere karşı sabitlenecektir.
Sıkı Geçme İle Montaj	Roket tepe noktasına ulaşana kadar ayrılmaması gereken fakat tepe noktasına ulaştıktan sonra ayrılması gereken parçaların montajlanmasında kullanılacaktır. Eğer monte edilen parçaların uçuşun herhangi bir anında ayrılması istenmiyorsa sıkı geçme yöntemine ek olarak hızlı epoksi ile yapıştırılacaklardır.

- Alt sistemlerimizin hepsinin montajı yarışma alanına gelmeden yapılacaktır ve bu bizlere yarışma alanında roket montajının en kısa süre içerisinde yapılması avantajını sağlayacaktır.
- Piroteknik kapsül ve hakem altimetresinin montajı motor montajından önce montajlanabilmesi amaçlı kendileri için belirlenen yerlerde açılan kapakçıklar aracılığıyla monte edilecektir ve montajın ardından kapakçıklar cıvata yardımıyla hava geçirmez bir şekilde kapatılacaktır.

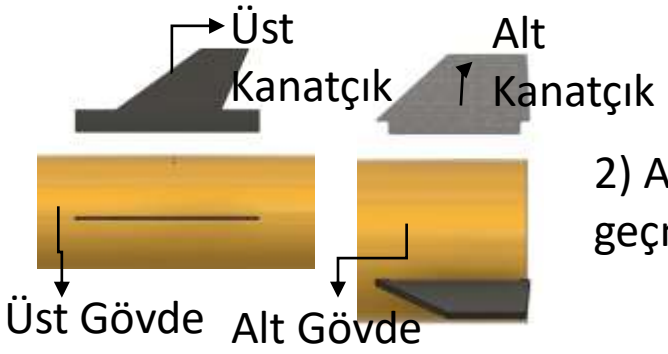
Roket Montaj Stratejisi

Roket montajı sıralaması şu şekilde olacaktır:

1) Burun bulkheadinin montajı
2) Alt ve üst kanatçık montajı
3) Alt ve üst gövdelerde bulunan bulkheadlerin montajı
4) Alt gövdeye entegre gövdesinin montajı
5) 2. aviyonik sisteminin ilgili yere monte edilmesi
6) Ana aviyonik sistemi ve kurtarma sisteminin (şok kordonu, sırasıyla ana paraşüt, faydalı yük, faydalı yük paraşütü) monte edilmesi
7) Burun konisi montajı
8) Üst gövdenin entegrasyon gövdesine montajı
9) Gövde üzerlerinde bulunan kapakçıklar aracılığıyla aviyonik sistemlerinin aktifleştirilmesi
10) Hakem altimetresi ve piroteknik kapsülünün monte edilmesi
11) Gövde üzerlerinde bulunan kapakçıkların kapatılıp monte edilmesi
12) Motorun monte edilmesi

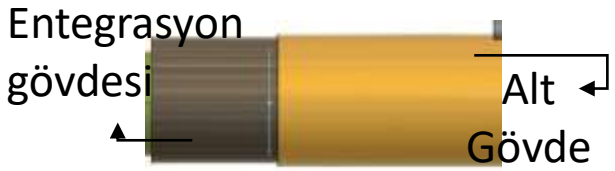


1) Burun bulkheadinin montajı epoksi ile yarışma alanına gelmeden önce yapılacaktır.



2) Alt ve üst kanatçık montajı sıkı geçme ile gerçekleştirilir.

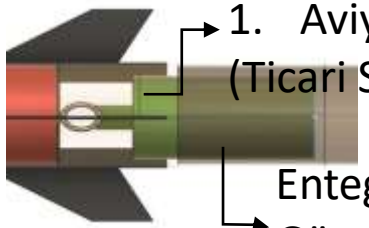
3) Bulkheadlerin montajı yüksek kuvvet cıvata sabitleyici ve vidalama ile belirlenen yerlere monte edilecektir.



4) Alt gövde ve entegrasyon gövdesi montajı sıkı geçme yöntemi ve hızlı epoksi ile gerçekleştirilir.

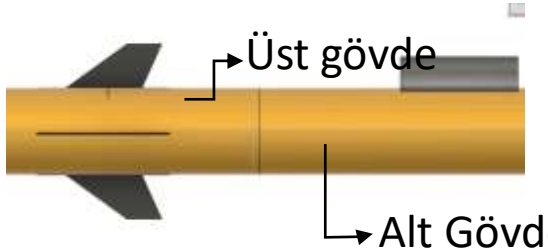
Roket Montaj Stratejisi

5) 2. Aviyonik sistemi bulkheadler arasında sıkışarak hareket etme imkanı sağlanmadan monte edilecektir.

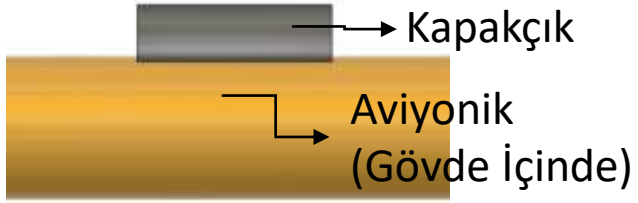


6) Ana aviyonik sistemi, kurtarma sistemi ve kurtarma sistemine dahil olan alt sistemler bulkheade dayanarak hareket etme imkanı sağlanmadan monte edilecektir.

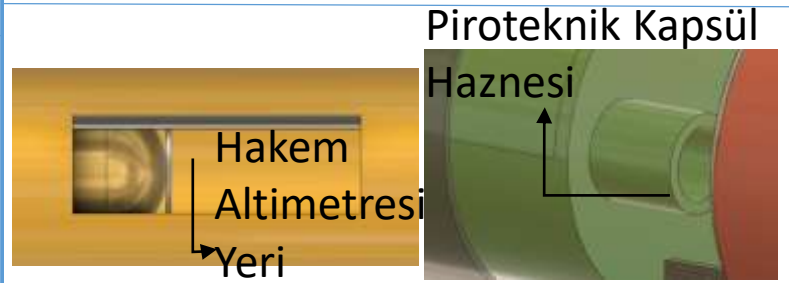
7) Burun konisi sıkı geçme yöntemiyle üst gövdeye monte edilir.



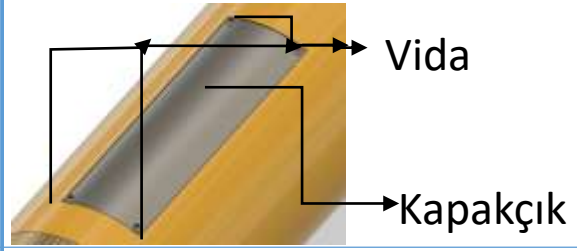
8) Üst gövde, entegre gövdesine sıkı geçme ve hızlı epoksi ile birlikte monte edilecektir.



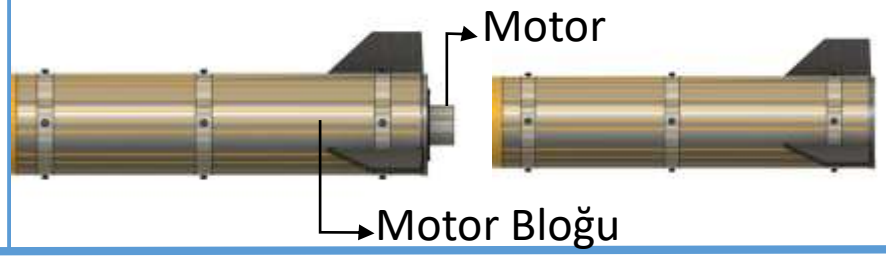
9) Ana aviyonik sistemi ve 2. aviyonik sistemi çalıştırılacaktır.



10) Hakem altimetresi ve Piroteknik kapsül kendileri için ayrılan yerlere gövdede açılan kapakçık sayesinde monte edilecektir.

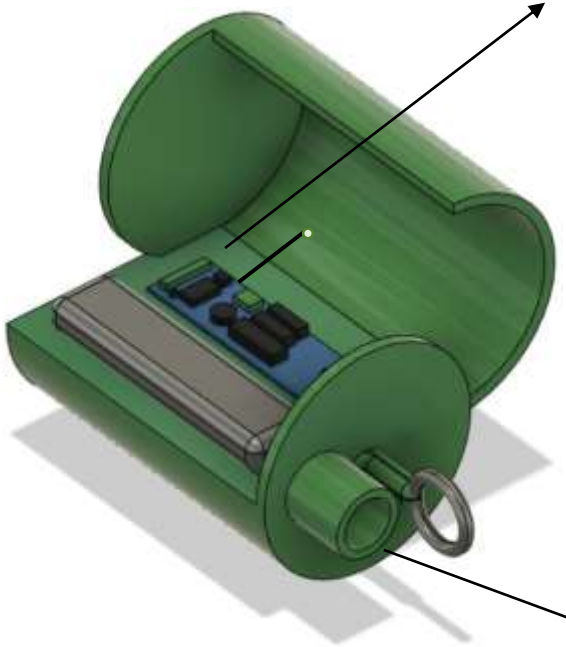


11) Gövde üzerinde bulunan kapakçıklar vidalar ve yüksek kuvvet cıvata sabitleyici aracılığıyla hava almayacak bir biçimde kapatılır.

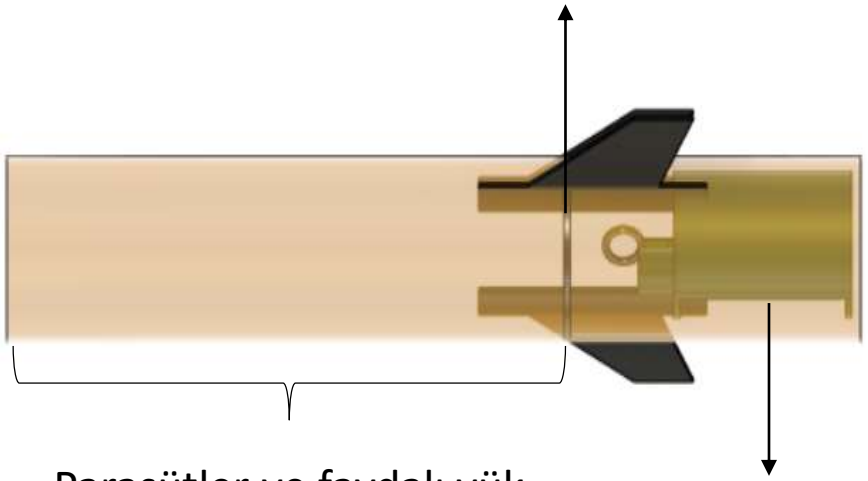


12) Motor montajı yapılır.

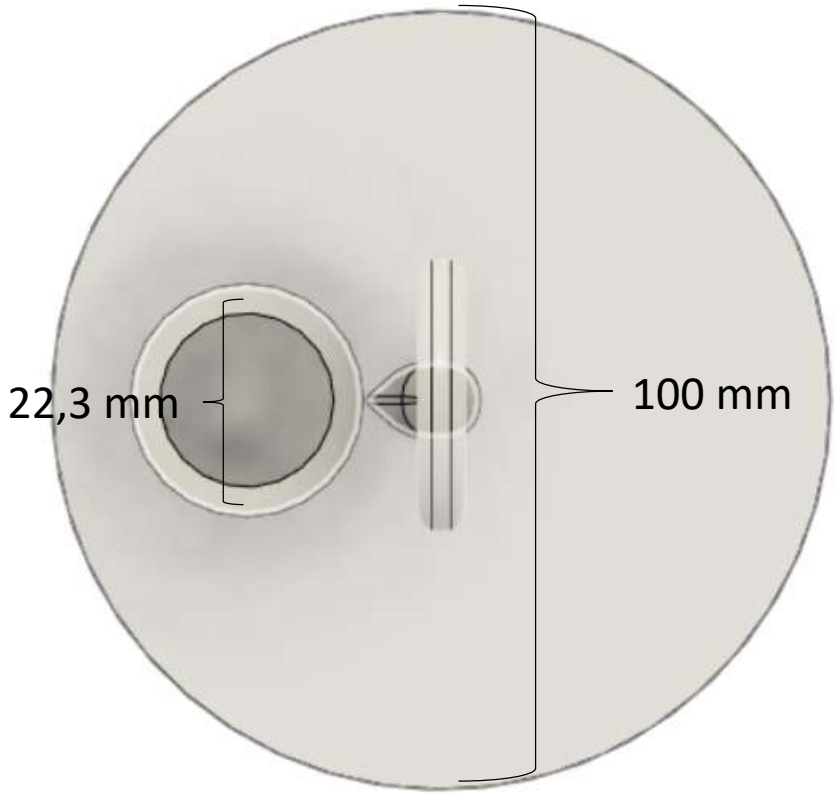
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

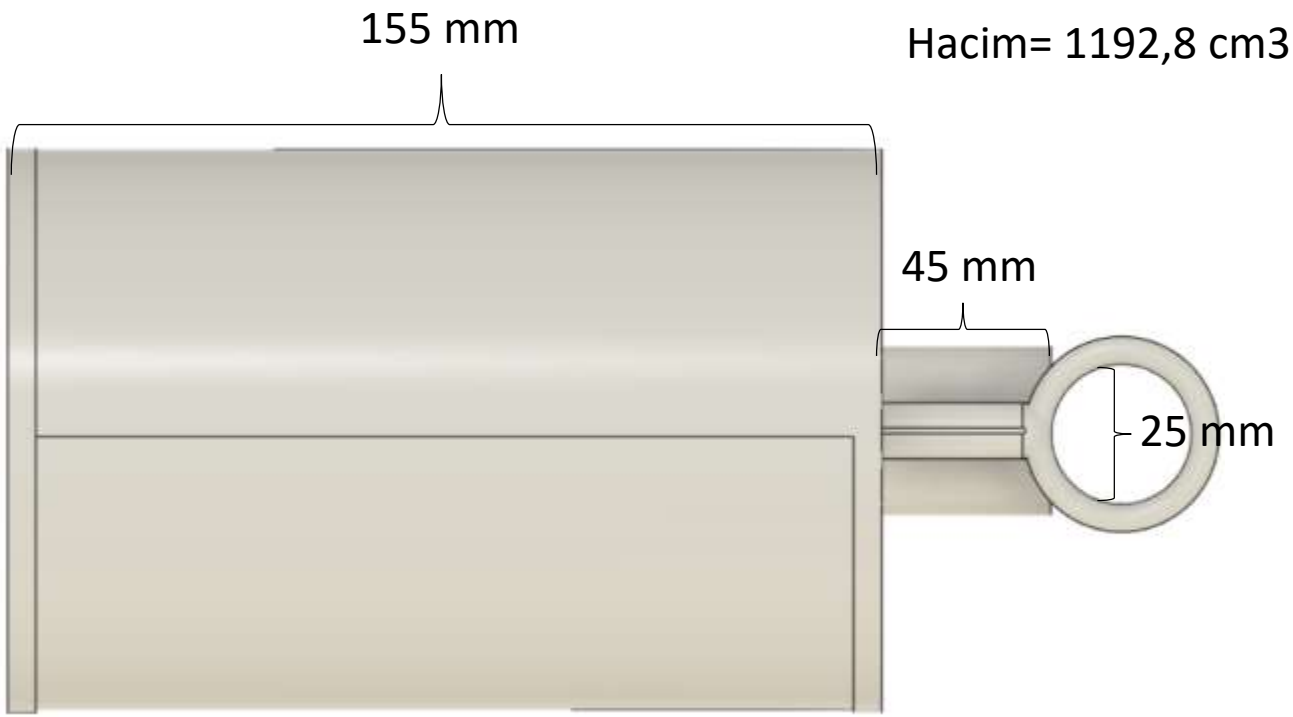


Kurtarma Sistemi
(Kart haznesi açık konumda)



Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi 1/4





Piroteknik malzeme haznesi ve şok kordonu plakamız
su jeti ile kesilmiş çelikten üretilmiştir.

Ticari uçuş kartını ve çelik plakayı kaplayan hazne alüminyum borudan kesilecektir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi 2/4

''Kurtarma Stratejisi'' şu şekildedir:

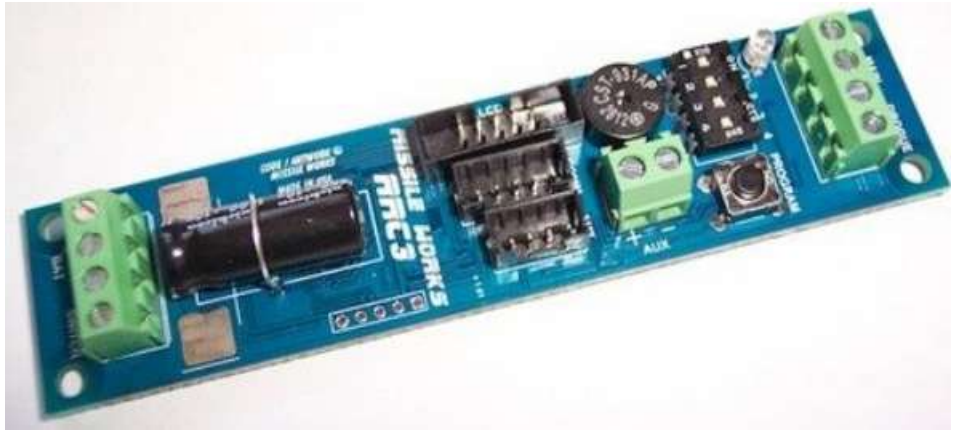
1- Roket Apogee Noktası (1732 m)' na ulaştığında ticari uçuş kartı tetiklenir.

2- Tetikleme sonucunda kurtarma sistemi ateşlenir ve piroteknik kapsülü patlar.

3-) Patlama sonucunda ortaya çıkan sıcak gazın sağladığı basınç ile paraşütler ve faydalı yük roketin dışına itilir.

4-) Serbest salınıma geçen paraşütler açılır ve yavaşlatma sağlanır.

5-) Kurtarma sekansı başarı ile tamamlanır.



Apogee Noktasında tetiklememizi sağlayacak ve kurtarma sistemindeki piroteknik kapsülünü ateşleyecek olan ticari uçuş kartı olarak ''RRC3 Sport Altimeter'' kullanılmaktadır.

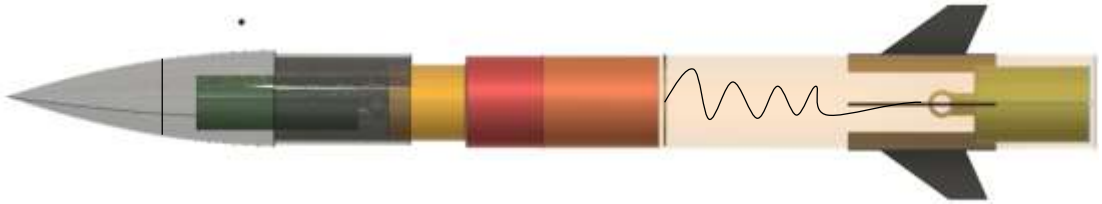
Bu ticari uçuş kartı sayesinde ilgili ateşlemeyi belirlediğimiz irtifada gerçekleştirmemiz mümkün hale gelmektedir.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi 3/4

Ürün Adı	Ürün Fotoğrafı	Ürün Açıklaması	Ürün Adı	Ürün Fotoğrafı	Ürün Açıklaması
M8 Çelik Mapa:		Çelik mapa roketimizde kurtarma sisteminin roketle olan bütünlüğünü sağlayan şok kordonunu sıkı bir biçimde tutmak için kullanılmıştır.	Piroteknik Kapsül Haznesi		İlgili piroteknik kapsülünün yerleştirileceği ve ateşleyici fitilin uzatılacağı haznedir.
Yanmaz Kumaş:		Ana paraşütün piroteknik kapsül ile temas eden yüzeyinin etrafına kaplanacak olan yanmaz kumaş ile hem basınç paraşütler ve faydalı yüke iletilecek hem de herhangi bir hasar durumu olmayacaktır.	Perlon		Şok kordonu olarak kullanılacak olan perlon ipinin dayanımının çok güçlü olması sebebiyle tercih edilmiştir.
Çelik Fırdöndü		Paraşüt iplerinin olduğu yerlere konulacak olan ve paraşüt açılma anında hava akımının etkisiyle dönen paraşütün iplerinin dolanması fırdöndünün yapısı gereğince engellenecektir.	Vidalı Çelik Karabiner		Paraşüt iplerini fırdöndüye, burun konisi bulkheadinin şok kordonuna, şok kordonunu çelik mapaya bağlamak için kullanılır.

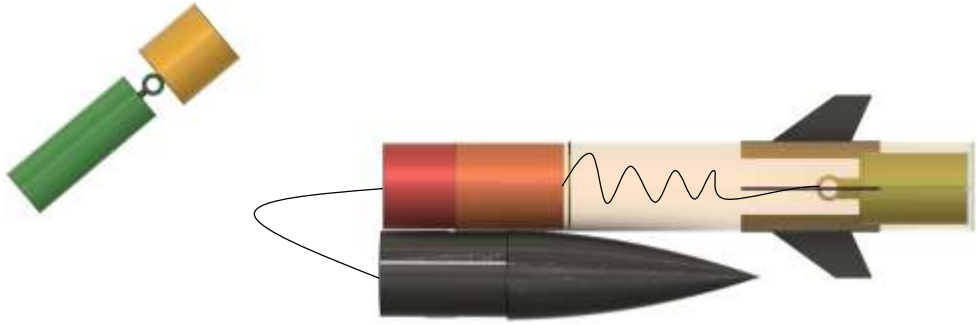
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi 4/4

1.Aşama: İlgili irtifaya ulaşıldığında ilgili ateşleme mekanizması aktifleşir ve kurtarma sekansı başlar.

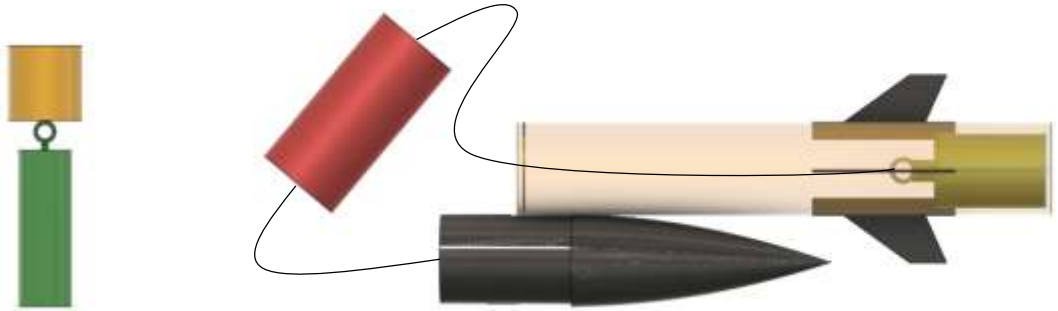


2.Aşama: Ateşleme sonucu piroteknik malzeme sıcak gaz üretimine başlar ve modüller basınç itkisi sayesinde roket dışına itilir.

3.Aşama: Roketten ilk olarak ayrılan parça burun konisi olur. Ardından faydalı yük ve paraşütün bağımsız bir şekilde ayrılması gerçekleşir.



4.Aşama: Ana paraşütün de gövde dışına itilmesiyle kurtarma sekansı başarıyla sona erer.



Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak Hacim Çapı (mm)	Basınçlandırılacak Hacim (m^3)	Ulaşılmak İstenen Basınç (Bar)
Ayrılma	120 mm	0,1296 m^3	16,85 Bar

*Ortalama 3 KG olan basınçlandırılacak kütle değeri 7 KG oranına ulaştığından dolayı gerekli hesaplama tekrardan yapılmıştır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1 1/3

Üretimlerini tamamlamış olduğumuz paraşütlerimiz görsellerde verilmiştir.

*Paraşüt renkleri malzeme temin edilemediğinden ana paraşüt fosforlu pembeden fosforlu turuncuya, faydalı yük paraşütü fosforlu yeşilden fosforlu sarı ile değiştirilmiştir.

- Paraşütlerimizin renkleri havada rahat görülebilmesi adına fosforlu turuncu (Ana Paraşüt) ve fosforlu sarı (Faydalı Yük Paraşütü) olarak seçilmiştir.

- Ana paraşütün açık boyutunun çapı 225cm katlanmış boyutunun uzunluğu 25cm çapı 12,5cm ve 8 dilimdir yük paraşütünün açık boyutunun çapı 100cm katlanmış boyutunun uzunluğu 10cm çapı 12 cm'dir olacaktır ve 8 dilimden oluşup paraşütlerin her ikisine de kubbe deliği açılmıştır ve her iki paraşütte daire şeklindedir.

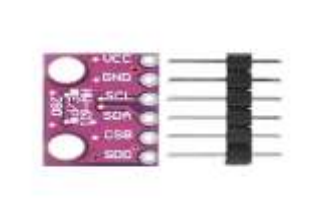
- OpenRocket verilerine göre roketin düşüş hızı 8,01 m/s yükün düşüş hızı ise 8,34 m/s olarak hesaplanmıştır .

Şartnamede yer alan 3.2.2.4.2. Lise Kategorisinde ''Kullanılan tek paraşüt ile roketin ve parçaların hasar görmemesi için paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.'' maddesine tamamı ile uygundur.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1 2/3

Özellikler	Ana paraşüt	Yük paraşütü
Düşüş hızı	7,82 m/s	8,34 m/s
Renk	Fosforlu Turuncu	Fosforlu Sarı
Açık boyutu	225 cm çap	100 cm çap
Kapalı boyutu	Uzunluk 25 cm Çap 12,5 cm	Uzunluk 10cm Çap 12cm
Kütle	265g	52,559g

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1 3/3

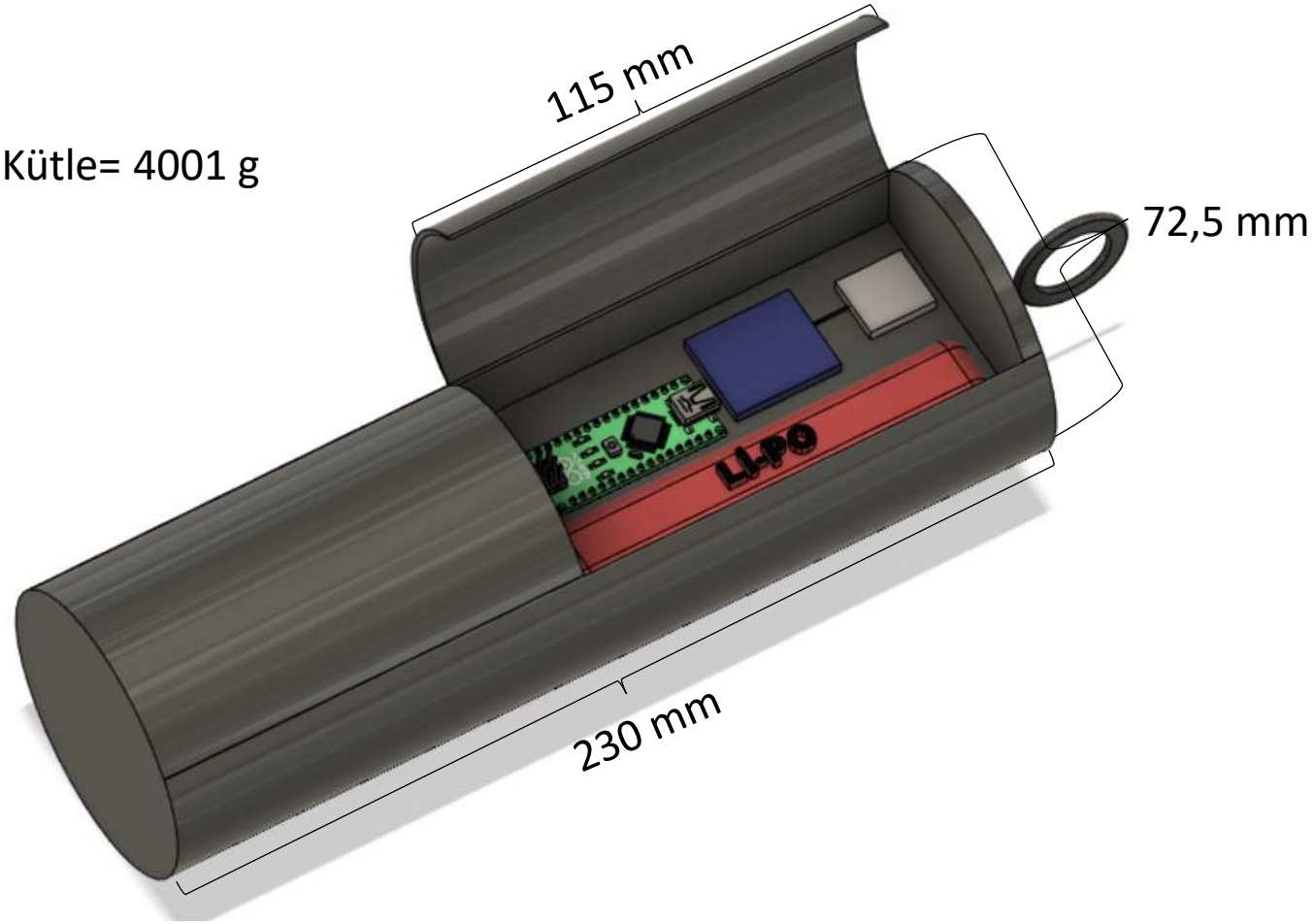
	Ürün Adı	Ürün Fotoğrafı	Ürün Açıklaması
Faydalı yük üzerinde bulunacak aviyonik sistemin devre elemanları şu şekildedir:	Arduino Nano		Sensör ve kominikasyon araçlarının bağlanacağı mikro-işlemci bilgisayarıdır. Aviyonik ve faydalı yükümüzün tüm işlemlerini denetler.
	GY-NEO6MV2 GPS Modülü		Faydalı yükün lokasyonunu hassas sonuçlar ile belirlemek için kullanılacaktır. XBee modülü aracılığı ile konum verilerini yer bilgisayarına aktarır.
	Lora Telemetri		GPS Modülünün saptadığı verileri yer istasyonuna gönderip yük lokasyonunun bulunmasını sağlayacaktır.
	BMP 280 Basınç Sensörü		Faydalı yük üzerinde bulunan basınç sensörü yer istasyonuna irtifa verisini yollayacaktır ve bu şekilde yükün yere inip inmediği anlaşılacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Ana Paraşüt	3,9740625 m^2	9,549 kg	0,8	7,82 m/s
Görev Yükü Paraşütü	0,785 m^2	4,001 kg	0,8	8,34 m/s

Görev Yükü 1/2

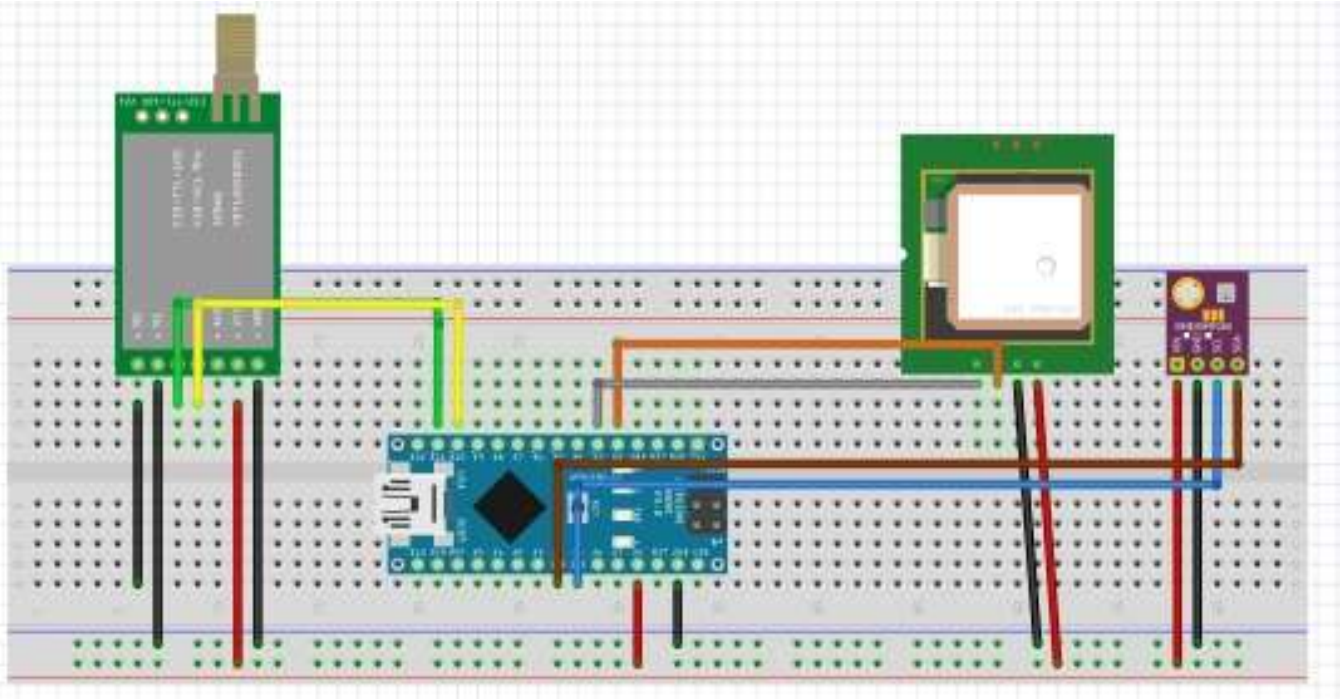
Kütle= 4001 g



Görev yükü roketimiz Apogee noktasına ulaştıktan ve kurtarma sistemi tetiklenmesi yaşandıktan sonra roket dışına itilecek ardından kendine ait olan bağımsız paraşütü aracılığı ile yere başarılı bir iniş gerçekleştirecektir.

İniş sonrasında ise yükün içerisindeki devreye dahil edilmiş GY-NEO6MV2 GPS Sensöründen alınan konum verileri Lora telemetrisi aracılığı ile yer istasyonuna iletilecek ve yükün konumu hassas olarak saptanacaktır.

Görev Yükü 2/2



Görev Yükümüzün lokasyonunu belirleyebilmek adına yükümüzün içerisinde bir devre bulunmaktadır. Bu devre Arduino Nano, GY-NEO6MV3 GPS Sensörü ve Lora verici modülü ve Li-Po pilden oluşmaktadır.

Devrenin temel çalışma prensibi GPS Sensöründen alınan lokasyon verilerinin Lora verici modülü aracılığı ile yer istasyonuna iletilmesi ve bu sayede görev yükünün lokasyonunun anlık ve hassas olarak saptanmasıdır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Ayrılma Sistem Testi Uygulama Yöntemi	Üretilen prototip gövde içerisinde kurulan ilgili aviyonik sistemi sayesinde güvenlik önlemleri alınarak ve gözetmen eşliğinde barut haznesine akım verilir ve oluşan patlama esnasında ortaya çıkan basınç ile faydalı yük, faydalı yük paraşütü ve ana paraşütün toplam ağırlığındaki yükün gövdeden ayrılması gözlemlenir.
Ayrılma Sistem Testi Amacı	Prototip üzerinde yapılan ve gerçeğine benzerliği fazla olan barutlu sistem üzerinde piroteknik kapsülün patlaması ile oluşacak basınç ve ardından gövdeden ayrılması gereken toplam ağırlıkların kullanılacak yöntem ile gövdeden ayrılması gösterilecektir.
Ayrılma Sistem Testi İçin Alınacak Güvenlik Önlemleri	Ayrılma Sistem Testimiz okulda eğitimin olmadığı saatler içerisinde olan saat 17.00 da yapılmış olup test sisteminin 10 metre yakınına görevli kişiler harici herhangi bir kişinin yaklaşmasına izin verilmeden, tüm güvenlik önlemleri alınarak ve danışman öğretmen eşliğinde yapılmıştır.
Ayrılma Sistem Testi Sonucu	Yapılan test sonucunda amaçlanan barut patlama anı ve prototip gövde içerisinde bulunan sistemlerin ağırlığınca yükün oluşan basınç ile prototip gövdeden ayrılması izlenmiştir.
Ayrılma Sistem Testi Tarihi, Saati ve Yükleme Tarihi	Tarih: 10.05.2022 / Saat: 17.00 Yükleme Tarihi: 11.05.2022 (İlgili tarihte test videosu Youtube isimli platforma yüklenecektir.)
Ayrılma Sistem Testinin Yapılacağı Mekan	Seval- Ahmet Çetin Fen Lisesi Bahçesi

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Ayrılma Sistem Testinde Kullanılacak Barut

Ayrılma Sistem Testinde Kullanılacak Prototip Gövde ve Burun Konisi

Ayrılma Sistemi- Barut Patlaması

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Paraşüt Açılma Testi Uygulama Yöntemi	Üretimi tamamlanan paraşütlerimiz ilgili yük ağırlığı ve roket ağırlığı ile birlikte 25 metre yükseklikten atılacaktır. Yere iniş esnasında paraşütler açılacak ve ilgili yükleri yere sağlıklı bir şekilde indirecektir.
Paraşüt Açılma Testi Amacı	Paraşütlerimizin ilgili yük ağırlığı ve roket ağırlığı ile birlikte açılımının gerçekleştiği ve sağlıklı bir iniş sağlanması amaçlamıştır.
Paraşüt Açılma Testi İçin Alınacak Güvenlik Önlemleri	Paraşüt Açılma Testimiz okulda eğitimin olmadığı saatler içerisinde olan saat 17.00 da yapılmış olup test alanının 10 metre yakınına görevli kişiler harici herhangi bir kişinin yaklaşmasına izin verilmeden, tüm güvenlik önlemleri alınarak ve danışman öğretmen eşliğinde yapılmıştır.
Paraşüt Açılma Testi Sonucu	Paraşütlerimiz ilgili yük ağırlığı ve roket ağırlığı ile birlikte bırakıldığı yükseklikten yere inene kadar açılımını sağlamış ve sağlıklı bir iniş gerçekleşmiştir.
Paraşüt Açılma Testi Tarihi, Saati ve Yükleme Tarihi	Tarih: 06.05.2022 / Saat: 17.00 Yükleme Tarihi: 11.05.2022 (İlgili tarihte test videosu Youtube isimli platforma yüklenecektir.)
Paraşüt Açılma Testinin Yapılacağı Mekan	Seval- Ahmet Çetin Fen Lisesi Bahçesi

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Faydalı Yük Paraşütü
Zemin Üzerinde Açık Durumda

Ana Paraşüt
Zemin Üzerinde Açık Durumu

Faydalı Yük Paraşütü ve Ana Paraşüt
Kapalı Durumda

Faydalı Yük Paraşütü
Havada Açık Durumda

Ana Paraşüt Havada
Açık Durumda

Aviyonik – Özet

Kullanılmasına karar verilen ticari uçuş bilgisayarı RR3 Sport Alimetre* sistemidir . Bu sistemin temel özelliklerinin başında onu başka uçuş kartlarından ayıran çok uçuşlu bir kayıt sistemime sahip olması ve yanı verilerin belirli aralıklarla indirilmesine gerek duymaksızın veri akışını sürekli olarak aktarmaya devam eden bir sisteme sahip olmasıdır. Bir diğer özelliği ise çift aşamalı olmasıdır. Bu özelliği şartnamede belirtilen kurallara tam uyumluluk göstermektedir. Tercih edilen altimetre sistemi aynı zamanda paraşütlerin kontrollü bir hızda açılmasını ve bu esnada rokette olumsuz bir durum yaşanmamasını sağlar. 24 bit boyutunda ADC' li BMP280 basınç ve sıcaklık sensörü ile 16 MHz 16 bit MSP430 serisi mCU mikrodenetleyiciye sahip olması, ayarlanabilir irtifa özelliği, 15 uçuş hafızasının (uçuş başı 28 dakika) bulunması ve yapılandırılabilen dağıtım, ana ve karma sistemlerinin bulunması da oldukça önemli özelliklerindendir.

Uçuş kartlarımızda bulunan her bir sistem şu şekilde sıralanır:

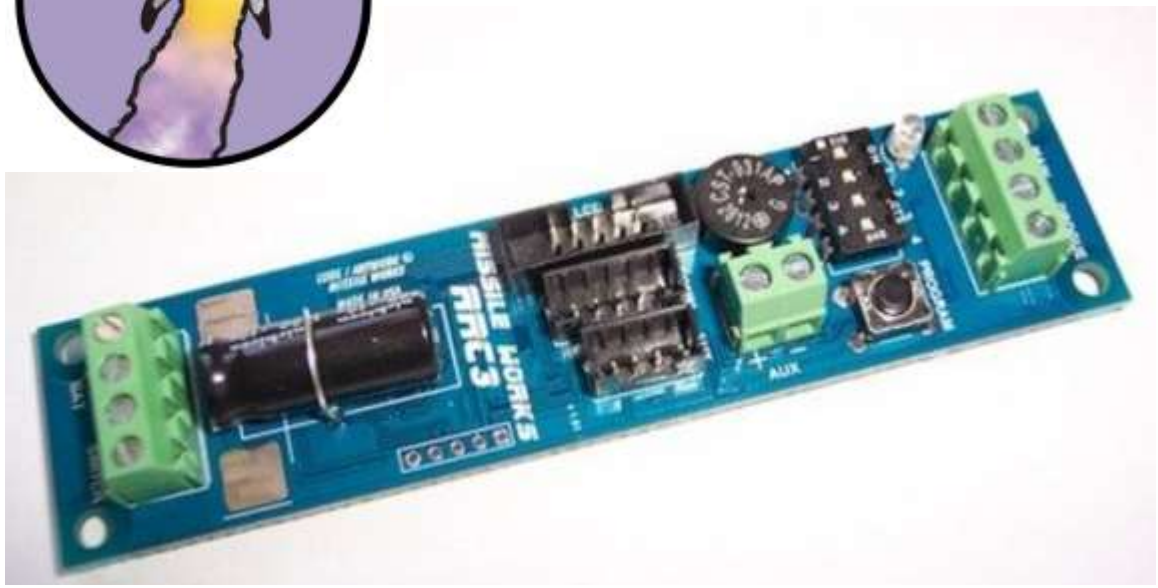
1. Ticari sistem (Ana Bilgisayar)
- Uçuş bilgisayarı (RRC3 Sport Alimetre Sistemi)
- Lipo pil

2. Özgün Sistem (Yedek Bilgisaya)
- İşlemci (Arduino Nano)
- 1.Sensör (BMP 208 Basınç sensörü)
- 2.Sensör (MPU6050 Eğim ve Gyro Sensörü)
- 3.Sensör (DHT11 Isı ve Nem Sensörü)
- Haberleşme Modülü (SX1278 Lora Modülü)
- GPS Modülü (GY-NEO6MV2 GPS Modülü)
- Li-po pil

*ÖTR' de belirtilen ticari uçuş bilgisayarı yurtiçi ve yurtdışı stoklarda bulunmadığından RR3 Sport Alimetre ile değiştirilmiltir.

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

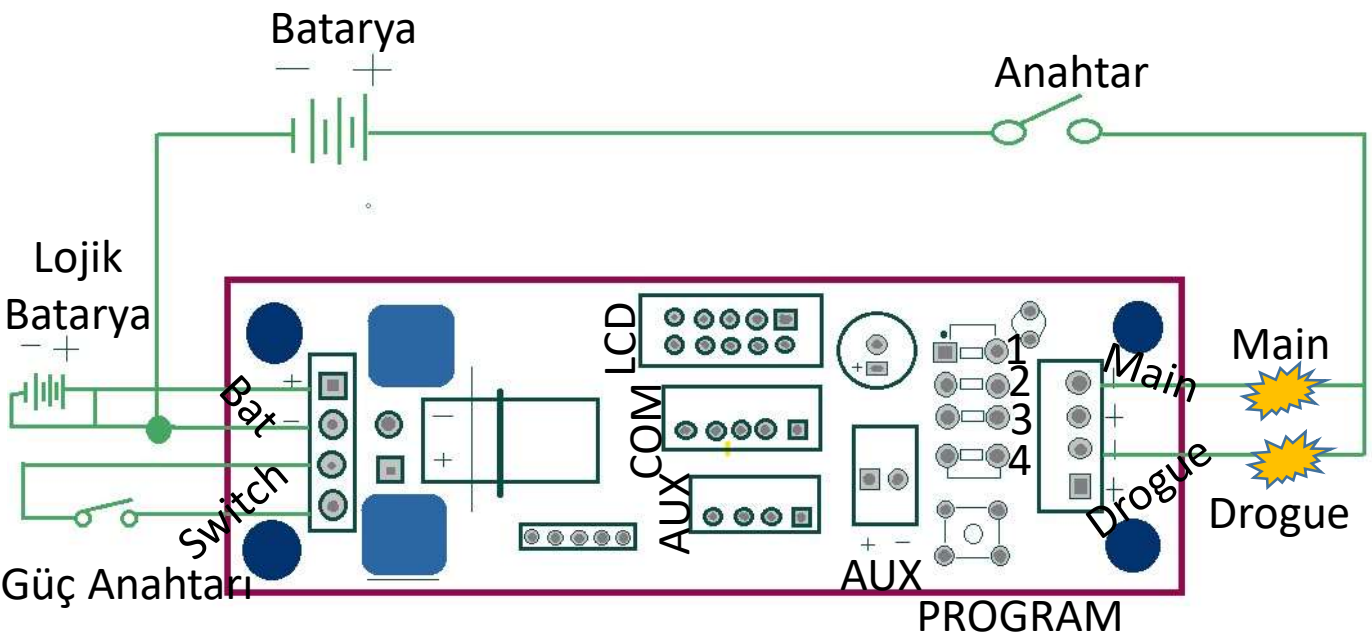
RRC3 Sport Altimetre Sistemi, barometrik çift dağıtımlı bir altimetredir. Bu altimetreyi muadil diğer çift dağıtımlı altimetrelerden ayıran özellik ise çok uçuşlu bir kayıt sistemime sahip olmasının yanı sıra verilerin belirli aralıklarla indirilmesine gerek duymaksızın veri akışını sürekli olarak aktarmaya devam eden bir sisteme sahip olmasıdır. Aynı zamanda muadillerinden çok daha ekonomik oluşu da tercih sebebidir. Çift aşamalı olması şartnamede belirtilen kurallara tam uyumluluk göstermektedir. Tercih edilen altimetre sistemi aynı zamanda paraşütlerin kontrollü bir hızda açılmasını ve bu esnada rokette olumsuz bir durum yaşanmamasını sağlar. 24 bit boyutunda ADC'li MSI MS5607 basınç ve sıcaklık sensörü ile 16 MHz 16 bit MSP430 serisi mCU mikrodenetleyiciye sahip olması, ayarlanabilir irtifa özelliği, 15 uçuş hafızasının (uçuş başı 28 dakika) bulunması ve yapılandırılabilendağıtım, ana ve karma sistemlerinin bulunması da oldukça önemli özelliklerindendir.

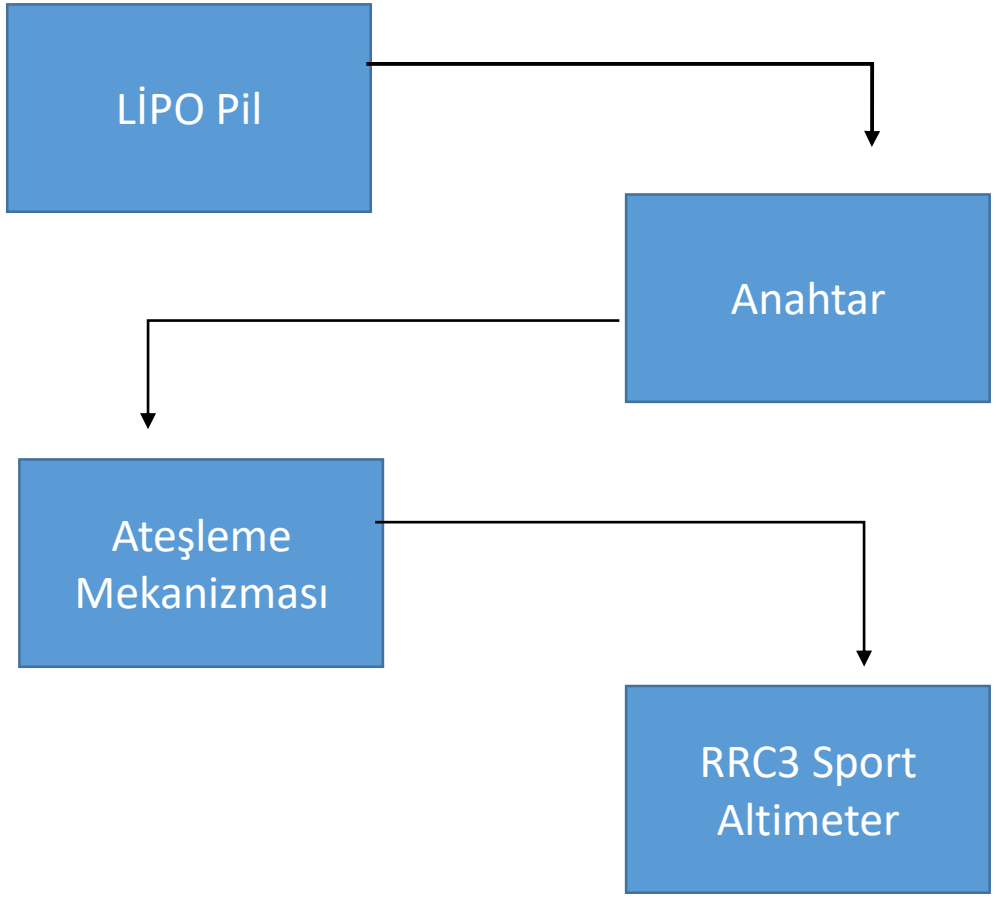


Aviyonik – 1.Sistem Detay/1 2/2 (Ticari Sistem)

Öncelikle sistemin kurma anahtarı açılmalıdır. Ardından başlatma süreci başlar bu süreçte sırasıyla 5 saniyelik uzun bir bip sesi duyulur. (uzun bip sesi olay terminalinde sürekliliğin olmadığını gösterir.) hata kodu bip sesi etkinleştirilir kontroller yapılır. Başlatma taahhüt test süresi (yaklaşık olarak 10 saniyeye tekabül etmektedir) tespit modu başlatılır ve bundan hareketle süreklilik arz eden bip sesleri duyulur. Beklenen süreklilik boyunca duyulan bip sesleri altimetre sisteminin fırlatma durumuna hazır olduğu sonucuna ulaşılır. Sistemde irtifa ayarı da bu aşamada yapılır. Kartın üzerinde bulunan programlama tuşu ile yapılacak olan irtifa ayarı sadece 100 fit ile 300 fit arasında seçme şansı sunar fakat bu mesafe ek bir USB aracılığıyla bilgisayara bağlanan üzerinden 9000 fite kadarda arttırılabilir. Ateşleyici kurulur, ateşleyici kabloları bağlanır ve devre tamamlanır. Güvenlikte olumsuz bir durumun oluşmaması adına bölge terk edilir.

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

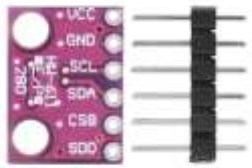




Aviyonik – 2.Sistem Detay/1 1/2

2. Uçuş kontrol bilgisayarında işlemci olarak Arduino Nano kullanılmaktadır.

2. Sensör olarak DHT11 sıcaklık ve nem sensörü kullanılmaktadır. Bu sensör havadaki ısı ve nemi ölçüp ileticektir.



1. Sensör olarak BMP 280 Basınç Sensörü kullanılmaktadır. Bu sensör anlık basınca göre kurtarma sistemini aktifleştirmektedir.

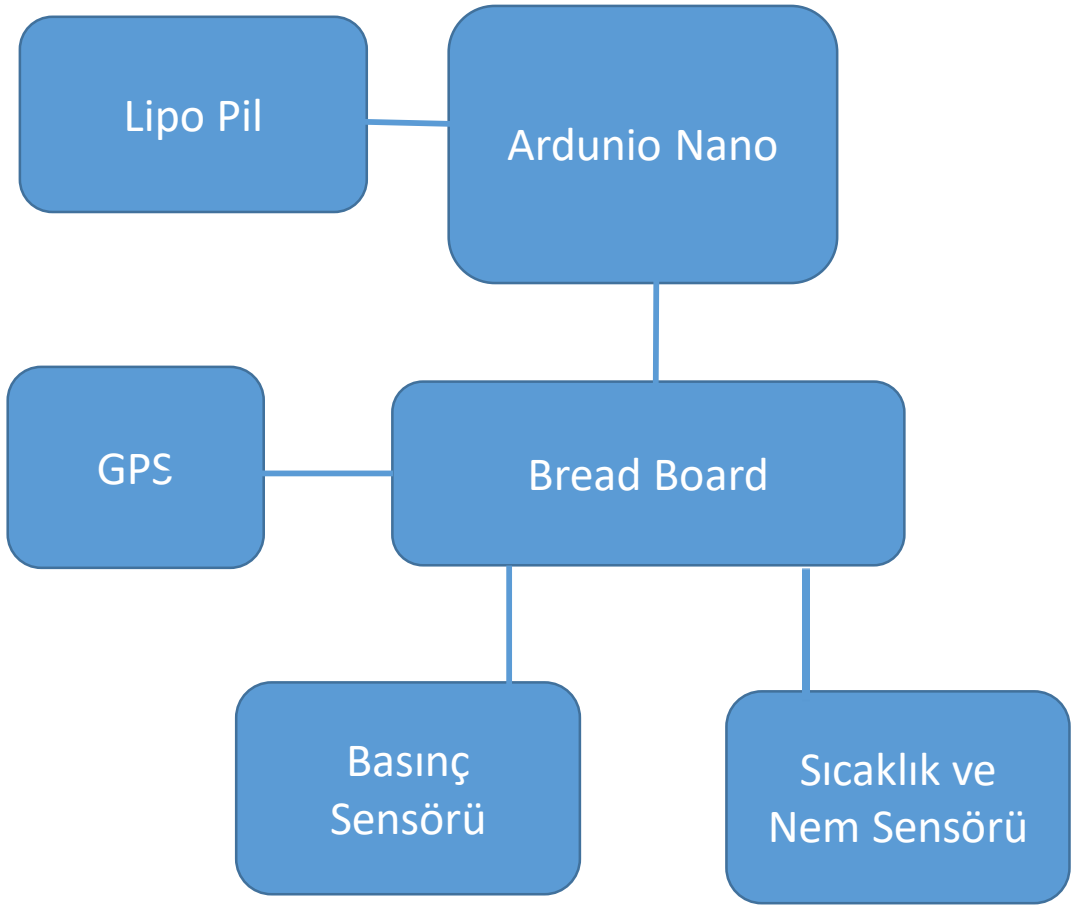
Haberleşme modülü olarak Lora SX1278 kullanılmaktadır ve sensörlerin ölçtüğü verileri yer istasyonuyla paylaşmaktadır.

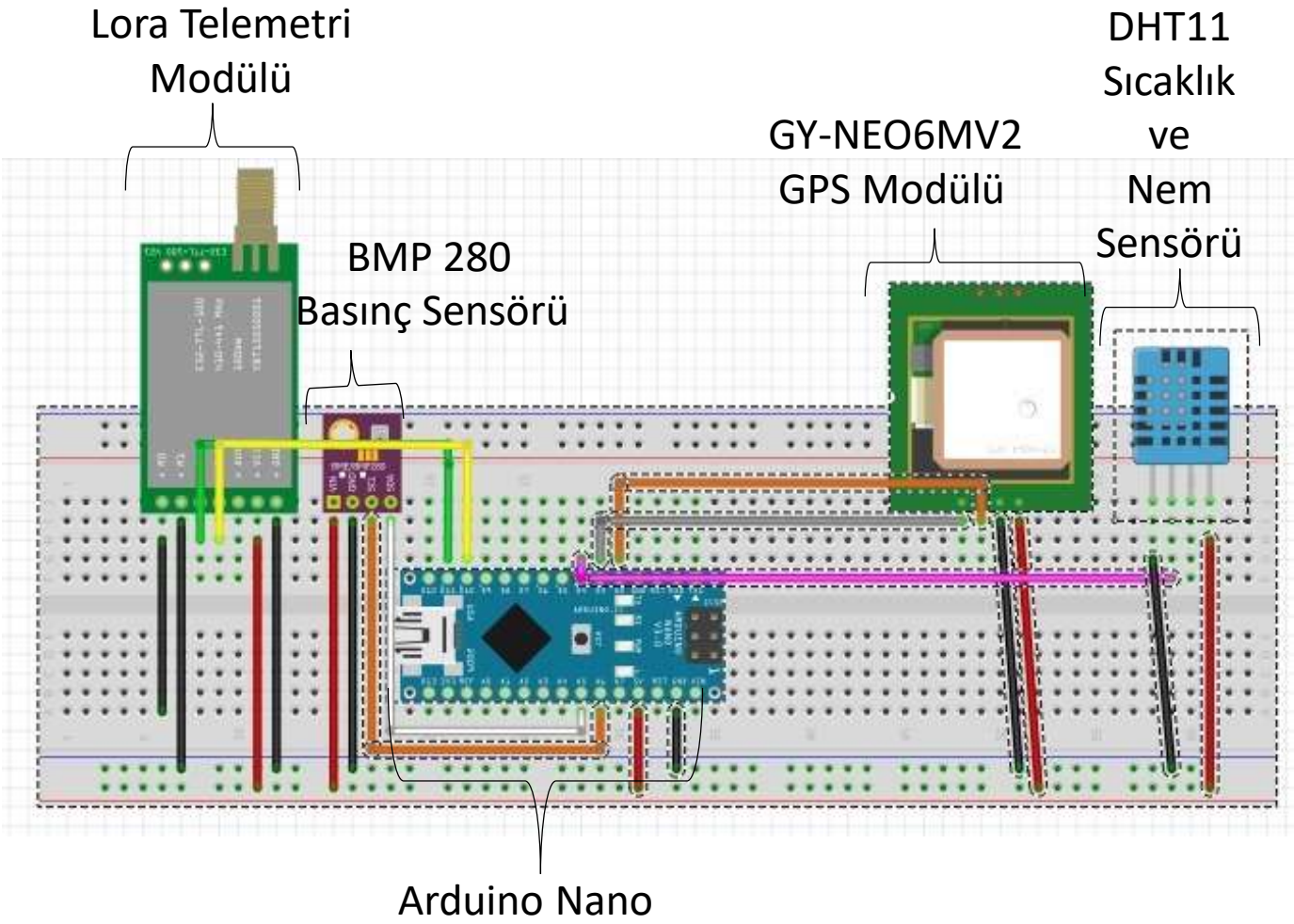
GPS Modülü olarak GY-NEO6MV2 GPS Modülü kullanılmaktadır. Modülün ölçtüğü veriler yer istasyonuyla anlık olarak paylaşılmaktadır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1 2/2

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	Arduino Nano (Altmega 328 İşlemci)	-	-
1. Sensör	BMP 280 Basınç Sensörü	Evet	Anlık olarak basıncı ölçer ve gerektiğinde kurtarma sistemini aktifleştirir.
2. Sensör	DHT11 Sıcaklık ve Nem Sensörü	Evet	Anlık olarak havadaki sıcaklık ve nem ölçülür, ardından yer istasyonuna iletilir.
GPS modülü	GY-NEO6MV2GPS Modülü	-	-
Haberleşme modülü	SX1278 443mhz Lora Modülü	-	-

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2 1/2





Aviyonik – 2.Sistem Detay/2 2/2

Uçuş kartımızın üretimi için kullanılan malzemeler şunlardır:

- Haberleşme modülleri(Lora SX1278 Haberleşme modülü)
- Arduino Nano(Altmega 328 İşlemci)
- GPS Modülü(GY-NEO6MV2)
- Eğim ve Gyro Sensörü(MPU6050)
- Sıcaklık ve nem sensörü(DHT11)
- Basınç sensörü(BMP 280)

Uçuş kartımızın üretimi şu şu şekikdedir:
Roketimizin belirtilen bölgelerine yerleştirilmiş olan Arduino Nanolar ve sensörler arası breadboard ve kablolar aracılığıyla kurulan bağlar bir ana Arduinoya yerleştirilmiş olan Lora SX1278 isimli alıcı ile yine Lora SX1278 isimli vericiye gönderilir ve bilgiler bu yolla elde edilir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3 1/2

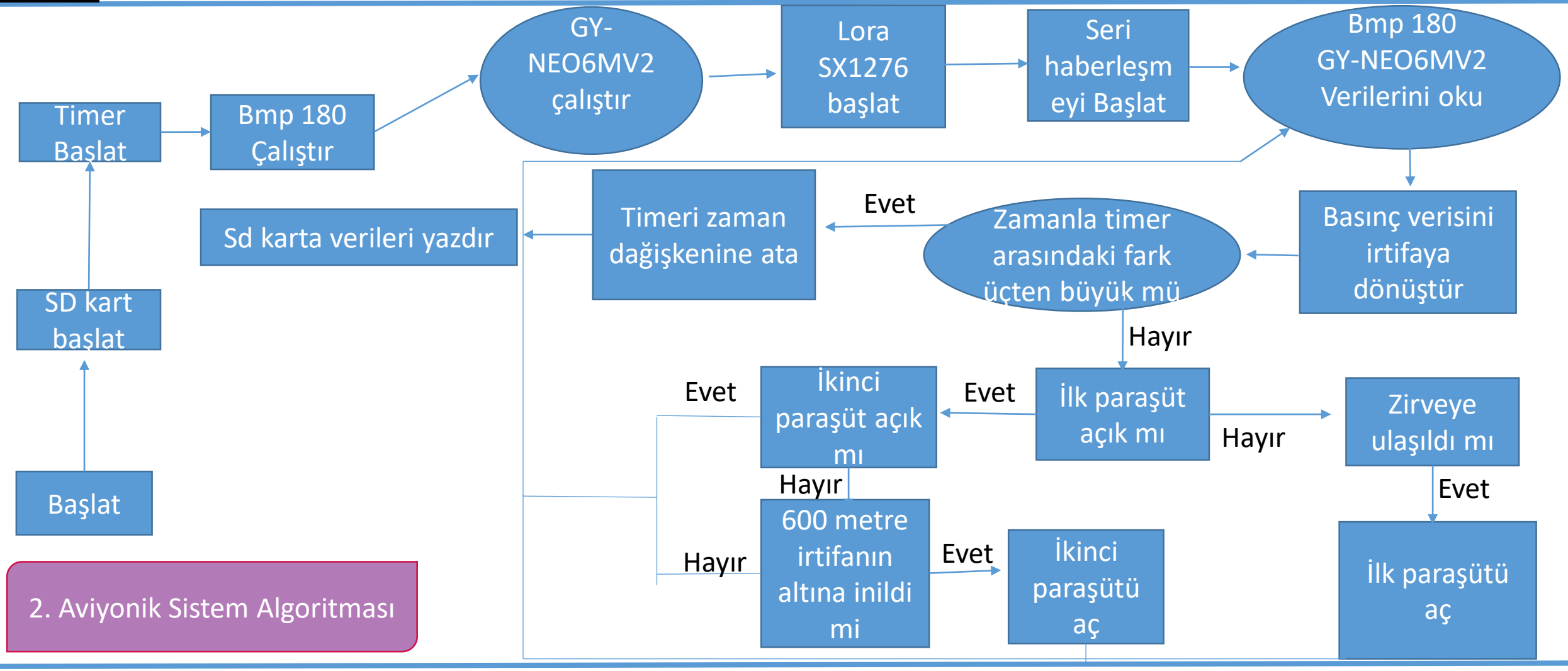
AVİYONİK 2.SİSTEM ELEMANLARI	11.1 V Profuse Lipo Pil	Bread board	GY-NEO6MV2 GPS Modülü	Ardunio Nano Altimega 328 İşlemci	Lora SX1278 Haberleşme Modülü	BMP 280 Basınç Sensörü

Ardunio Nanonun bağlandığı enerji kaynağı lipo pildir. Lipo Pil kurulan devrenin enerjisini sağlayacak olan elemandır, gereken sensörler bu enerji ile çalışacaktır. Ardunio Nano elektronik sistemler içinde varlığını sürdüren sistem ve programların çalışması için gerekli olan veri görevlerini üstlenen devre beynidir. Bread board devre elemanlarının birbirine düzenli bir biçimde bağlanmasını sağlayan tutucudur. Üzerindeki deliklere elemanların dişleri yerleştirilir ve sabitlenir. Lora SX1278 Haberleşme Modülü basınç ve konum sensörlerinin ölçtüğü verileri yer istasyonu ile paylaşır. Bilgiler Lora SX1278 ve yine aynı ada sahip verici arasında paylaşılır. GY-NEO6MV2 GPS Modülü roketin yukarıdayken ve düştükten sonraki konum bilgisinin anlık olarak yer istasyonuyla paylaşılmasından sorumludur. BMP 280 Basınç Sensörü Anlık olarak basıncı ölçer ve buna bağlı olarak kurtarma sistemini aktive eder. Yeterli yüksekliğe ulaşıp ulaşılmadığı konusunda bilgi sahibi olunmasını sağlar.

Veri Filitreleme :

Basınç verisinin filtrelenmesinde Median filtresi kullanılacaktır. Bu filtrenin geçen senelerde de kullanıldığı ve sorun çıkarmadığı görülmüştür bu yüzden basınç filtresinde bu filtre kullanılmaktadır. Medyan filtre de mean filtresi gibi her pikselin değerini hesaplamak için yakınındaki komşularına bakar. Medyan filtresinde piksel değeri komşu piksel değerlerinin ortalaması ile değiştirmek yerine (mean filtresi), komşu pikselleri sıralayıp sıranın ortasındaki değeri alır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3 2/2



2. Aviyonik Sistem Algoritması

Aviyonik – İletişim

Yer istasyonunda :

1.Olarak haberleşmeyi sağlamak için Lora SX1768 isimli haberleşme modülü kullanılacaktır

2.Olarak bu modülü çalıştırmak için arduino nano kullanılacaktır

3.Bunun yanında breadboard ve jumper kablolar ile bağlantı sağlanacaktır.

Yer istasyonuna GPS verileri Sıcaklık nem ve basınç verileri iletilecektir . Bu sensörlerden iletilen veriler ile yükseklik ve GPS verilerini elde edilecektir. Veri paketi olarak Uart Protokolü kullanılacaktır . 5kanallı 868 Mgh 1w 30 dB lik bir kart kullanacağız bu devrede iletecek olduğumuz veriler sırası ile 1.kanal(t)sıcaklık 2.Kanal (h)nem 3.kanal (p) Basınç 4.kanal (Lat)GPS in x verileri ve 5.kal (Long)GPS in verileri

Verici Gücü	30 dB
Kablo kaybı	1dB
Anten Kazancı	2dBi
Mesafe Kaybı	99.21dB
Anten Kazancı	10dBi
Kablo Kaybı	1dB

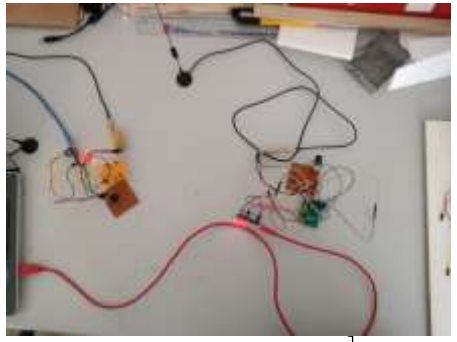
Link Hesabı Şu şekilde hesaplanmıştır:

30-1+2-99.21+10-1=-65.21

Aviyonik Prototip Testi

Aviyonik sistem testleri:

06.05.2022 tarihinde, Seval- Ahmet Çetin Fen Lisesi fizik laboratuvarında breadboard üzerinde Li-po pilin enerji kaynağı olduğu ve gerçek aviyoniğimizde kullanacağımız basınç sensörü ile GPS sensörünün kullanıldığı prototipte verilerinin alış verişinin hatasız ve eksiksiz olarak yer istasyonuna aktarılmıştır. Test videoları 11.05.2022tarihinde sisteme yüklenecektir.



Devremizin tüm elemanları ile kurulmuş hali verilmiştir.

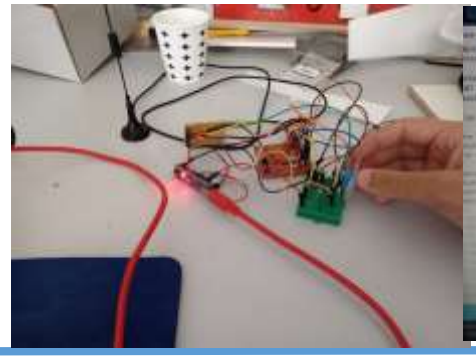
Algoritma Testleri:

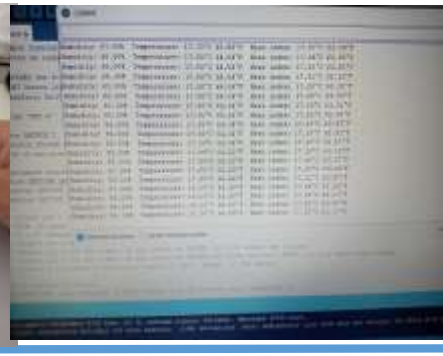
066.05.2022 tarihinde, Seval- Ahmet Çetin Fen Lisesi asansöründe yapılan olan test için gerekli irtifa aviyonik sistemimize asansörün 2. kata çıkması ile verilmiştir. Asansör prototip algoritmamızın en büyük irtifası olan 2. kata çıktıktan sonra -1. kata inilmiştir.. İrtifanın azalması ile birlikte de prototip algoritmamızın çalışmaya başladığı gözlemlenmiştir. Test videoları 11.05.2022 tarihinde sisteme yüklenecektir.

Asansörün 2. katta bulunduğu hali verilmiştir.

Kart Fonksiyonellik Testleri:

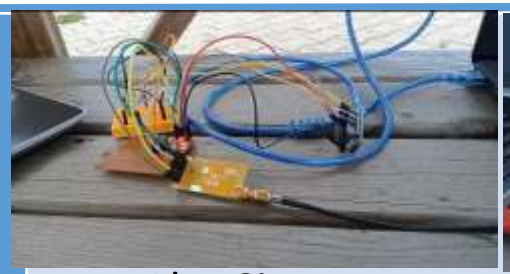
06.05.2022 tarihinde, Seval- Ahmet Çetin Fen Lisesi fizik laboratuvarında kart fonksiyonellik testi olarak DHT11 sıcaklık ve nem sensörü testi yapılmıştır. Bu test ile havanın sıcaklığının ölçülüp ölçülmediğini kontrol etmek amaçlı aviyoniğin yanına buz koyularak sıcaklık değişimi izlenmiştir. Test videoları 11.05.2022 tarihinde sisteme yüklenecektir.





Aviyonik Prototip Testi

İletişim Testleri:
06.05.2022 tarihinde, iletişim testimiz Seval-Ahmet Çetin Fen Lisesinden Seval- Ahmet Çetin Fen Lisesi Pansiyonu arasındaki 1,5 kilometre arasında bulunan yolda iletişim testimiz yapılmıştır. İletişim testimiz menzili 3 kilometre olan Lora SX1278 isimli modüller kullanılarak yapılmıştır. Bu test sonucu roketimizden ne kadar uzaklıkta bilgi alabildiğimizi öğrenilmiştir. Test videoları 11.05.2022 tatarihinde sisteme yüklenecektir.

Sistemler Yakın konumda	 Alıcı Sistem	Verici Sistem	Alıcı ve Verici Sistem
Sistemler Uzak Konumda	Verici sistem		Alıcı Sistem

Test Adı	Test Yapılma Takvimi				
	1-15 Mayıs	16-31 Mayıs	1-15 Haziran	16- 30 Haziran	1-15 Temmuz
Basınç Testi					
Kurtarma Sistemi Testi					
GPS Veri Testi					
Telemetri Testi					

Bütçe

Malzeme	Fiyat	Malzeme	Fiyat	Malzeme	Fiyat	Malzeme	Fiyat
Burun Konisi	1000 TL	Üst Kanatçık	1500 TL	GPS	175x2 TL	Arduino Nano	150 TL
Alt Gövde	6500+KDV TL	Alt Kanatçık	1500 TL	Motor Bloğu	1200 TL	BMP280	60x2 TL
Üst Gövde	6500+KDV TL	Kurtarma Sistemi	1000 TL	Centering Ring	300 TL	Lipo Pil	1200 TL
Şok Kordonu x2	240 TL	Bulkhead	50 TL	Alt Kapak	100 TL	RRCSPORT Uçuş Kontrol Kartı	2500 TL
Faydalı Yük Paraşütü	700 TL	Entegrasyon Gövdesi	500 TL	Üst Kapak	100 TL	Karabina x10	900 TL
Ana Paraşüt	1300 TL	Kurtarma Sistemi	600 TL	Faydalı Yük	400 TL	Fırdöndü x16	400 TL

Çetin Group ile sponsorluk anlaşması imzanacaktır

Toplam Fiyat	29.450 TL

Kontrol Listesi

Karşılamaktadır.

Kısmen Karşılamaktadır.

Karşılamamaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
1	3.1.3.	Yarışmaya Lise Kategorisinde yalnızca lise öğrencileri katılabilir.		2. Sayfa	Takımımız lise öğrencilerinden oluşmaktadır.
2	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		1. Sayfa	Yarışmaya ‘’UMAY ROKET TAKIMI’’ olarak katılmaktayız.
3	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2. Sayfa	Takımımız danışman hariç ‘’6’’ kişiden oluşmaktadır.
4	3.1.10.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2. Sayfa	Üyeler sadece ‘’UMAY’’ takımındadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
5	3.1.11.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2. Slayt	Gerekli tüm özellikleri karşılayan ‘’1’’ adet danışmanımız bulunmaktadır.
6	3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		4. Slayt	Takımımız ‘’1’’ adet roket ile katılmıştır.
7	3.1.15.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.		Tüm slaytar	Raporumuz standartlara tamamı ile uygundur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
8	3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.		2, 61-78. slayt	Hazırlanması istenen maddeler hazırlanmıştır.
9	3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		3. Slayt	Yükümlülük tamamlanmıştır.
10	3.1.23.	Takımlar, yarışma komitesinin kendilerine sağlayacağı motoru kullanmakla sorumludurlar.		3. Slayt	Kullanılan motor, yarışma komitesinin sağladığı motordur.
11	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.		-	Belgeler sisteme istenildiği gibi yüklenmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
12	3.1.23.3.	Danışman olarak görev yapacak kişilerin danışmanlık görevlerini yerine getireceğine dair belgenin ıslak imzalı hali KTR ile sisteme yüklenmelidir.		-	Belgeler sisteme istenildiği gibi yüklenmiştir.
13	3.1.24.5.	Lise takımlarının öğretmen danışmanları kendi okullarından olmak şartıyla fen bilimleri alanından bir öğretmen veya daha önce yurt içi veya yurt dışında roket yarışmalarına katılım sağlamış herhangi bir alandan öğretmen olmalıdır. (Bu koşul DENEYAP ve BİLSEM kurumlarından kurulan takımlar için uygulanmayacaktır).		2. Slayt	Danışmanımız ''Fizik'' öğretmenidir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
14	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		2. Slayt	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmaktadır.
15	3.1.31.	Üye ekleme/çıkarma işlemleri Kritik Tasarım Raporu teslim tarihine kadar yapılmaktadır.		2. Slayt	Üye ekleme/çıkarma işlemleri Kritik Tasarım Raporu teslim tarihine kadar yapılmıştır.
16	3.2.1.1.	Takımlar, fırlatma sonrası rokete ait tüm bileşenleri (alt bileşenler ve sistemler dahil) ve Görev Yükünü tekrar kullanılabilir şekilde kurtarmaktan sorumludurlar. Kurtarmayı sağlamak için paraşütlerin kullanılması zorunludur.		33,34,35,36,38,39 ,41,46. Slaytlar	Kurtarmayı sağlamak için paraşütlerin kullanılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
17	3.2.1.2.	Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri OrtaYüksek İrtifa Kategorisinde iki paraşütle (Şekil 1'de gösterilen Sarı renkli "Birincil Paraşüt", yeşil renkli "İkincil Paraşüt"), Lise Kategorisinde ise tek paraşütle (Şekil 2'de gösterilen Yeşil renkli paraşüt) kurtarılırken Görev Yükü tüm kategorilerde roket bileşenlerinden farklı bir paraşütle kurtarılacaktır.		38. Slayt	Belirtilen renkteki paraşütler ile kurtarma sağlanır.
18	3. 2.1.6.	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		5. Slayt	Yükümlülük tamamlanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
19	3.2.1.7.	Lise kategorisindeki roketler Şekil 2'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5. Slayt	Belirtilen operasyon konseptini icra edilmiştir.
20	3.2.1.8.	Lise kategorisindeki roketlerin tek bir paraşüt ile kurtarılması sağlanacaktır (İkincil paraşüt olmayacaktır). Takımlar, paraşütün uçuşun tepe noktasında açılmasını sağlayarak roketi kurtarmaktan ve görev yükünü de tepe noktasında roketten ayırmaktan yükümlüdürler.		5. Slayt	Kurtarma sisteminde paraşütler kullanılmıştır. Tüm parçaların kurtarılması hedeflenmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
21	3.2.1.11.1.	Lise Kategorisi için L1050 model motor		3, 28. Slayt	Cesaroni L1050 Motor kullanılmıştır.
22	3.2.1.15.	Lise, Orta ve Yüksek İrtifa kategorilerinde paralel ya da seri kademeli roket tasarımları ve küme (İng. cluster) denilen tek gövde içerisindeki çoklu motor sistemleri yarışma konseptine dâhil değildir.		5. Slayt	Konsepte uyulmuştur.
23	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.		3,28. Slayt	Belirtilen motor kullanılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
24	3.2.2.4.1.	Lise kategorisinde roketin bütün parçaları birbirine bağlı olarak tek bir paraşüt sistemi ile kurtarılmalıdır.		5. Slayt	Tek bir paraşüt sistemi kullanılmıştır.
25	3.2.2.4.2	Lise kategorisinde kullanılan tek paraşüt ile roketin ve parçaların hasar görmemesi için paraşütle taşınan yüklerin hızı azami 9 m/s, asgari ise 5 m/s olmalıdır.		41. Slayt	Paraşütlerin düşüş hızı 7,82 m/s ve 8,34 m/s' dir.
26	3.2.2.13.	Her paraşüt birbirinden farklı renkte ve çıplak gözle uzaktan rahat seçilebilir olacaktır (paraşütlerin kesinlikle beyaz ve mavi renklerde veya bu renklerin farklı tonlarında olmaması önemlidir).		38. Slayt	Paraşütlerimizin renkleri fosforlu turuncu ve fosforlu sarıdır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
27	3.2.3.1.	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır.		3. Slayt	Yük 4 kilogramdır.
28	3.2.3.3.	Lise kategorisinde Görev Yükünün herhangi bir bilimsel görevi yerine getirme zorunluluğu bulunmamaktadır. Bu kategoride asgari 4 kg'lık herhangi bir ağırlık Görev Yükü olarak kabul edilecektir.		3. Slayt	İlgili gereksinim yerine getirilmiştir.
29	3.2.4.1.	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		3. Slayt	İlgili gereksinim yerine getirilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
30	3.2.4.5.	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		4. Slayt	Stabilite değeri 2.00 ile istenilen aralıktadır.
31	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.		3. Slayt	Rampa Çıkış Hızı (m/s): 27,5 m/s ile istenilen aralıktadır.
32	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.		17. Slayt	İstenilen boyutlara uyulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
33	3.2.5.10.	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6).		4. Slayt	İstenilen ölçülere uyulmuştur.
34	3.2.6.3.	Lise kategorisinde asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanılması zorunludur (iki (2) adet uçuş kontrol bilgisayarı kullanma zorunluluğu yoktur).		48- 57. Slayt	Uçuş kontrol bilgisayarı kullanılmıştır.
35	3.2.6.4.	Lise kategorisinde kullanılacak asgari bir (1) adet uçuş kontrol bilgisayarının ticari ürün olması zorunludur.		48-50. Slayt	Ticari ürün kullanılmıştır.
36	3.2.6.5.	Özgün uçuş kontrol bilgisayarı geliştiren Lise takımları geliştirdikleri uçuş kontrol bilgisayarını (yedek uçuş kontrol bilgisayarı olarak) ticari bilgisayara (asıl uçuş kontrol bilgisayarı olarak) ilave olarak kullanabilirler. Bunu tercih eden Lise takımları özgün tasarım ödülü değerlendirmesine alınacaktır.		51-57. Slayt	Geliştirilen uçuş kontrol bilgisayarı kullanılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
37	3.2.6.6.	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayırıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		51-57. Slayt	Haberleşme bilgisayarı geliştirilmiştir.
38	3.2.6.9.	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		48-57. Slayt	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında bağlantı yoktur.
39	3.2.6.10.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		48-57. Slayt	İlgili maddeye uyulmuştur.
40	3.2.6.11.	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		48-57. Slayt	İlgili maddeye uyulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
41	3.2.6.13.	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		48-57. Slayt	İlgili sayıda sensör ve ilgli veriler kullanılmıştır.
42	3.2.6.14.	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		48-57. Slayt	İlgili maddeye uyulmuştur.
43	4.1.4.	İlgili raporların (ÖTR ve KTR) teslimatında takımlar tarafında kontrol listesi doldurulacak ve Yarışma Komitesine raporla birlikte teslim edilecektir. Örnek kontrol listesi EK-1'de sunulmuştur.		64-80. Slayt	Kontrol listesi sunulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
44	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).		81-86. Slayt	Modları ve Etkileri Analizine raporda yer verilmiştir.
45	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.		11,14,17-19,22,26-28,30-33,36,42. Slayt	CAD tasarımları verilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No	Gereksinim	Karşılama Durumu	ÖTR Slayt No	Açıklama
47	4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		11-58. Slayt	İlgili detaylar verilmiştir.
48	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).		60. Slayt	Planlamalar yapılmıştır.
49	4.3.15.	KTR' de sunulmak üzere TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından istenilen bilgiler, analiz ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun ve rahat anlaşılır ve takip edilebilir şekilde raporda sunulmalıdır. Bu şartı yerine getiremeyen takımlar için raporun ilgili bölümünde gerektiğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde puan eksiltmesi uygulanacaktır.		Tüm Slaytlar	İlgili maddeye uyulmuştur.
50	4.3.17.	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR'de belirtilecektir.			Belirtilmiştir.

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi
1	Roket modüllerinin montajı	Modüllerin bütünleştirilmesi	Bütünleştirme aşaması için gerekli olan alet ve cihazların noksanlığı	Bütünleştirme alet ve cihazlarının bozulması veya eksik olması	Atışa ön hazırlık	Montaj planına uyulamaması

Hata Etkisi	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Atış iptali veya düşük verimli atış	Rutin alet ve cihaz kontrolleri	Malzeme listesinin periyotsal olarak kontrolünün gerçekleştirilmesi	Aletlerin çalışıp çalışmadığına dair testlerin yarışma alanına ulaşmadan önce yapılması	Montaj stratejisinde gerekli olan malzemelerin yedeklerinin bulunması ve kontrol listesi hazırlanması	4

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi
2	Roket modüllerinin montajı	Modüllerin bütünleştirilmesi	Parçaların sağlılı biçimde bütünleştirilmemesi	Bütünleştirme stratejisine uyulmaması	Atışa ön hazırlık	Montaj planına uyulamaması

Hata Etkisi	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Atış iptali veya düşük verimli atış	Bütünleştirme planının ve yapılan bütünleştirmenin karşılaştırılması	Roket bütünleştirme stratejisinin planlanması ve tüm takım üyelerinin plan hakkında doğru bilgi sahibi olması	Roket bütünleştirilmesinin nasıl olması hakkında takım üyelerinin dikkatli ve plana uygun hareket etmesi	Roket montajının doğruluğundan emin olmak amacılığıyla bir takım üyesinin atanması ve bütünleştirme esnasınsında atanan kişinin plan-yapılan arsındaki farklılıkları kontrol etmesi	5

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi
3	Aviyonik Sorunu	Aviyoniğin herhangi bir elemanının yer değiştirme anlarında zarar görmesi	Roketin nakliyesi sırasında belirli kazalardan dolayı roket parçalarının hasar görmesi	Muhafaza ve nakliye koşullarının karşılanmaması	Nakliyat ve atışa ön hazırlık	Atış hazırlığının tamamlanamaması, görevlerin ve kurtarma sisteminin aktive olması durumlarının riske girmesi

Hata Etkisi	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Atış iptali veya düşük verimli atış	Aviyponik parçalarının denetiminin rutin olarak yapılması	Aviyoniğin parça durumlarının sürekli olarak teste tabi tutulması	Aviyoniğin çalışıp çalışmadığına dair testlerin yarışma alanına ulaşmadan önce yapılması	Aviyonik denetimini sağlamak için bir takım üyesi atanması ve yedek aviyonik parçaları taşınması	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi
4	Atış öncesi ve uçuş süreci	Bataryaların uçuşta veya uçuş öncesinde deşarj olması	Bataryaların deşarj olmasından kaynaklı uçuşta aksaklıklar meydana gelmesi	Bataryaların hasar alması veya uçuş sırasında bir komplikasyona maruz kalması	Atışa ön hazırlık ve uçuş evresi	Görevlerin ve kurtarma sisteminin aktive olması durumlarının riske girmesi

Hata Etkisi	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Roketin paraşütsüz iniş yapması ve aviyonik verilerinin iletiminin sağlanamaması	Görev kontrole düşük batarya uyarılarının iletilmesi	Görev kontrolün batarya verilerini anlık takip etmesi	Montaj sırasında bataryaların voltajının ölçülmesi	Aviyoniğe yedek pil sisteminin eklenmesi	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi
5	Atış öncesi	Roketin yapısal bütünlüğünü sağlayan parçaların ciddi deformasyona maruz kalması	Roketin nakliyesi sırasında belirli kazalardan dolayı roket parçalarının hasar görmesi	Muhafaza ve nakliye koşullarının karşılanmaması	Nakliyat ve atışa ön hazırlık	Atış hazırlığının tamamlanamaması

Hata Etkisi	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Atış iptali veya düşük verimli atış	Parça denetiminin rutin olarak yapılması	Parça durumlarının sürekli olarak teste tabi tutulması	Montaj öncesi ve sonrası parçaların sağlamlık testlerinden geçmesi	Parça güvenliğini sağlamak için bir takım üyesi atanması	7

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi
6	Atış öncesi ve uçuş süreci	Paraşütlerin açılmaması	Paraşütlerin iplerinin roket içerisine dolanması	Paraşütlerin rokete yerleştirilme esnasında iplere dikkat edilmeksizin yerleştirmek	Atışa ön hazırlık ve uçuş evresi	İnişin sağlıklı ve istenilen şekilde gerçekleşmemesi

Hata Etkisi	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Roketin paraşütsüz iniş yapması ve iniş esnasında roket mekanik parçalarının zarar görmesi	Paraşüt iplerinin bütünleştirme öncesi kontrol edilmesi	Roket bütünleştirilmesnin nasıl olması hakkında takım üyelerinin dikkatli ve plana uygun hareket etmesi	Roket bütünleştirme stratejisinin planlanması ve tüm takım üyelerinin plan hakkında doğru bilgi sahibi olması	Roket montajının doğruluğundan emin olmak amacılığıyla bir takım üyesinin atanması ve bütünleştirme esnasınsında atanan kişinin plan-yapılan arsındaki farklılıkları kontrol etmesi	6

HTEA
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata No	Öge/Fonksiyon	Fonksiyon Tanımı	Hata Türü	Hata Nedeni	Ömür/ Görev Evresi	Hata Etkisi
7	Atış öncesi	Motor bölümü ve parça birleşimindeki dolgu araçlarının sağlam bir şekilde kurumaması	Dolgu malzemelerinin işlevini sağlıklı bir biçimde gerçekleştirememesi	Dolgu malzemelerinde oluşabilecek bozulmalar ve kısıtlı sürede kurumama ihtimali	Atışa ön hazırlık	Parça bütünlüğünün sağlanamaması

Hata Etkisi	Hata Tespit Yöntemi	Mevcut Tasarım Kontrolleri		Alınan Tedbirler	Şiddet Puanı (S)
Atış iptali veya düşük verimli atış	Parça sağlamlıklarının kontrol edilmesi	Kullanılan dolgu malzemelerinin kuruma süreleri vb. gibi özelliklerinin listelenmesi	Atış öncesinde her bir parçanın sağlamlığının denetlenmesi	Özellik listesinden sorumlu bir takım üyesi seçilmesi ve montaj işlemlerinde sürekli olarak bu özellik listesinden faydalanılması	7