TEKNOFEST 2022
ROKET YARIŞMASI
Orta İrtifa Kategorisi
Kritik Tasarım Raporu (KTR)
Sunuşu
OMÜ EPSİLON ROKET TAKIMI

Takım Yapısı

TAKIM KAPTANI
Furkan CANBAZOĞLU
Makine Müh.
Yüksek Lisans Öğrencisi

TAKIM DANIŞMANI
Dr. Öğretim Üyesi
MUHAMMET ÖZDOĞAN

MENTÖR
Araştırma Görevlisi
Fevzi ŞAHİN

MEKANİK BİRİMİ

Emre YILMAZ
Makine Müh. 4. Sınıf

Afganistan Uyruklu Yabancı Öğrenci
Muhammad Haroon MAWLAVİZADA
Makine Müh. 4. Sınıf

AERODİNAMİK BİRİMİ

Furkan CANBAZOĞLU
Makine Müh.
Yüksek Lisans Öğrencisi

Murat Talip ALTUNEL
Makine Müh. 4. Sınıf

AVİYONİK BİRİMİ

Ahmet DUAN
Elektrik-Elektronik Müh.
4. Sınıf

Abdullah CENGİZ
Elektrik-Elektronik Müh.
4. Sınıf

YER İSTASYONU BİRİMİ

Pınar EREN
Elektrik-Elektronik Müh
3. Sınıf

Özlem ŞAHİN
Elektrik-Elektronik Müh
3. Sınıf

KURTARMA BİRİMİ

Doğan Can ERGEN
Makine Müh. 4. Sınıf

Emre NAYİR
Makine Müh. 3. Sınıf

Yarışma Roketi Genel Bilgiler

Yarışma Roketi Hakkında Genel Bilgiler

	Ölçü
Boy (mm):	2750
Çap (mm):	130
Roketin Kuru Ağırlığı (g):	21029
Yakıt Kütlesi (g):	4349
Motorun Kuru Ağırlığı (g):	2683
Faydalı Yük Ağırlığı (g):	4100
Toplam Kalkış Ağırlığı (g):	28061

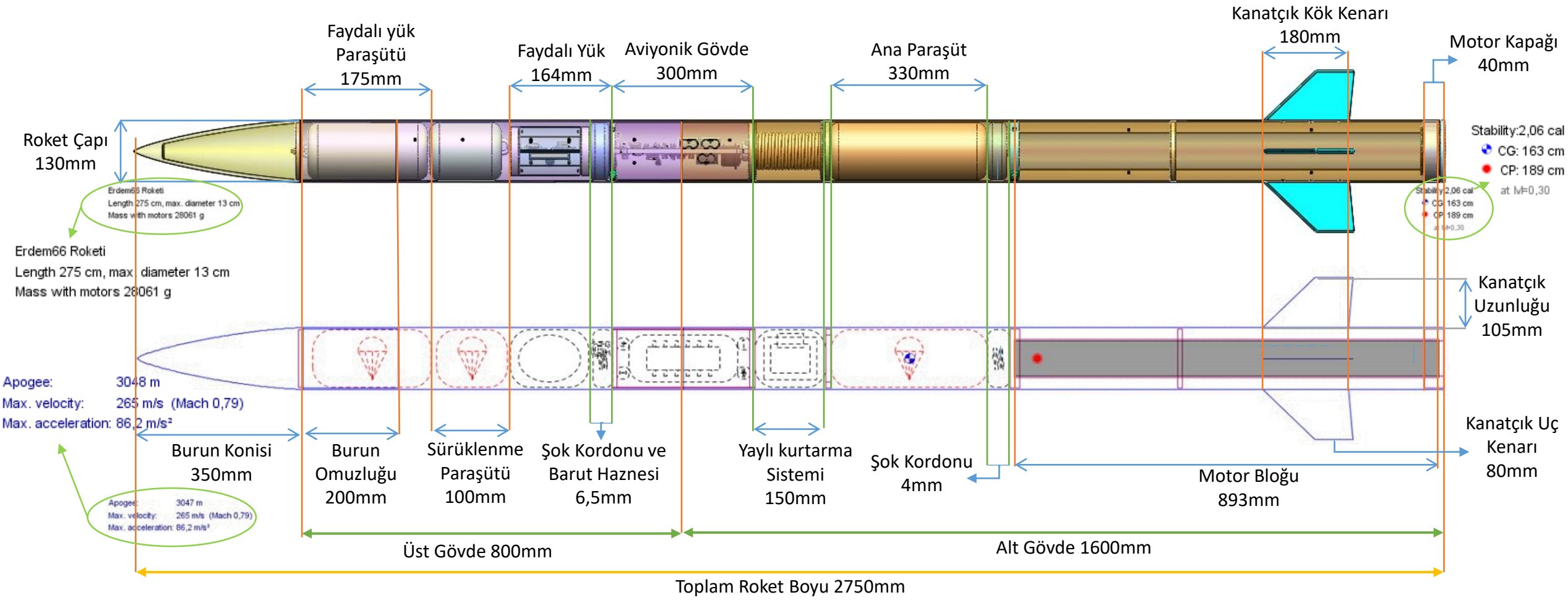
Tahmin Edilen Uçuş Verileri ve Analizleri

	Ölçü
Kalkış İtki/Ağırlık Oranı:	7.342
Rampa Çıkış Hızı (m/s):	32.2
Stabilite (0.3 Mach için):	2.06
En büyük ivme (g):	86.4
En Yüksek Hız (m/s):	265
En Yüksek Mach Sayısı:	0.79
Tepe Noktası İrtifası (m):	3080

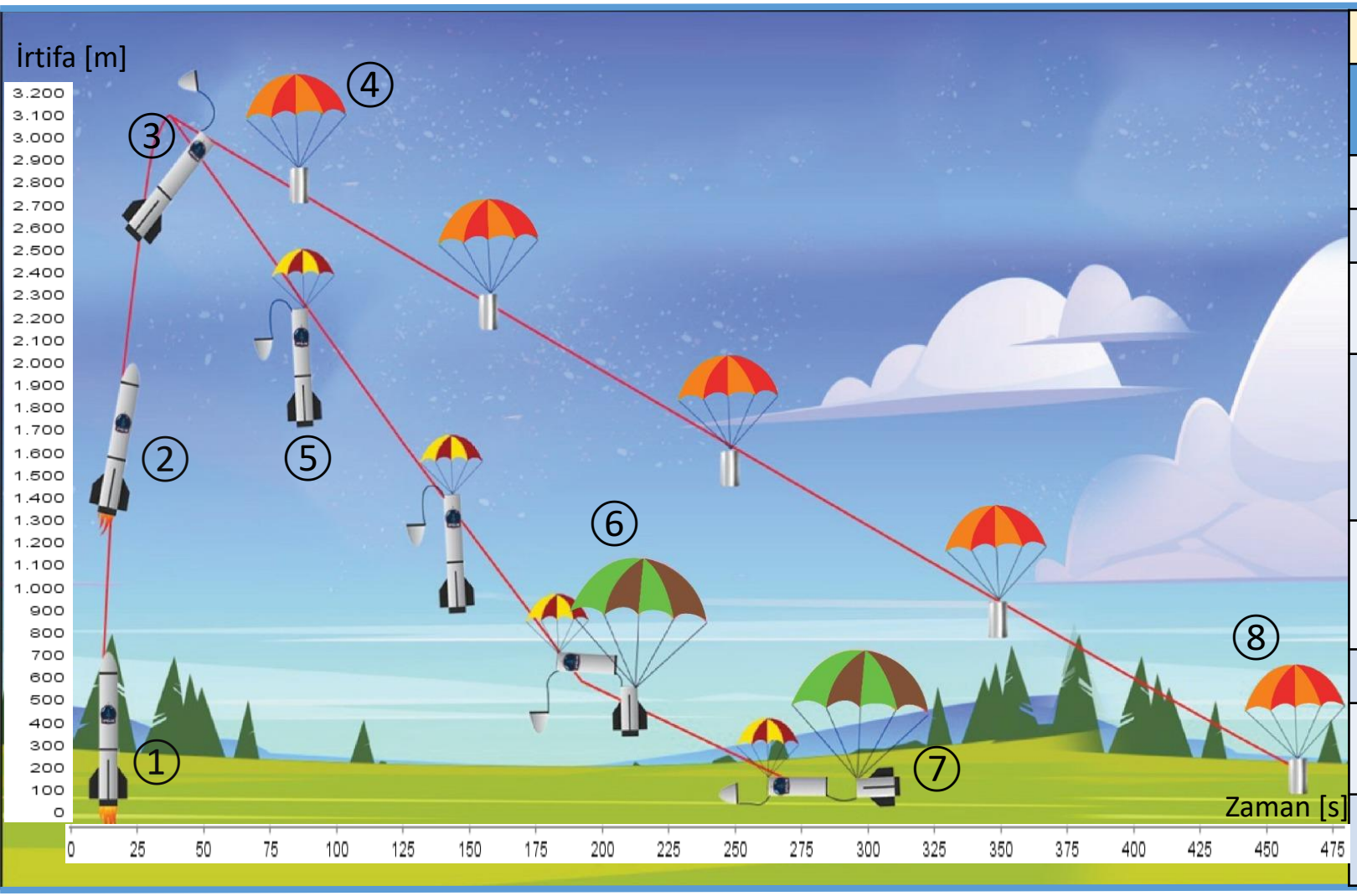
Motor

Cesaroni M2020

Genel Tasarım



Operasyon Konsepti (CONOPS)



Uçuş Profili Tablosu (Veriler Open Rocketten alınmıştır.)

No	Eylem	Zaman[s]	İrtifa [m]	Düş. Hız [m/s]
①	Fırlatma	0	0	0
②	Yakıtın bitmesi	4.17	67.6	264
③	Tepe noktasına ulaşılması	25.3	3080	0
④	Tepe noktasında görev yükünün çıkması ve görev yükü paraşütünün açılması	26.3	3074	-9.8
⑤	Tepe noktasında sürüklenme paraşütü açılması	26.3	3074	-9.8
⑥	Ana paraşütün açılması	124	600	-23.9
⑦	Roketin yeryüzüne ulaşması	203	0	-7.38
⑧	Görev yükünün yeryüzüne ulaşması	478	0	-6.27

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'deki Sayfa Numarası	ÖTR'deki İçerik Neydi?	KTR'deki İçerik Ne Oldu?	KTR'deki Sayfa Numarası
Takım Yapısı	2	Takımda Doğukan Bpz arkadaşımız vardı.	Doğukan Boz yerine Emre Nayir takıma eklendi.	2
Orta Gövde-Alt Gövde Birleşimi	15	Üst, orta ve alt gövde olmak üzere atmosfer ile temas halinde olan 3 adet gövdemiz bulunmaktaydı.	Toplam uzunluk değişmeden alt gövde ile orta gövde birleşerek tek bir gövde üretimine karar verildi ve malzemesi cam elyaf olarak güncellendi.	20
Kara Barut Haznesi Ölçüsü	19	Kara barut haznesi kendi belirlediğimiz ölçülere göre tasarlanmıştır.	Kara barut haznesi Teknofest tarafında bizlere verilecek kapsüllerin ölçüsü olarak güncellendi.	31
Kullanılacak Yayın Teknik Özellikleri	20	Yayın ölçüleri gerektiğinden fazla büyüktü.	Gerekli itkiyi sağlayacak sistemimize uygun farklı ölçülerde yay tercih edildi ve dolayısıyla ÖTR'de yay kapsülü olarak adlandırılan parça iptal edildi.	34
Şok Kordonu Malzemesi ve Ağırlığı	22	Şok kordonu malzemesi tüp perlondu.	Şok kordonu malzemesi polyester olarak güncellendi ve karabinaların ağırlığı şok kordonuna dahil edildi dolayısıyla ağırlıkta değişti. Ağırlıktaki değişimler OpenRocket'te güncellendi.	37
Ana Paraşüt ve Faydalı Yük Paraşüt Rengi	23	Ana paraşüt ve faydalı yük paraşütündeki renkler sırasıyla Kırmızı-Turuncu ve Yeşil-Kahverengiydi.	Üretim esnasında "öncelikli üretim" sırasındaki değişimden dolayı ve tedarik edilen kumaş renklerinden dolayı ana paraşüt ve faydalı yük paraşütleri tam tersi olarak güncellendi.	38

ÖTR - KTR Değişimler - 1

Değişim Konusu	ÖTR'deki Sayfa Numarası	ÖTR'deki İçerik Neydi?	KTR'deki İçerik Ne Oldu?	KTR'deki Sayfa Numarası
Ana Paraşüt, Faydalı Yük Paraşüt ve Sürüklenme Paraşütü Ağırlıkları	23	Paraşütlerin ağırlıkları teorik olarak sırasıyla 600, 350 ve 180 gramdı.	Üretim esnasında ağırlıkların sırasıyla 480, 250 ve 140 gram olarak olacağı netleşti.	38
Paraşütlerin Düşüş Hızları	25, 26	Roketin toplam ağırlığı ve maksimum irtifası minimal olarak değiştiği için paraşütlerin düşüş hızlarında minimal değişiklik meydana geldi.	Roketin toplam ağırlığı ve maksimum irtifası minimal olarak değiştiği için paraşütlerin düşüş hızlarında minimal değişiklik meydana geldi.	40, 41
Roketin Toplam Ağırlığı ve Tahmin Edilen Uçuş Verileri	3	ÖTR tasarımında tahmin edilemeyen kütle bütçesinden ve sonradan yapılan bazı malzeme değişikliklerinden dolayı kütleler güncellenmiştir.	Yukarda belirtilen parametrelerden dolayı roketin toplam ağırlığında ve uçuş verilerinde değişimler söz konusudur.	3
Aviyonik Sistemlerin Mikro Denetleyicisi	31, 37	Aviyonik sistemlerin mikrodenetleyicileri sırasıyla F401RE ve STM32F103 kullanılmaktaydı.	Aviyonik Sistemlerin mikrodenetleyicileri sırasıyla F429ZI ve F401RE olarak güncellendi.	54, 60
Haberleşme Modülleri	28, 31, 32, 37,38	Aviyonik sistemlerde ve faydalı yükte haberleşme modülü olarak Xbee Pro S3B kullanılacaktı.	Tedarik açısından problemler yaşandığı için haberleşme modülü olarak Xbee SX 868 kullanılacak.	43, 54, 55, 60, 61
GPS Modülleri	28, 31, 32, 37,38	Aviyonik sistemlerde ve faydalı yükte GPS modülü olarak NEO 7M kullanılacaktı.	Tedarik açısından problemler yaşandığı için GPS modülü olarak NEO 6MV2 kullanılacak.	43, 54, 55, 60, 61

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu	KTR'deki İçerik Detayı	KTR'de Hangi Sayfada?
Burun Konisi Detay	Burun konisinin üretim yöntem	Burun konisinin üretim yöntemi adım adım anlatıldı.	15
Yapısal Gövde Parçaları	Aviyonik gövde, üst gövde ve alt gövde montajı	Aviyonik gövde üzerinde birleşimi sağlanan alt gövde ile üst gövde montajı görseller ile detaylandırılarak anlatıldı.	21
Motor Bölümü	Motor bölümü montajı	Motor montaj stratejisi patlatılmış CAD görüntüleri ve açıklamalar ile detaylandırılarak anlatıldı.	24, 25, 26, 27
Roket Montajı	Roket montaj stratejisi	Roket montaj stratejisi patlatılmış CAD görüntüleri ve açıklamalar ile detaylandırılarak anlatıldı.	28, 29, 30
Kurtarma Sistemi	İkincil (yaylı) paraşüt açma sistemi	Yaylı kurtarma mekanizmasında yayın sıkışması, gergin kalması ve aviyonikten gelen komutlar ile nasıl serbest kalması patlatılmış CAD görüntüleri ve açıklamalar ile detaylandırılarak anlatıldı.	35
Kurtarma Sistemi Prototip	Kurtarma sistem test takvimi ve kurtarma sistemi prototip testi	Kurtarma sistem test takvimi paylaşıldı ve prototipler üzerinde yapılan testler görseller ile paylaşıldı.	44, 45
Analiz	Hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve yapısal/mukavemet mekanik analizler	Rapor formatındaki eklentiler ile birlikte hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve yapısal/mukavemet mekanik analizler rapora eklendi.	46, 47,4 8, 49, 50, 51
Aviyonik Sistemler Detay 2	Ama aviyonik detay 2 ve Yedek aviyonik detay 2	Uçuş kontrol bilgisayarlarının yapısını gösteren blok ve üretim yöntemleri rapora eklendi	56, 57, 62, 63

ÖTR - KTR Değişimler - 2

Değişim Konusu	Yeni İçerik Konusu	KTR'deki İçerik Detayı	KTR'de Hangi Sayfada?
Aviyonik Sistemler Detay 1	Ama aviyonik detay 1 ve Yedek aviyonik detay 1	İlgili tablolarda belirtilen aviyonik sistemlerde yer alan komponentlerden hangilerinin kurtarma algoritmalarında kullanıldığı eklendi.	54, 55, 60, 61
Aviyonik Sistemler Detay 3	Ama aviyonik detay 3 ve Yedek aviyonik detay 3	Aviyonik sistemlerin algoritmaları ve kullanılacak veri filtreleme yöntemleri detaylandırıldı.	58, 59, 64, 65
Aviyonik İletişim	Link bütçesi	Link bütçesi detaylıca hesaplandı ve çıkan sonuçlar yorumlandı.	66
Aviyonik Sistem Prototip	Aviyonik sistem test takvimi	Aviyonik sistem test takvimi paylaşıldı ve prototipler üzerinde yapılan testler görseller ile paylaşıldı.	67, 68

Uçuş Benzetim Raporu (UBR)

Uçuş Benzetim Raporu “UBR OMÜ Epsilon Roket Takımı” adında pdf formatında paylaşılmıştır.

Kütle Bütçesi

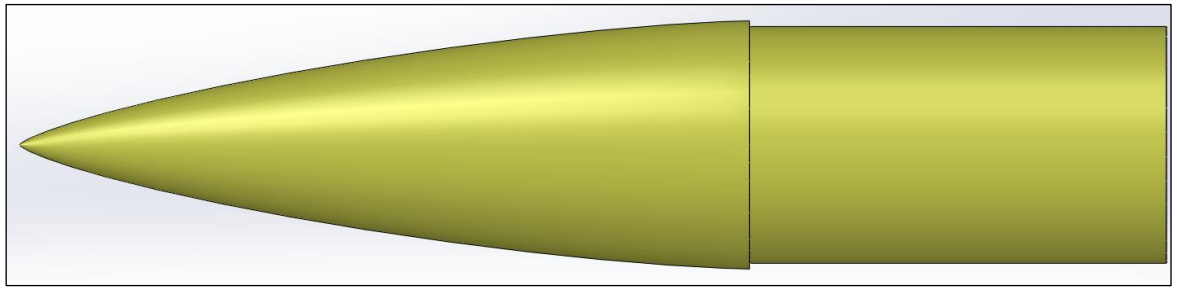
Kütle bütçesi “Kütle Bütçesi OMÜ Epsilon Roket Takımı” dosya adında Excel formatında paylaşılmıştır.

Örnek Kütle Bütçesi

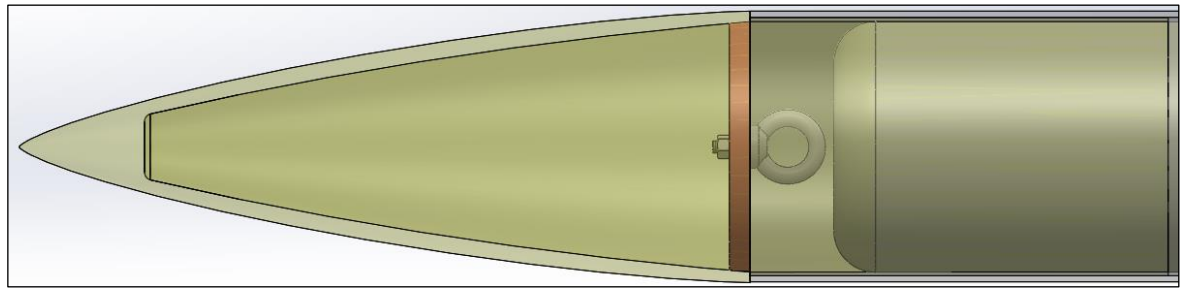
Roket Alt Sistem Detayları

Burun Konisi Mekanik Görünüm

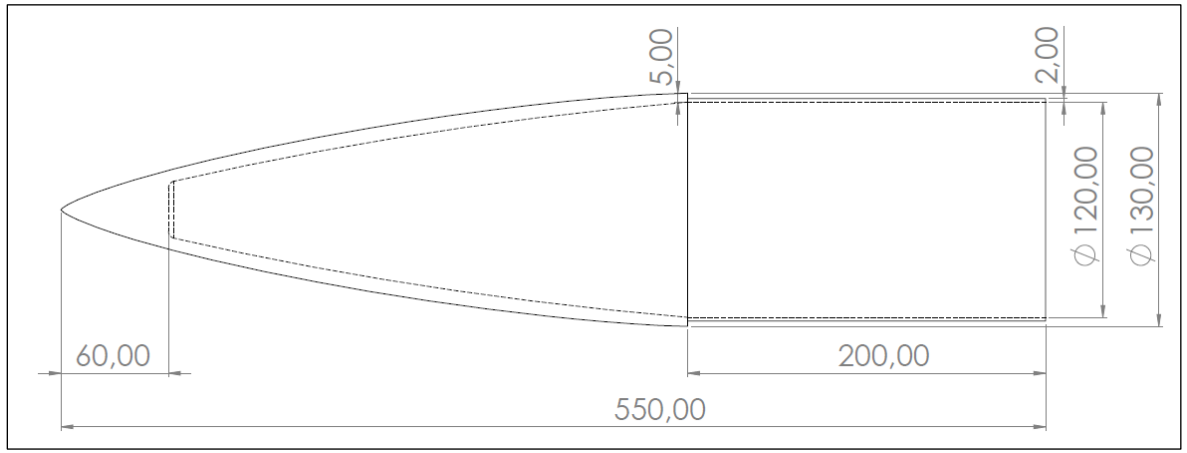
Mekanik Görünüm



Saydamlaştırılmış Görünüm



Teknik Resim



Burun Konisi – Detay

Von Karman Burun Konisi Ölçüleri $[mm]$

Unsur \ Özellik	Uzunluk	Dış Çap	İç Çap	Et Kalınlığı
Burun Konisi	350	130	120	5
Burun Omuzluğu	200	124	120	2

$$\theta = \arccos\left(1 - \frac{2x}{L}\right) \qquad y = \frac{R\sqrt{\theta - \frac{sin(2\theta)}{2} + Csin^3(\theta)}}{\sqrt{\pi}}$$

$C = 0 \qquad R = 130 \qquad L = 350$

alınarak burun konisi oluşturulmuştur.

Haack Serisi şekilleri geometrik şekillerden yapılmamıştır. Şekiller, matematiksel olarak değil de sürüklenmeyi en aza indirmek amacıyla elde edilmiştir. Haack serisi yandaki denklemde C değeri vasıtasıyla belirlenirken, C katsayısı özel bir öneme sahiptir. C = 0 olduğunda Von Karman olarak adlandırılan özel bir yapı ortaya çıkmaktadır.

Yapılan Open Rocket analizlerine göre tasarlanan Von Karman burun konisinin toplam sürükleme değerinin %5 olduğu görülmüştür. Bu değerin analiz edilen diğer geometrik yapılara göre daha düşük olduğu tespit edilmiştir.

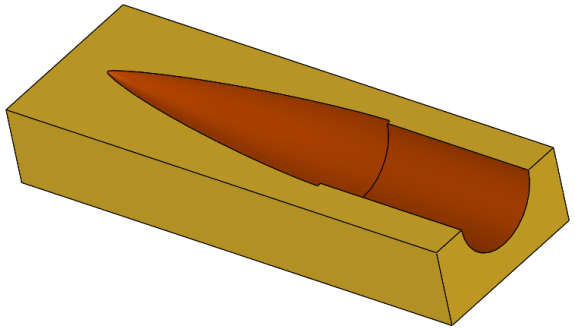
Kaynakça: Vikipedi-Burun konisi tasarımı

Roketin uçuşu esnasında oluşan sürüklenme kuvvetini doğrudan karşılayacak parça burun konisidir. Bundan dolayı malzeme seçiminde yüksek maliyet ve zor üretim unsurlarından ziyade yüksek mukavemet dayananımı olan karbon fiber seçilmiştir. Ayrıca yüksek hızlarda oluşacak sürtünmeden kaynaklı yüksek sıcaklıklara karşı dayanıklılık göstermesi ve alternatiflerine göre daha hafif yapılı olduğundan karbonfiber kumaş malzemesi tercih edilmiştir.

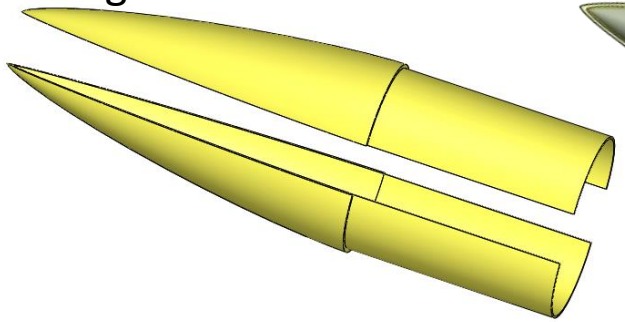
Burun Konisi – Detay

Özellik	Unsur	Açıklama
Geometrik Şekil	Haack Serisi (Von Karman)	Düşük sürüklenme katsayısına sahip olmasından dolayı daha az sürüklenme kuvvetine maruz kalır. Dolayısıyla diğer geometrik şekillerden daha yüksek irtifa sağladığı için Von Karman yapı seçilmiştir.
Malzeme	Karbonfiber	Karbonfiber malzeme hafif olmasıyla birlikte yüksek basınç dayanımına ve yüksek yorulma davranışına sahiptir. Ayrıca ergime sıcaklığı yüksek olup ısıl dayanımında yüksek olması seçim sebepleri arasındadır.
Üretim Yöntemi	Vakum İnfüzyon	Hava kabarcıklarının alınması ile birlikte iki yüzü düzgün, homojen dağılımlı ve rijit yapı elde edilir. İstenen mukavemet değerlerinde üretim olanağı sunar. Üretim için kullanılacak kalıbın maliyeti ucuzdur. Üretimi yapacak kişinin el becerisinden bağımsızdır.

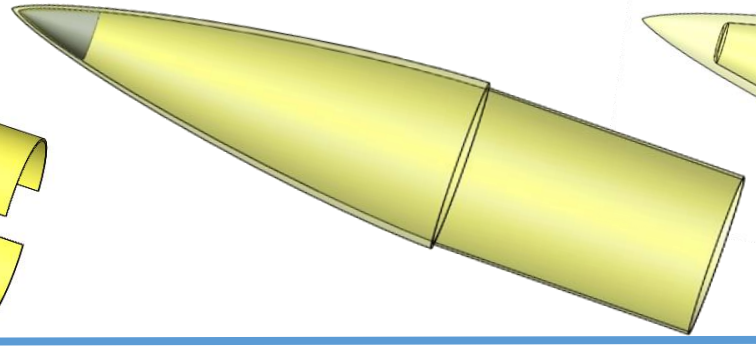
Uygun kalıp oluşturulup kalıba karbonfiber kumaş ile epoksi uygulanır.



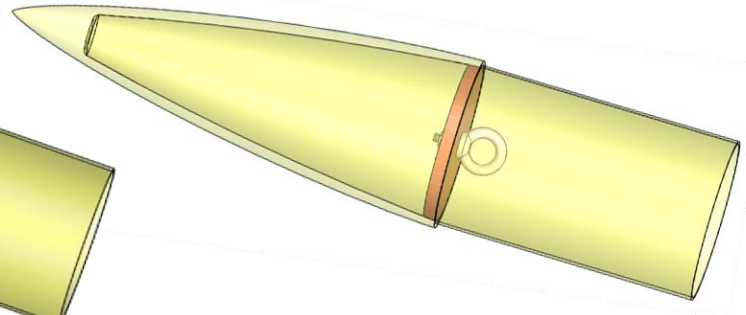
2 yarım küre şeklinde üretilen burun konisi yapıştırılarak bir bütün haline getirilir.



Fazladan mukavemet kazandırmak için burun konisi ucuna kırpılmış karbon fiber ile hazırlanan poliüretan dökülür.

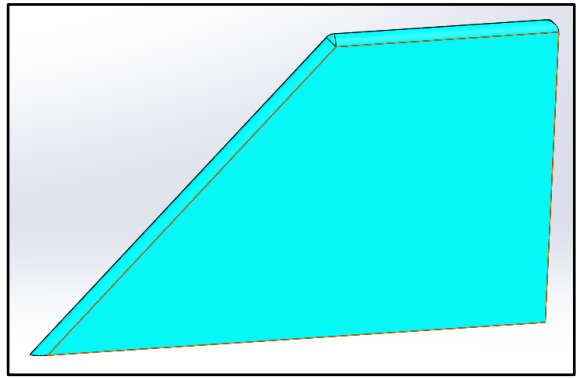


Mapa ile montajlanan burun konisi kapağı, sıvı kaynak ile burun konisine sabitlenir.

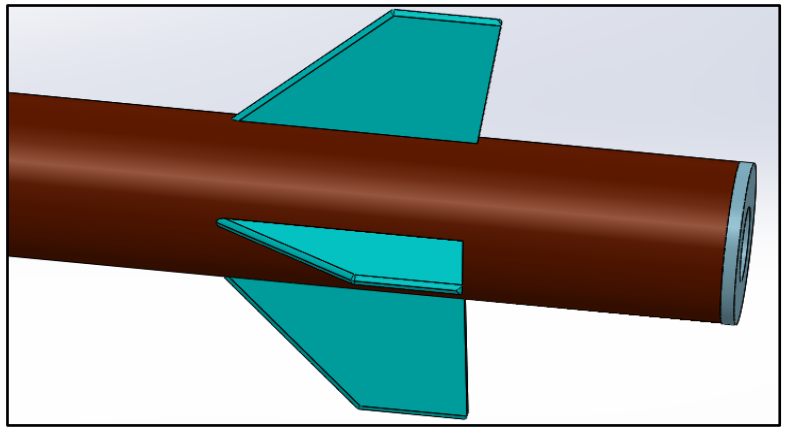


Kanatçık Mekanik Görünüm

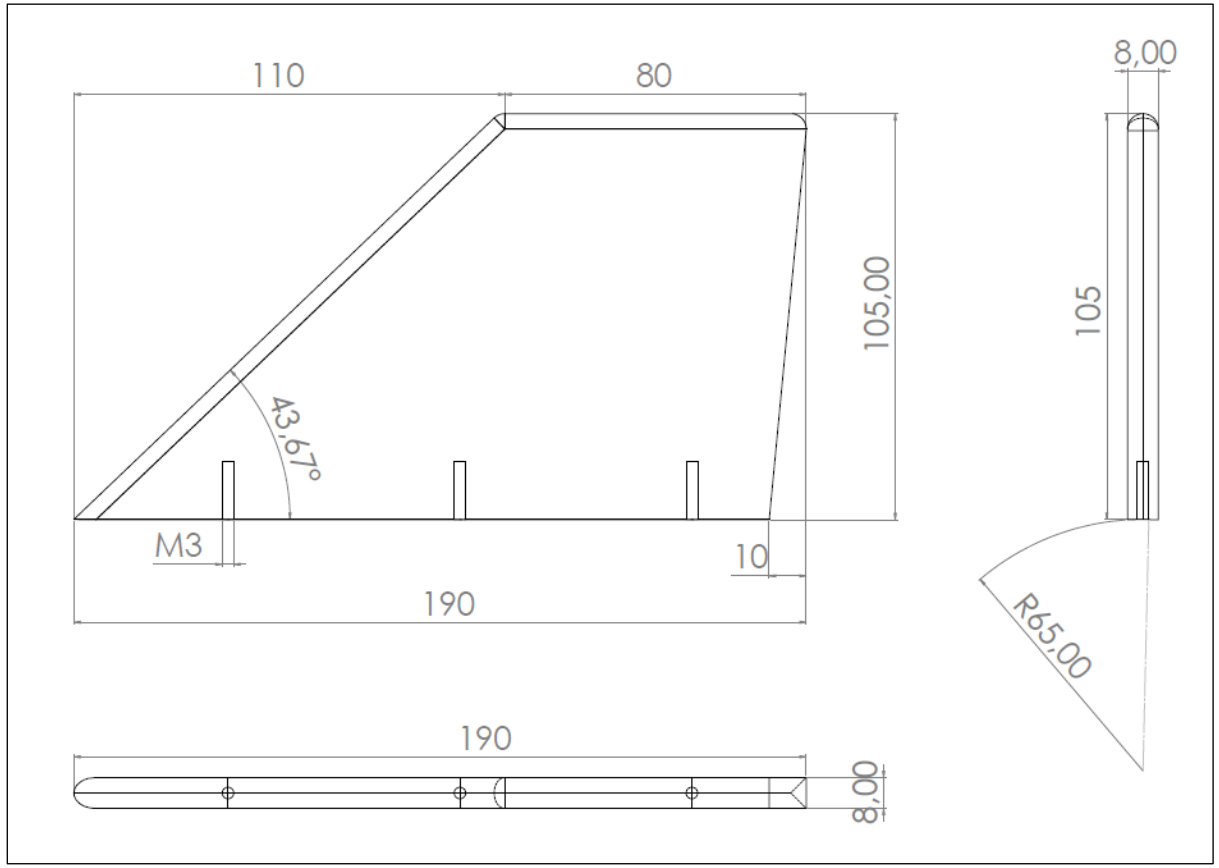
Mekanik Görünüm



Montajlanmış Görünüm



Teknik Resim



Kanatçık – Detay

Kanatçık Ölçüleri [mm]

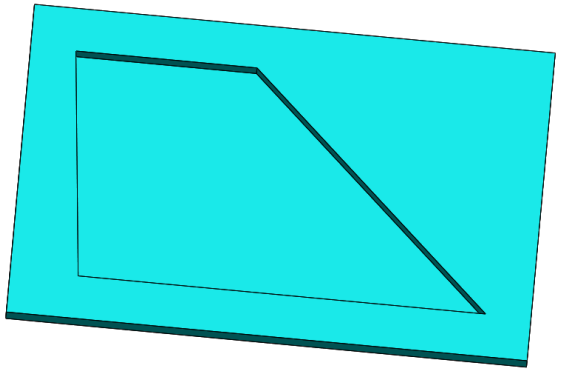
	Hücum Açısı [°]	Hücum Kenarı	Firar Kenarı	Taban Kenarı	Uç Kenarı	Yükseklik	Et Kalınlığı	Nozzle Kapağına Olan Uzaklık
Kanatçık [4 adet]	43.67°	152.07	105.48	180	80	105	8	200

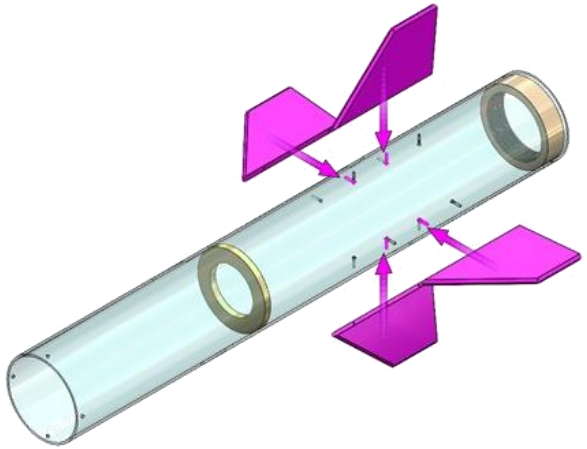
Kanatçıkların geometrik şekli olarak trapez, eliptik, delta tip, Naca serisi ve serbest çizim kanatçıklar tasarlanıp analiz edilmiştir. Bu kanatçık geometrilerinden istenilen stabiliteye uygunluk açısından serbest çizim ile geometri oluşturulmaya karar verilmiştir. Ayrıca hazır bir tasarım kullanılması yerine serbest çizim metodu ile özgün bir tasarım geliştirilmesi amaçlanmıştır. Kanatçık kesiti olarak üretilebilirlik ve maliyet zorluklarından dolayı airfoil, irtifa kaybından dolayı da dikdörtgen kanatçık kesiti yerine yuvarlatılmış kanatçık kesiti kullanılması uygun bulunmuştur. İlave olarak kanatçıkların montaj stratejisi ve seçilen malzeme ile üretim olanakları dikkate alınarak tasarım şekillendirilmiştir. Üretim, maliyet, dayanım ve esneklik kriterleri göz önüne alındığında kanatçıklar alüminyum malzemeden olup talaşlı imalat atölyesinde CNC frezele tezgahında istenilen tolerans ve yüzey pürüzlülüğü değerlerinde üretilecektir. Ayrıca kanatçık kesit profilini "yuvarlatılmış" hale getirmek için uygun taşlama tezgahlarında işlem uygulanacaktır. Kanatçıkların montaj stratejisi ise kanatçık ile gövde temas bölgelerine yapıştırıcı sürülerek, gövde içinden 3'er adet M3 cıvatalar ile sabitlenecektir. Tasarlanan kanatçıklar nozula 20 cm mesafede konumlandırılarak motor sıcaklığından minimum seviyede etkilenmesi amaçlanmıştır.

Kanatçık – Detay

Özellik	Unsur	Açıklama
Geometrik Şekil	Serbest Çizim	İstenen statik stabilite değerini ve üretim yöntemine göre çeşitlilik olanağı sağlar.
Kesit Profili	Yuvarlatılmış	Dikdörtgen kesite göre daha düşük sürüklenme katsayısına sahiptir. Üretimi airfoil kanat profiline göre daha kolay ve maliyeti de ucuzdur.
Malzeme	Alüminyum	Sünek bir yapıya sahip olduğundan esnektir ve üretim maliyeti düşüktür. Montaj kolaylığı mevcuttur.
Üretim Yöntemi	CNC Freze / Talaşlı İmalat	Üretim maliyeti nispeten daha düşüktür ve kompleks bir işlem gerektirmez.

Talaşlı imalat atölyesinde istenilen ölçülerde, tolerans değerlerinde ve yüzey pürüzlülüklerinde kanatçıklar üretilir. Ardından gerekli tezgahlarda kanatçık kesit profili "yuvarlatılmış" şekle getirilir.

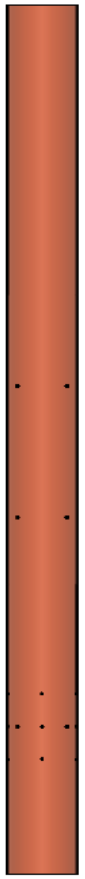




Kanatçık ile gövde temas bölgesine yapıştırıcı sürülerek gövde içinden 3'er adet M3 cıvata ile kanatçıklar sabitlenir.

Gövde Parçaları & Gövde Montaj Parçaları (YAPISAL) Mekanik Görünüm

Alt Gövde

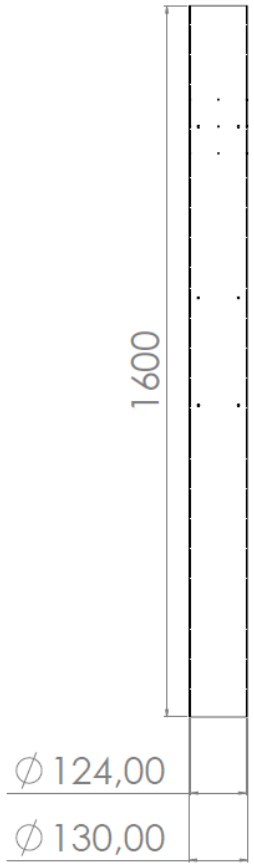


Üst Gövde

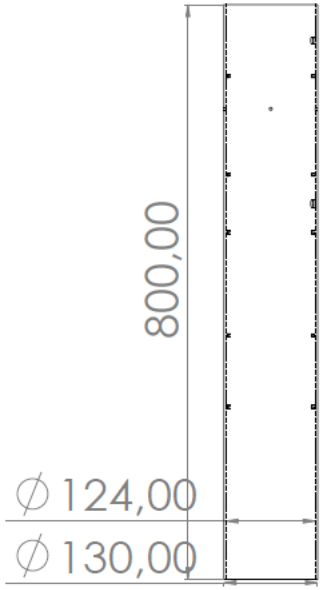
Bağlantı Gövdesi: Aviyonik Gövde

Aviyonik gövde, alt gövde ile üst gövdenin bağlantı elemanı olarak kullanılmaktadır.

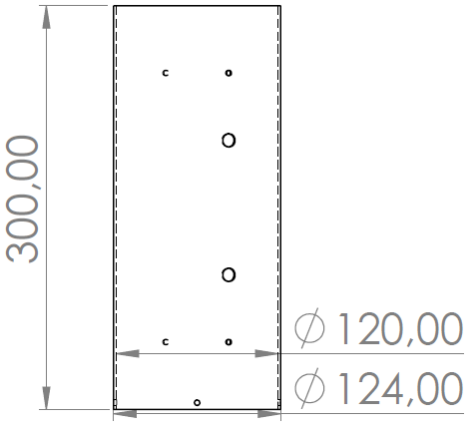
Alt Gövde



Üst Gövde



Bağlantı Gövdesi: Aviyonik Gövde



Yapısal – Gövde Parçaları

Özellik	Unsur	Açıklama
Malzeme	Fiber Glass	Sinyal geçirgenliği sayesinde aviyonik sistem ile yer istasyonu sistemi arasındaki iletişimi engellemez. Özgül modül değerleri oldukça yüksektir. Yüksek mekanik dayanımı ve hafif olması seçim kriterleri arasındadır.
Üretim Yöntemi	Vakum İnfüzyon	Hava kabarcıklarının alınması ile birlikte iki yüzü düzgün, homojen dağılımlı ve rijit yapı elde edilir. İstenen mukavemet değerlerinde üretim olanağı sunar. Üretim için kullanılacak kalıbın maliyeti ucuzdur. Üretimi yapacak kişinin el becerisinden bağımsızdır.

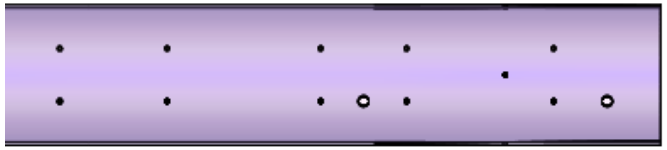
Gövde & Gövde Montaj Parçaları [mm]					
Unsur / Özellik	Uzunluk	Dış Çap	İç Çap	Malzeme	Üretim Yöntemi
Alt Gövde	1600	130	124	Fiber Glass	Vakum İnfüzyon
Aviyonik Gövde	300	124	120	Fiber Glass	Vakum İnfüzyon
Üst Gövde	800	130	124	Fiber Glass	Vakum İnfüzyon

Gövdelerin içine yerleştirilmiş uçuş bilgisayarlarından yer istasyonuna veri aktarımını sağlamak için malzeme seçiminde, sinyal geçirgenliği yüksek olan cam elyaf tercih edilmiştir. Sahip olduğu mekanik dayanım karbon fiber kadar yüksek olmasa da gayet yeterli seviyededir ve karbon fibere göre daha ucuzdur. Ayrıca roket kesit alanında çıkıntı yaratan ve aerodinamik bütünlüğü bozan herhangi bir parça roketimizde yer almamaktadır.

Roketin aviyonik bölümü alt gövde ile üst gövdenin bağlantı elemanı olarak kullanılmaktadır. Aviyonik gövde 30 cm uzunluğunda olup, üst ve alt gövdeler 15'er cm'lik sıkı geçme ile aviyonik gövdeye geçirilecektir. Üst gövde aviyonik gövdede yer alan Bulk Head'e 4 adet M4 cıvata ile sabitlenecektir. Alt gövde ise aviyonik gövdeye sıka geçme ile sabitlenecektir. Roket düşüşü esnasında yerden 600 metre kala 2. ayrılma sistemi tetiklendiğinde aviyonik gövdeye sıkı geçme ile geçirilen alt gövde roketten ayrılacaktır ve ana paraşüt açılacaktır.

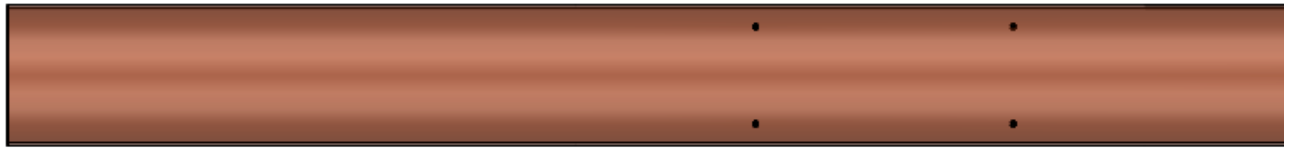
Yapısal – Gövde Parçaları

Gövdeler ve Gövde Entegre Elemanın Montajı



Üst Gövde

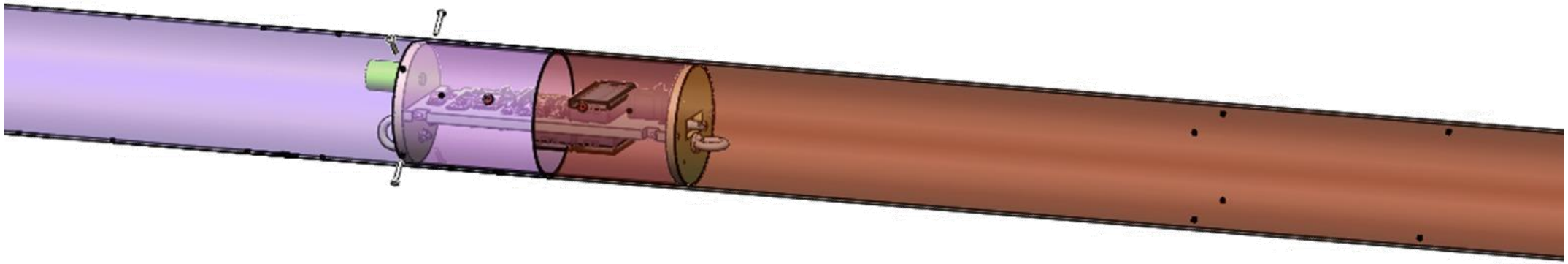
Aviyonik Gövde



Alt Gövde

Üst Gövde 4 adet M4 cıvata ile aviyonik gövdeye ait Bulk Head'e sabitlenir.

Alt gövde aviyonik gövdeye 15cm sıkı geçme ile sabitlenir ve aviyonik sistemlerden gelen veriler doğrultusunda kurtarma sistemi tetiklenerek alt gövde ayrılır.



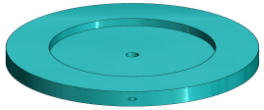
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

Gövde/Gövde İçi Parçaları CAD Görünümleri

Yay Vurma Yüzüğü

Motor Bloğu

Merkezleme Yüzüğü

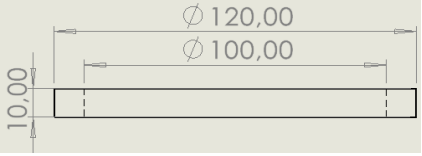


Bulkhead

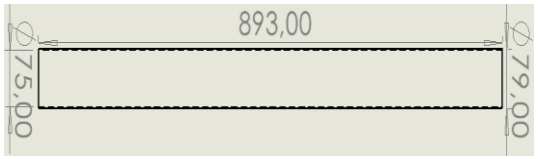
Motor Kapağı

Motor Kapağı Yuvası

Gövde/Gövde İçi Parçaları Teknik Çizimler

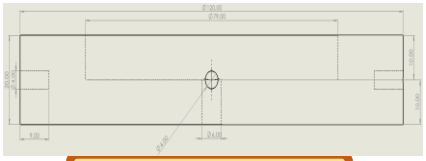


Yay Vurma Yüzüğü

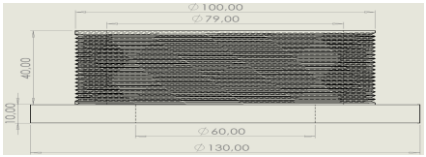


Motor Bloğu

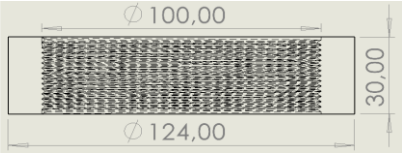
Merkezleme Yüzüğü



Bulkhead



Motor Kapağı



Motor Kapağı Yuvası

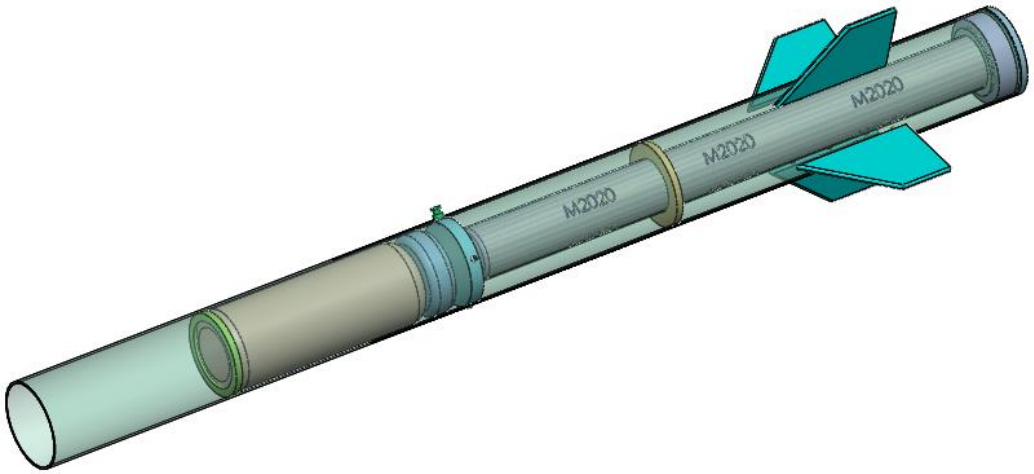
Yapısal – Gövde/Gövde İçi Yapısal Destekler (Entegrasyon Gövdeleri vb.)

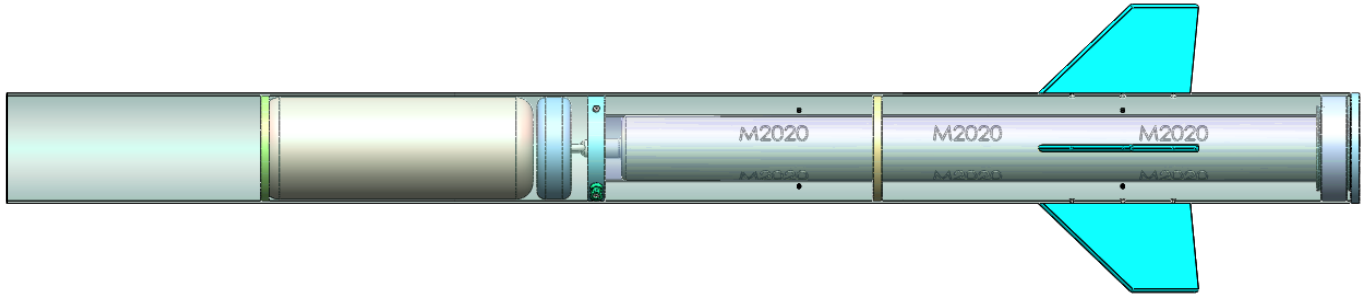
Özellik	Unsur	Açıklama
Malzeme	Alüminyum	Sünek bir yapıya sahip olduğundan esnektir ve üretim maliyeti düşüktür. Alüminyum malzemeler talaşlı imalat atölyesinde bulunan tezgahlar ile istenilen ölçülerde rahatlıkla işlenebilir.
Üretim Yöntemi	Talaşlı İmalat (CNC Freze, Torna)	Gövde/Gövde içi yapısal parçalar freze, torna, matkap, pres, taşlama gibi tezgahların olduğu talaşlı imalat atölyesinde üretilecektir. Talaşlı imalat ile istenilen tolerans değerlerinde ve yüzey pürüzlülüğünde malzemeler üretmek mümkündür.

Gövde/Gövde içi Yapısal Parçalar [mm]					
	Uzunluk	Dış Çap	İç Çap	Malzeme	Üretim Yöntemi
Aviyonik Üst kapak	10	120	-	Alüminyum	Talaşlı İmalat
Aviyonik Alt kapak	10	120	-	Alüminyum	Talaşlı İmalat
Yay Vurma Yüzüğü	10	120	100	Alüminyum	Talaşlı İmalat
Bulkhead	10	120	79	Alüminyum	Talaşlı İmalat
Motor Kapağı	50	130	60	Alüminyum	Talaşlı İmalat
Motor Kapağı Yuvası	30	124	100	Alüminyum	Talaşlı İmalat
Motor Bloğu	893	79	75	Alüminyum	Talaşlı İmalat
Merkezleme Halkası	10	129	79	Alüminyum	Talaşlı İmalat
Tabloda yer alan parçaların kullanım amaçları ilerleyen sayfalarda anlatılmıştır.					

Tablodaki malzemelerin bir kısmı üst gövdede bir kısmı alt gövdede bulunmaktadır. Ayrılma bu 2 gövdenin birleştiği aviyonik gövde arasında gerçekleşecektir. Roketimizin rampaya yerleştirilebilmesi için roket ağırlık merkezinin aşağısında ve yukarısında olmak üzere toplamda 2 adet ray butonu yerleştirilecektir. Bu ray butonları için ekstradan malzeme kullanılmayıp alt gövdede bulunan Bulk Head'e ve aviyonik gövdedeki aviyonik kapağa ray butonları sabitlenecektir. Roketin iç ve dış basıncını dengelemek ve aviyonik sistemlerde bulunan basınç sensörlerinden doğru veriler alınması için, roketin burun ile gövde arasına, aviyonik bölmeye, faydalı yüke ve alt gövde motor bölmesi tarafına 4'er adet 4mm'lik delikler açılacaktır.

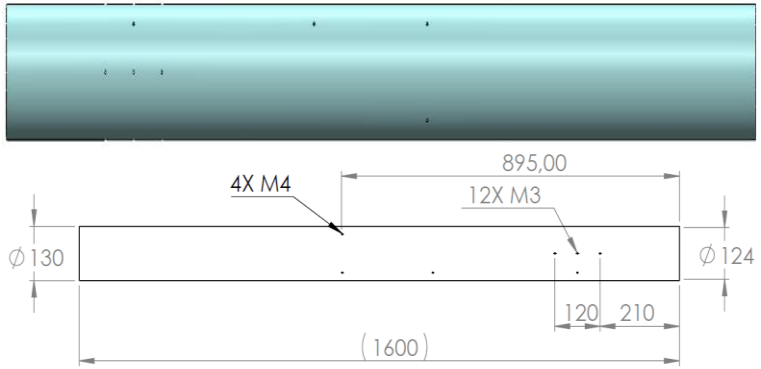
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



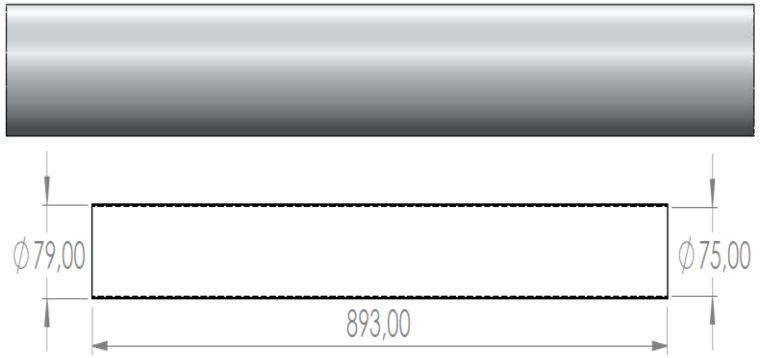


Motor Montaj Stratejisi İçin Getir/Götür Analizi Tablosu							
Özellik	Seçenek 1			Seçenek 2			Getir/Götür Analizi Açıklaması
	Unsur	Avantaj	Dezavantaj	Unsur	Avantaj	Dezavantaj	
Motor montajı	Motor ve motor bloğu gövde dışı montajı.	Motor ve motor bloğunun ulaşılabilirliğinin kolay olması.	Gövde içi montaj esnasında ayarlamaların zorluğu.	Motor ve motor bloğu gövde içi montajı.	Motor bloğunun gövde içi montaj kolaylığı	Ek müdahaleye kapalı olması.	Motor bloğunun gövde içi entegrasyonun daha önemli olması ve bloğun istenildiği şekilde montajı sonrasına motorun, sadece bloğa montajlanma kolaylığı olduğu için ikinci montaj seçeneği uygun görülmüştür.

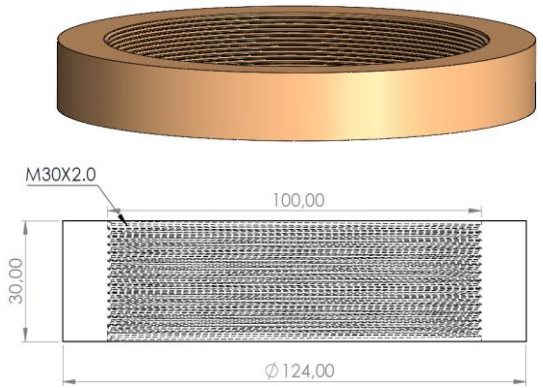
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



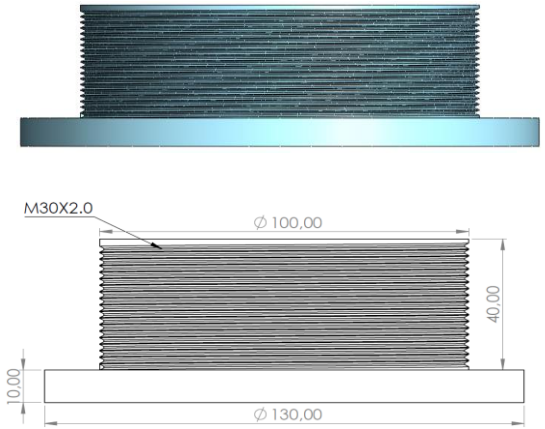
Roketin alt gövdesi, fiber glass malzemeden vakum infüzyon yöntemi ile üretilecektir.



2 mm kalınlığında alüminyum saç bükülerek, istenilen çapta silindir forma dönüştürülecektir. Büküm birleşme noktaları kaynak ile birleştirilerek motor bloğu üretilecektir. Motor bloğu motoru sabit tutmak için kullanılacaktır.

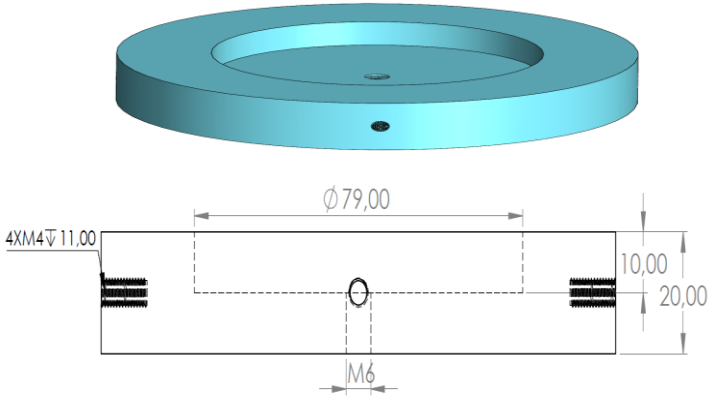


Motor kapağı yuvası, alüminyum alaşım kütükten talaşlı imalat atölyesinde üretilecektir. Teknik resimde verilen diş ölçüsü, CNC tezgahında standartlara uygun olarak işlenecektir. Motor arka kapağının sabitlenmesi için kullanılacaktır.

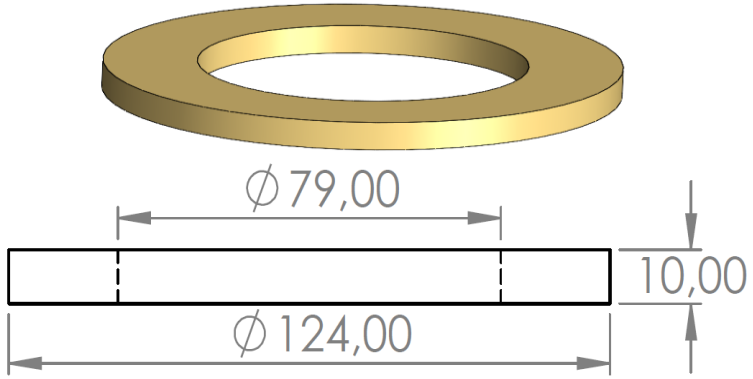


Motor kapağı, alüminyum alaşımdan olup, motor kapağı yuvası parçası ile uyumlu diş ölçülerinde talaşlı imalat atölyesinde CNC tezgahlarında üretilecektir. Motorun arkaya doğru ilerlemesi engellemek için kullanılacaktır.

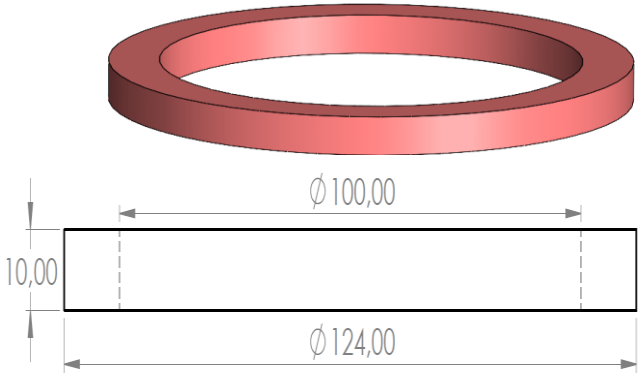
Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay



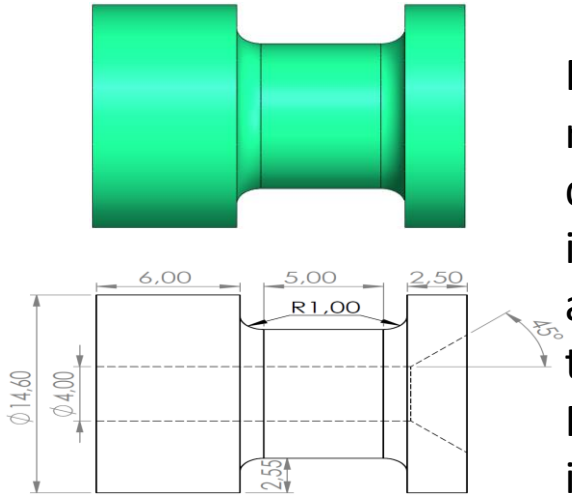
Bulk Head, alüminyum alaşım kütükten talaşlı imalat atölyesinde üretilecektir. Ölçülerin verilen delikler ve dişler standartlara uygun olacak şekilde işlenecektir. Bu kapak motorun bloğunun üst kısmında yer alıp motoru sabit tutmak için kullanılacaktır.



Merkezleme halkası, alüminyum alaşımdan olup, talaşlı imalat tezgahları kullanılarak üretilecektir. Motorun sabitlenmesi için kullanılacaktır.



Yay vurma halkası, ağırlık korunumu ve üretim kolaylığından dolayı alüminyum malzemeden olmasına karar verilmiştir. Talaşlı imalat ile üretilecektir. Alt gövdeye sabitlenip yayın itki uygulayacağı parçadır.

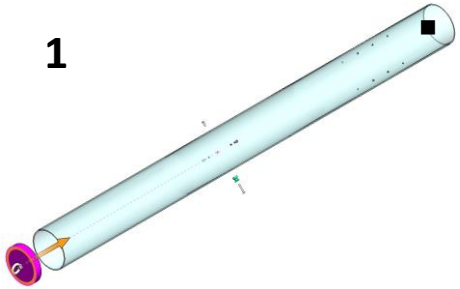


Ray butonu, roketimizi fırlatma rampasından istenilen doğrulukla çıkmasını sağlamak için kullanılacaktır. Bunun için alüminyum alaşımdan olup, talaşlı imalat ile üretilecektir. Roketin rampaya yerleştirilmesi için kullanılacaktır.

Motor Bölümü Mekanik Görünüm & Detay

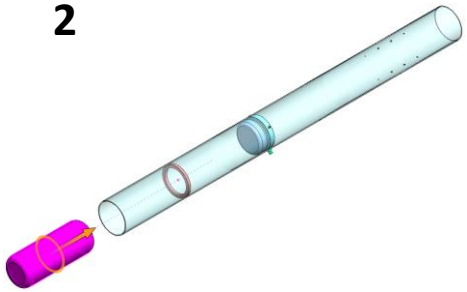
Motor Montaj Stratejisi (Motor rokete en son takılmaktadır.)

1



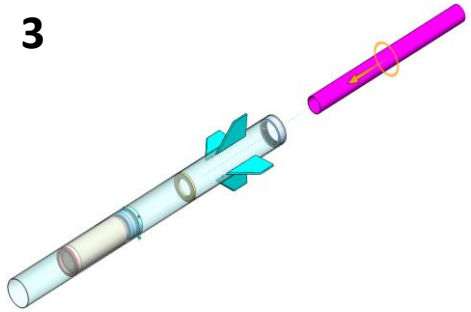
- Roket alt gövdemize öncelikle, M6 mapa takılan kapak gövde içine sürülür ve roket dışından kapağa (Bulk Head) M4 cıvatalar ile gövde dışından sabitlenir. Kapakta yer alan cıvataların bir tanesi Ray butonunu birlikte sıkılıp ray butonu montajı da gerçekleştirilir.

2



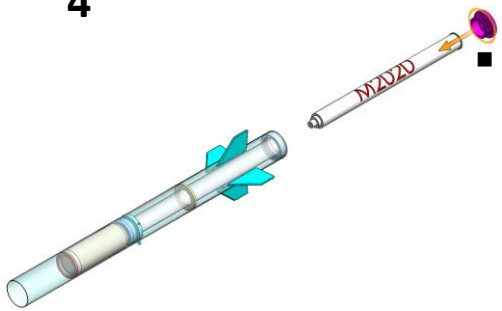
- Sırasıyla sıvı kaynak ile montajlanan yay vurma kapağı, akabinde şok kordonu ve ana paraşüt gövde içine yerleştirerek alt gövde montajının yarısını tamamlanır.

3



- Merkezleme halkası, sıkı geçmeyle beraber dayanımı arttırmak için sıvı kaynak ile kuvvetlendirilerek montajlanır. Sonrasında her bir kanatçıkta üçer, toplamda ise on iki adet sızdırmazlık malzemesi sürülmüş M3 bombe başlı imbus cıvatalarla kanatçıklar sabitlenir. Hemen arkasından motor kapak yuvası ve sıkı geçme ile motor bloğu montajlanır.

4

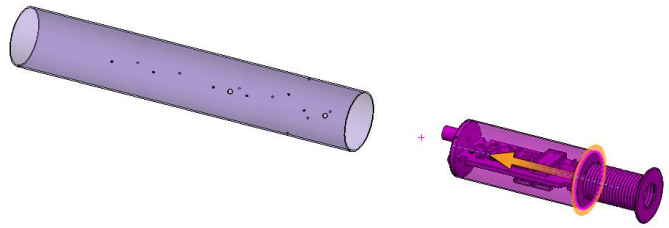


- Ve son olarak roket motoru, motor bloğuna sıkı geçme ile yerleştirildikten sonra motor kapağı sıkılarak alt gövde ve motor montajı tamamlanır. Ayrıca motor bölümü montajı ekte verilen linkte anlatılmıştır.

Ek: Alt Gövde ve Motor Bölümü Montajı

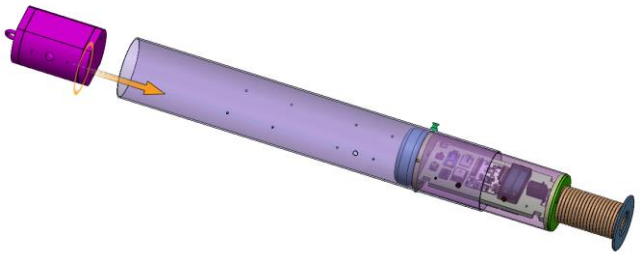
Roket Montaj Stratejisi

1



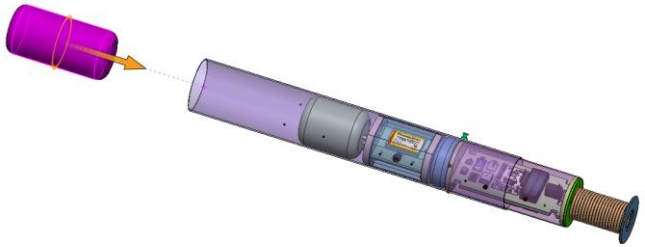
Öncelikle aviyonik ve yay montajını kendi içlerinde yaptıktan sonra roketin üst gövdesine sıkı geçme ile montajlanır ve 4 adet M4 cıvatalar ile aviyonik gövde üst gövdeye sabitlenir. Son cıvata bağlantısı ile birlikte ikinci ray butonu da sabitlenir.

2



Cıvata bağlantılarını yaptıktan sonra sırasıyla, şok kordonu ve kendi içinde montajı tamamlanmış faydalı yük sıkı geçme ile montajı yapılır. İstenilen konuma geldikten sonra dışarıdan müdahale için gövde açılmış delik ile kontrol anahtarı faydalı yüke bağlanır.

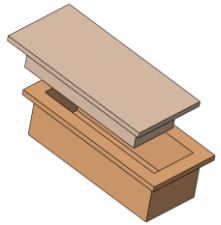
3



Faydalı yükün roket içi montajı bittikten, sürüklenme ve faydalı yük paraşütleri katlanarak ve şok kordonu bağlantıları yapılarak roketin içine yerleştirilir.

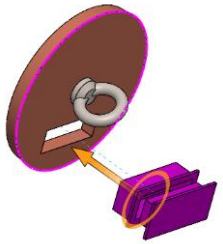
Roket Montaj Stratejisi

4



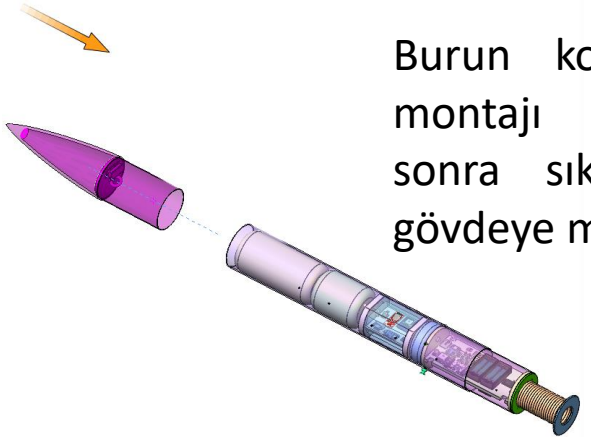
Yarışma esnasında bize temin edilecek hakem altimetresini tasarladığımız kutu ile muhafazası sağlanacaktır. Uçuş öncesinde ise sadece burun konisini sökülerek önceden montajlanan haznemize altimetremizi yerleştirip kapak kapatılacaktı.

5



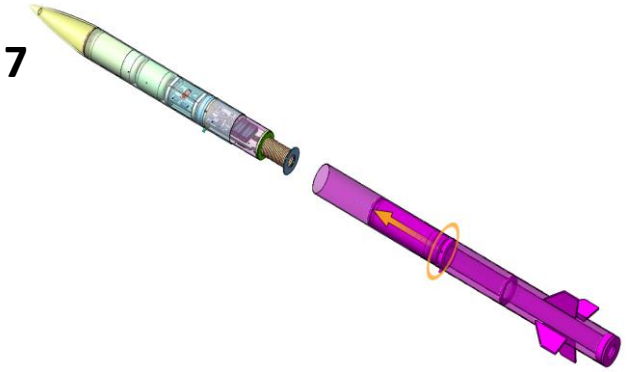
Burun konisi montajı için öncelikle, burun konisi kapağına M6 mapa sabitlenir. Kapağın üzerine kesilerek açılan alana hakem altimetresinin yer aldığı koruma haznesi yerleştirilecektir. Daha sonra birleştirilen bu burun konisi alt parçaları sıvı kaynak ile burun konisi omuzluğu başlangıcına montajı yapılır. Burun konisi kapağına açılan kesik sayesinde istenildiği zaman hakem altimetresi çıkarılabilecektir.

6



Burun konisi kendi içinde montajı tamamlandıktan sonra sıkı geçme ile üst gövdeye montajı yapılır.

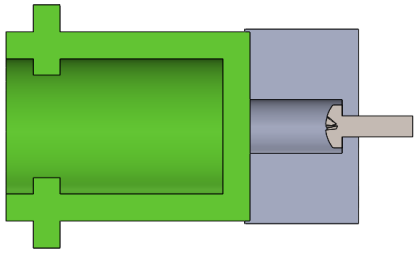
7



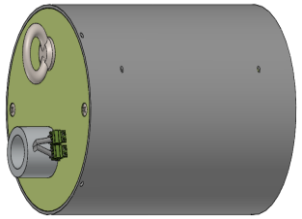
Daha önce paylaşılan motor ve alt gövde montaj stratejisine uygun olarak birleştirilen alt gövde ile alt sistemler aviyonik kapsül boyunca sıkı geçme ile sabitlenerek roketin montajı tamamlanacaktır. Ayrıca Üst gövde ve alt sistemleri ekte verilen linkte videolu olarak anlatılmıştır.

Ek: Roket Montaj Stratejisi

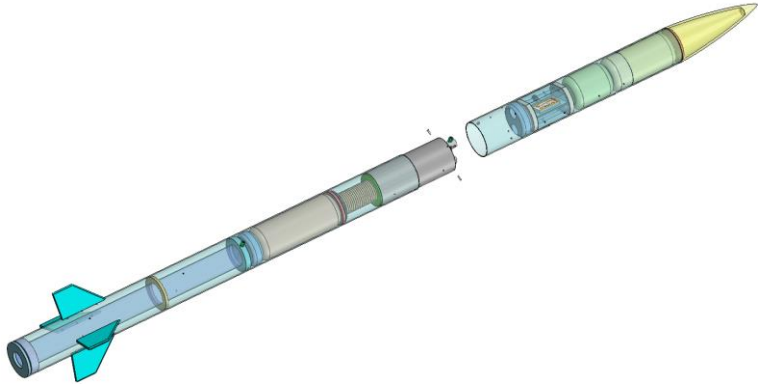
Roket Montaj Stratejisi



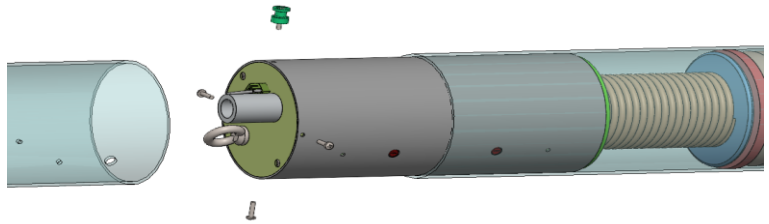
Roketimizde ilk ayrılma sistemi kara barut ile ayrılma sistemidir. Kara barutun yanması esnasında açığa çıkan sıcak gaz ile artan basınçtan yararlanılacaktır. Kara barut haznesi klipsli yuvasına yerleştirildikten sonra aviyonik kapak üzerine montajlanıp elektriksel bağlantıları gerçekleştirilecektir.



Aviyonik bileşenleri ilk montajlanan parçadır. İlk montaj adımında sıcak gaz üreticisi olan kara barut sisteminin alt tablası aviyonik kapağa montajlanmıştır. Kara barut kapsülü hariç roket montajı tamamen bittikten sonra kara barut kapsülü ilk adımda M4 mercimek başlı cıvata ile aviyonik kapağa montajlanan kara barut sisteminin alt tablasına, bu kara barut haznesi montajlanacaktır.



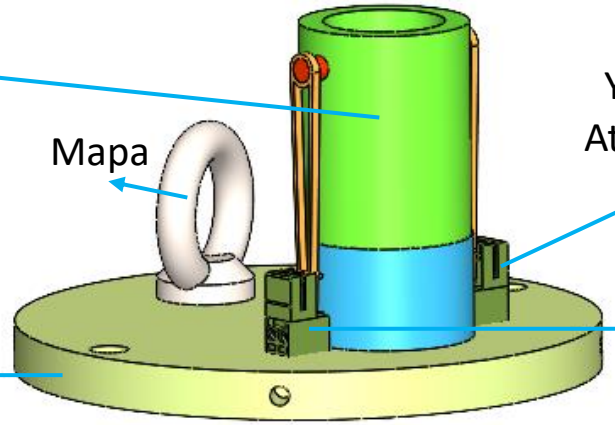
Uçuş öncesinde ,alt ve üst gövde bağlantısı sağlayan dört adet cıvata sökülerek üst gövde ve alt gövde ayrılır. Bu esnada üst gövde alt sistem elemanlarının konumlarını değiştirmeden kara barut haznesine ulaşım sağlanır.



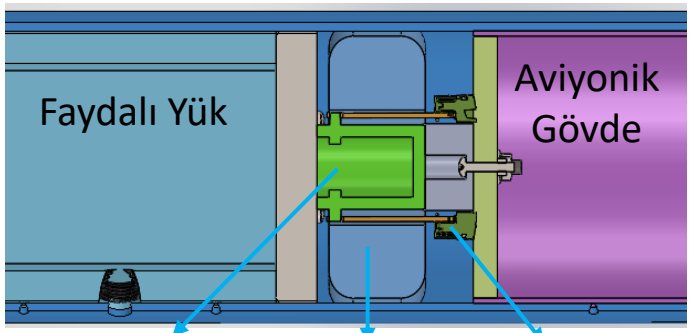
Kara barut kapsülü yuvasına klipsleri ile montajlandıktan sonra kara barut haznesi yanmaz kumaş ve bant ile kapatıldıktan sonra alt ve üst gövdelerden sökülen dört adet M4 cıvata ile tekrar birleştirilerek uçuşa hazırlamamış olunur.

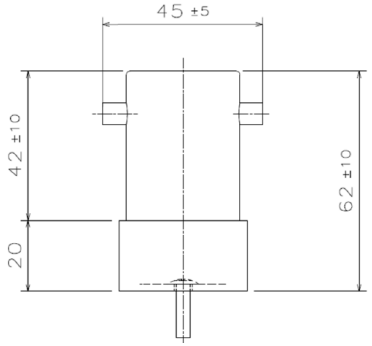
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

Birincil Paraşüt Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm

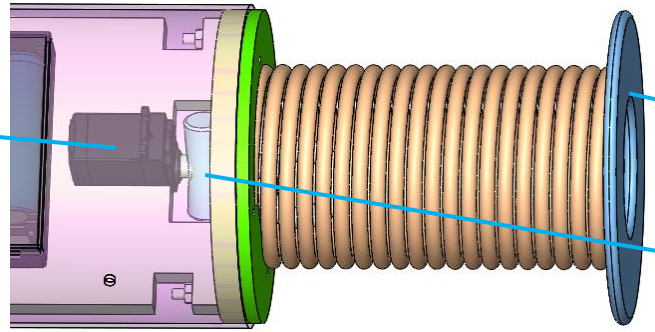


Birincil Paraşüt Kurtarma Sistemi Kesit Görünümü

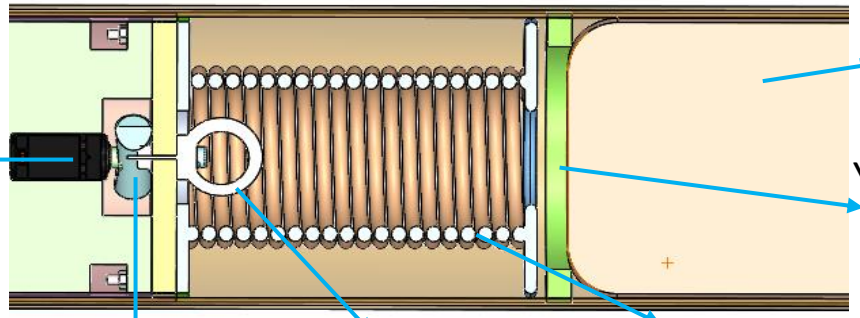




İkincil Paraşüt Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



İkincil Paraşüt Kurtarma Sistemi Kesit Görünümü

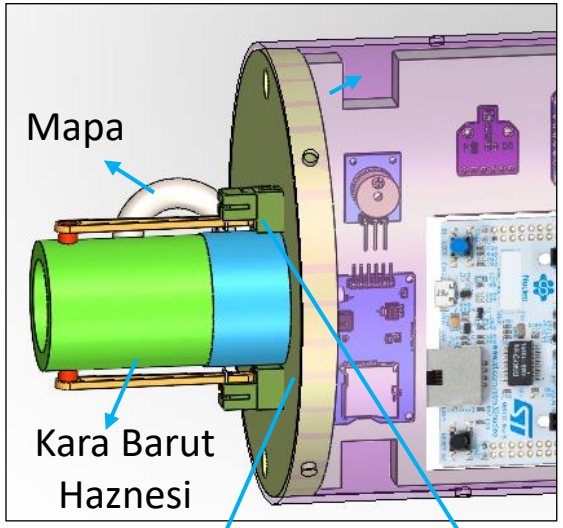


Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

Özellik	Unsur	Açıklama
Alt Gövde Kurtarma Sistemi Tasarım/Çalışma Prensibi	Yaylı Ayrılma Sistemi	Gaz salınımı yoktur. Doğrudan kuvvet oluşturduğundan dar alanda hızlı ve yüksek itki sağlar. Üretim çeşitliliği mevcuttur. Test aşamasında yeni malzemelere ihtiyaç duyulmadan aynı sistem ile istenildiği kadar test yapılabilir. Roketin sızdırmaz olması gerekmez.
Alt Gövde Kurtarma Sistemi Çalıştırma Mekanizması	Servo Motor	Daha az güç tüketir. Sürekli çalışır vaziyette olmasına ihtiyaç yoktur. Bu sebeple daha güvenlidir. Aviyonik sistemlerden gelen komutlar ile servo motorun 90° lik dönüşü sağlanacaktır. Bu dönüş esnasında bir ucu yaya bağlı olan, diğer bir ucu da servo motora geçirilen "yay bağlama aparatı" serbest kalarak gergin olan yayında serbest hale gelmesi sağlanacaktır. Serbest kalan yay daha önce alt gövdeye sabitlenen yay vurma yüzüğüne itki aviyonik gövdeye sıkı geçme ile yerleştirilen alt gövde ayırılarak ana paraşütün açılması sağlanacaktır.
Üst Gövde Kurtarma Sistemi Tasarım/Çalışma Prensibi	Kara Barutlu Ayrılma Sistemi	Sistem diğer kurtarma sistemlerine göre daha basittir ve roketin başarılı bir şekilde kurtulmak şansı yüksektir. Maliyeti ucuzdur. Uygun bir miktar barut, ateşleme teli ve barut haznesi ile sistem hazırlanacaktır. Ayrılmanın gerçekleşeceği bölgenin sızdırmaz olması gerekir. Patlama esnasında açığa çıkan yüksek sıcaklık paraşütlere zarar vermesin diye paraşütler yanmaz kumaş ile korunmalıdır.
Üst Gövde Kurtarma Sistemi Malzemesi (Kara Barut Haznesi)	Alüminyum	Talaşlı imalat atölyesinde CNC Torna ile kara barut haznesi üretilecektir. Alüminyum kolay işlenir, hafiftir ve kullanılacak barut miktarına oranla ideal koruma sağlar. Aviyonik sistemlerden gelen komutlar vasıtasıyla elektronik fitil tetiklenecek ve kara barutun patlaması sağlanacaktır. Böylelikle üst gövdeye sıkı geçme ile geçirilen burun konisi ayrılarak faydalı yük paraşütü, sürüklenme paraşütü ve faydalı yük roket dışına atılacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

1. Kurtarma Sistemi (Burun Konisinin Gövdeden Ayrılması)



Ana Aviyonik Ateşleyici Sistemi

Yedek Aviyonik Ateşleyici Sistemi

Erdem66 roketimiz 3080 m irtifaya ulaştığında ana aviyonikten ölçülen irtifa ve eğim verilerini değerlendirip birinci ateşleyici sistemi aktifleştirecektir ve barutun patlaması gerçekleştirilecektir. Birinci ateşleyici sistemi aktifleşemediği durumda yedek aviyonikte bulunan sensörler vasıtasıyla düşey hız ve irtifa verileri değerlendirilip, ikinci ateşleyici sistemi barutun patlamasını gerçekleştirecektir. Kara barutun patlaması ile oluşan yüksek basınç ve beraberindeki itki burun konisini açarak faydalı yük, faydalı yük paraşütü ve sürüklenme paraşütünün dışarı çıkmasını ve aktif konuma gelmesini sağlayacaktır. Bu sayede birincil kurtarma tamamlanmış olacaktır. Bu noktada burun konisi içerisine konulan kapak ile paraşütlerin burun konisi içerisinde sıkışması önlenecektir. Ayrıca patlama esnasında açığa çıkan yüksek sıcaklıktan dolayı paraşütler zarar görmemesi için yanmaz kumaş kullanılacaktır.

Burun konisinin gövdeden ayrılabilmesi için 4 gram kara barutun ateşlenecektir.

Kurtarma Alt Sistemi Parçaları ve Roketteki İşlevleri	
Kara Barut Haznesi	Barutun konulacağı haznedir. Patlama burada gerçekleşecektir.
Ateşleme Fitili	Barutun patlamasını sağlayacak kıvılcımı yaratır.
Kara Barut	Patlama sonucu yüksek basınç oluşumu sağlar.
M6 Mapa	Şok kordonunun bağlanmasını sağlar.
Aviyonik Kapak	Tüm sistemin sabitlenmesini ve sızdırmazlığını sağlar.

Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

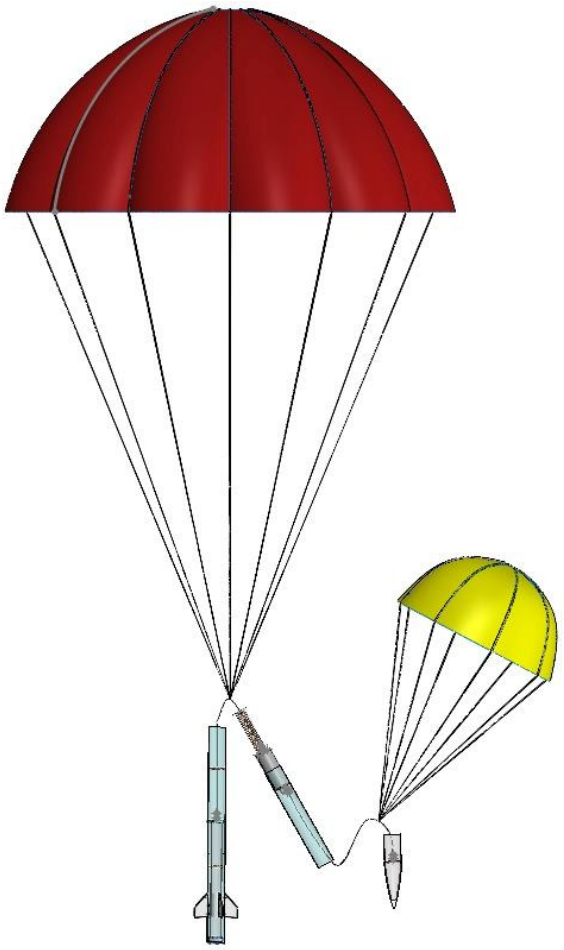
2. Kurtarma Sistemi (Alt Gövde ile Üst Gövdenin Ayrılması)

Kullanılacak Yayın Teknik Özellikleri	
Tel Çapı	5 mm
Tel Malzemesi	Yay Çeliği
Dış Çapı	100 mm
İç Çapı	90mm
Nominal Uzunluk	500 mm
Sarım Sayısı	25 sarım
Yay Hatvesi	20 mm
Yayın toplam ağırlığı	1300 g
Maksimum Sıkışma Miktarı	140 mm
Maksimum Kuvvet	≅ 300 N

2. Kurtarma sisteminin montajı ve aviyonik sistemlerin montajı ekte verilen video da detaylıca anlatılmıştır.

Ek: Kurtarma Sistemleri Montaj Videosu

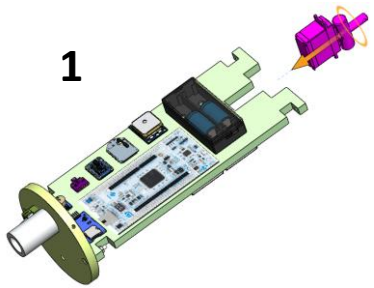
Teknik özellikleri belirlenmiş yayı, bir ip vasıtasıyla gerginleştirerek düşüş esnasında yerden 600 metre kala aviyonik bilgisayarlardan gelen komutla birlikte FT5335M servo motoru döndürerek ipin serbest kalması hedeflenmektedir. Gergin olan yay serbest kaldığında, alt gövdeye sabit olan entegre elemanındaki yüzüğe uygulanan kuvvet sayesinde alt gövde ile orta gövdenin ayrılmasının gerçekleştirilecektir. Yay, aviyonik alt kapağına bağlı olduğundan ve aviyonik gövde ise dört adet M4 vida ile üst gövdeye sabit olduğu için gergin yay potansiyel enerjisini aviyonik gövdeyi değil, itme kuvveti kaybı olmaksızın yay vurma yüzüğüne maksimum düzeyde enerji kazancı ile alt gövdeyi itme uygulayacaktır. Aynı zamanda sürüklenme paraşütü, üst gövdeyi yukarı yönde; yer çekimi ise alt gövdeyi aşağı yönde kuvvet uygular. Bu da ayrılmayı kolaylaştıracaktır.



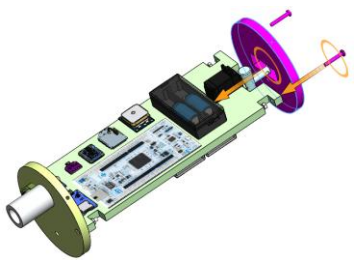
Kurtarma Sistemi – Paraşüt Açma Sistemi

2. Kurtarma Sistemi Patlatılmış Görünüm (Alt Gövde ile Orta Gövdenin Ayrılması)

1

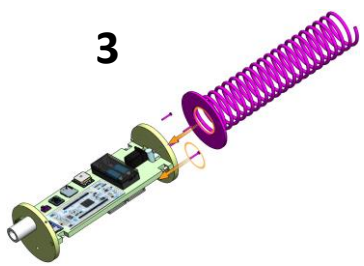


İlk olarak, servo motor ile ip bağlama aparatı aviyonik kartındaki yuvasına yerleştirilir.



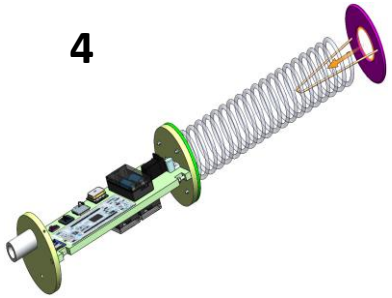
Aviyonik arka kapak, aviyonik karta iki adet M4 vidalar ile sabitlenir.

3



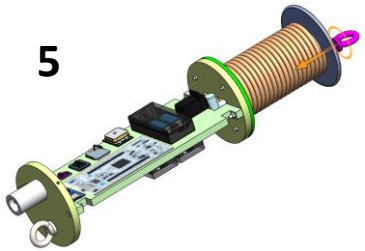
Yay, yay alt kapağına önceden kaynaklanarak dört adet M3 vida ile aviyonik alt kapağına sabitlenir.

4

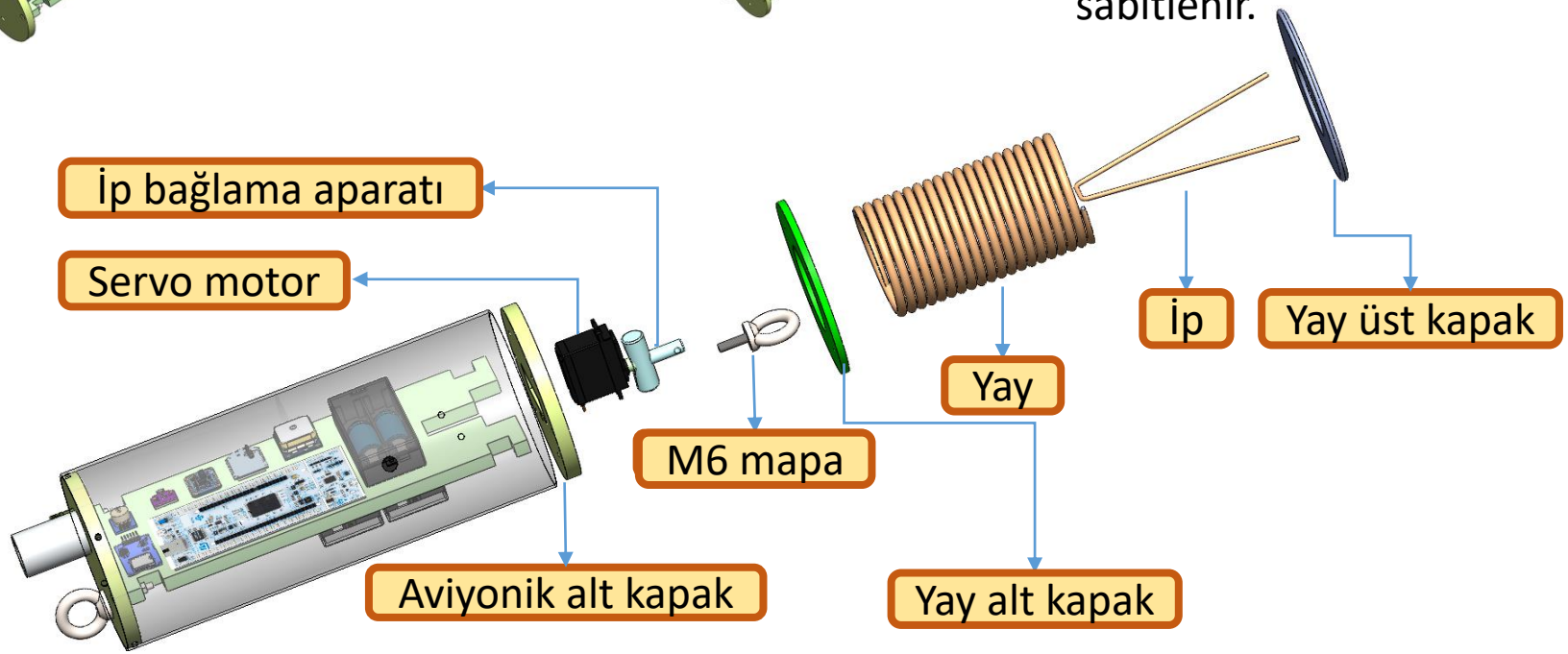


Yayın üstünde bulunan kapağa kuvvet uygulayarak yay sıkıştırılır.

5



Sıkıştırılan yayda bulunan ip, servo motora bağlı olan ip bağlama aparatına bağlanır.



Sıcak Gaz Üreteci Gereksinimleri

Ayrılma	Basınçlandırılacak Hacim Çapı (mm)	Basınçlandırılacak Hacim (m^3)	Ulaşılmak İstenen Basınç (Bar)
1. Ayrılma	124	0.0068	1.3

Ayrılma için 4 gr karabarut kullanılacaktır. Ateşleme sonrasında açığa çıkacak gazların basıncı yaklaşık 1.3 bar olmaktadır.

$$N = \frac{P.V}{266 * 3307R^{\circ}} * \frac{454\ gram}{1\ lb}$$

$N = \ Barut\ kütlesi\ (gram)$
V= $Basınçlandırılacak\ hacim\ (inch^3)$
$P = Ulaşılmak\ istenen\ basınç\ (psi)$

$$P = \frac{N * 266 * 3307}{V * 454} = \frac{4 * 266 * 3307}{\frac{\pi * 4{,}88^2}{4} * 22{,}04 * 454} = 18{,}79\ psi \cong 1.3\ bar$$

Karabarutun tutuşma $sıcaklığı\ 200 - 450\ ^{\circ}C$ aralığındadır. Bileşen olarak %70-76 potasyum nitrat (KNO_3), %8-18 odun kömürü (C) ve % 9-20 kükürtten (S) oluşmaktadır. Tutuşma gerçekleştikten sonra sıcaklık 427 $^{\circ}C$ sıcaklıklara çıkabilmektedir.

Kaynakça: Goes Powder, Inc. , Vikipedi-İdeal Gaz Yasası

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Özellik	Unsur	Açıklama
Paraşüt Kumaşı Malzemesi	40D Ripstop Kumaş	Diğer kumaş türlerine oranla oldukça hafiftir. Hava geçirgenliği minimum düzeydedir. Yüksek dayanıklılık sağlamaktadır. Yırtılmaz özelliğine sahip olması tercih sebeplerindendir.
Paraşüt İpi Malzemesi	Naylon Kevlar	Isıl dayanımı ve dayanıklılığı çok yüksektir. Yüksek kuvvetler altında esneme yapabilir. Maliyeti muadillerine göre biraz daha ucuzdur ve kolay tedarik edilebilir.
Şok Kordonu Malzemesi	Polyamid, Polyester	Yüksek yük taşıma kapasitesi vardır. Çok yüksek dayanıma sahiptir. Katlanması durumunda mukavemet kaybı oluşmaz. Maliyeti alternatiflerine göre ucuzdur ve temin edilmesi kolaydır.

Paraşüt malzemeleri seçilirken tedarik durumları, hafiflik, yüksek dayanım, yüksek elastisite modülü gibi hususlar temel alınmıştır. Aynı zamanda yapılan değerlendirmeler sonucunda paraşütlere kubbe deliği (spill hole) eklenmesi uygun bulunmuş ve bu sayede paraşütler üzerinde oluşması beklenen dağınık yüklerin kubbe deliği ile dengelenmesi hedeflenmiştir. Bu değerlendirmeler sonucunda paraşüt kumaşı Ripstop Kumaş, paraşüt ipleri Naylon Kevlar ve şok kordonu Elastic Cord malzemelerden seçilmiştir.

Temsili Faydalı Yük Paraşütü ve Faydalı Yük

Temsili Ana Paraşüt, Sürüklenme Paraşütü ve Roket

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Üretilmesi Planlanan Paraşüt Bilgileri

Paraşütler / Gereksinimler	Ana Paraşüt	Faydalı Yük Paraşütü	Sürüklenme Paraşütü
Paraşüt CAD Görünümü			
Renk	Yeşil-Kahverengi	Kırmızı-Turuncu	Sarı-Bordo
Açık Çap $[cm]$	300 cm	175 cm	100 cm
Katlanmış Ölçüler (Çap ve Uzunluk)	Çap: 12 cm Uzunluk: 33 cm	Çap: 12 cm Uzunluk: 25 cm	Çap: 10 cm Uzunluk: 15 cm
Kubbe Delik Çapı $[cm]$	30 cm	17.5 cm	10 cm
Dilim Sayısı	12	8	8
Paraşüt İpi Ölçüleri (Çap ve Uzunluk)	Çap: 1.5 mm Uzunluk: 360 cm	Çap: 1.5 mm Uzunluk: 210 cm	Çap: 1.5 mm Uzunluk: 120 cm
Paraşüt İpi Malzemesi ve Paraşüt İpi Ağırlığı	1.5mm Kevlar İp 2 gr/m	1.5mm Kevlar İp 2 gr/m	1.5mm Kevlar İp 2 gr/m
Paraşüt Ağırlığı $[g]$	480 g	250 g	140 g

$$Çekme\ ipi\ uzunluğu = çap\ *\ 1.2$$
$$spill\ hole\ çapı = çap\ *\ 0.1$$
$$Şok\ kordonu\ uzunluğu = Roket\ boyu\ *\ 1.5$$

Yan taraftaki tabloda ana paraşüt, faydalı yük paraşütü ve sürüklenme paraşütünün parametreleri verilmiştir. Paraşütlerin gökyüzünde daha rahat fark edilebilmesi için koyu renklerin kullanılması tercih edilmiştir. Yukarıdaki denklemlerde ise çekme ipi uzunluğu, spill hole çapı, şok kordonu uzunluğu parametrelerinin ideal ölçülerinin nasıl elde edileceği gösterilmiştir. Ayrıca paraşütlerin ağırlıkları hesaplanırken paraşüt ile birlikte fırdöndü ve karabina ağırlıkları da dahil edilmiştir.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -1

Faydalı Yük Paraşütü: Faydalı yük paraşütü toplam ağırlığı 4.1 kg olan ve içerisinde yer alan elektronik devrelerin zarar görmeden yer yüzeyine güveli bir şekilde iniş yapabilmesini sağlar. Faydalı yükün roketten bağımsız olarak düşüşü gerçekleştiği andan itibaren içiresinde bulunan BME280 sensörü vasıtasıyla 5Hz frekansla basınç, nem ve sıcaklık verilerini kaydedip yer istasyonuna iletecektir. Ayrıca faydalık yük içindeki GPS NEO6MV2 sensörü ile faydalı yükün konumu Xbee ve antenler ile yer istasyonuna aktarılacaktır. Ek olarak faydalı yük içindeki Buzzer çeşitli frekanslarda ses çıkararak arama ekibine kolaylık sağlayacaktır.

Sürüklenme Paraşütü: Hedef irtifa değerine ulaşıldığı anda (3080m) kurtarma sistemi aktif hale gelerek sürüklenme paraşütü faydalı yükü paraşütüyle beraber roket dışına çıkacaktır ve faydalı yük ayrıldıktan sonra sürüklenme paraşütü açılacaktır. Sürüklenme paraşütü mapa aracılığı ile burun konisini ve aviyonik kısma bağlı olacağından iki kısmın bir arada hedeflenen irtifa değerine kadar (600m) inebilmesini sağlayacaktır. Amacı ana paraşüt açılana kadar roketin düşüş hızını $20 - 30\ m/s$ aralığında hıza indirmektir. Yapılan uçuş analizleri hedeflenen hız aralığına ulaşıldığını ispatlamaktadır.

Ana Paraşüt: Ana paraşüt roketin düşüşü sırasında yerden 600 metreye ulaştığı anda roketin alt gövde ile orta gövde arasında yer alan kurtarma sisteminin tetiklenmesiyle aktifleşmeye başlar. Ana paraşüt alt gövde ve üst gövdeye mapa aracılığı ile bağlı bulunmaktadır. Ana paraşüt faydalı yük hariç geri kalan tüm parçaları $5 - 9\ m/s$ hızda güvenli bir şekilde yere indirecektir. Yapılan uçuş analizleri ile hedeflenen hız aralığında yeryüzüne ulaşıldığı ispatlanmıştır. Faydalı yük haricindeki tüm bileşenler ana paraşüt ve sürüklenme paraşütü ile kurtarılacaktır. Ana aviyonik ve yedek aviyonikte bulunan GPS NEO6MV2 sensörlerinden gelen verileri Xbee ve antenler sayesinde yer istasyonuna aktarılacaktır. Böylece roketin kurtarılması gerçekleştirilecektir. Ek olarak aviyonik bölümlerdeki Buzzerlar çeşitli frekanslarda ses çıkararak arama ekibine kolaylık sağlayacaktır.

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

$$h \leq 11000\ metre\ için; (troposfer)$$

$$T = 15.04 - 0.00649h$$

$$P = 101.29 * \left(\frac{T + 273.1}{288.08}\right)^{5.256}$$

$$\rho = \frac{P}{(0.2869 * (T + 273.1))}$$

Kaynakça: NASA Earth Atmosphere Model

$$\rho_{ort} = \frac{\int_{h_2}^{h_1} \left[\frac{101.29\left(\frac{(15.04 - 0.00649h) + 273.1}{288.08}\right)^{5.256}}{0.2869((15.04 - 0.00649h) + 273.1)}\right] dh}{h_1 - h_2}$$

$T = Sıcaklık\ [°C]\ , P = Basınç\ [kPa]\ , \rho = Yoğunluk [kg/m^3]$

Paraşütlerin düşüş esnasında izledikleri yolun ortalama hava yoğunluğunu hesaplamak için ρ denklemde yalnız bırakılarak h 'a göre integrali alınır ve integral sonucu elde edilen denklemde h_1 ve h_2 değerleri yerine yazılarak ρ_{ort} hesaplanır. Ayrıca yarışma 970 metre rakıma sahip bölgede gerçekleşeceği için hedeflenen irtifalar üzerine 970 eklenerek hesaplamalar yapılmıştır.

Faydalı Yük Paraşütü için ρ_{ort}:

$h_1 = 4050,\quad h_2 = 970$

$\rho_{ort} = 0.9604$

Sürüklenme Paraşütü için ρ_{ort}:

$h_1 = 4050,\quad h_2 = 1570$

$\rho_{ort} = 0.9306$

Ana Paraşüt için ρ_{ort}:

$h_1 = 1570,\quad h_2 = 970$

$\rho_{ort} = 1.0842$

Kurtarma Sistemi – Paraşütler -2

$$V_{düş} = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho_{ort} * C_d * A_{paraşüt}}}$$

Kaynakça: rocketturk/kurtarma-sistemleri

$m = paraşütün\ taşıdığı\ kütle\ (kg)$
$g = yer\ çekimi\ ivmesi\ (9.81\ m/s^2)$
$C_d = sürüklenme\ katsayısı = 0.8$
$V_{düş} = yere\ iniş\ hızı (m/s)$
$A_{paraşüt} = Paraşüt\ Alanı\ (m^2)$

Faydalı Yük Paraşütü için $V_{düş}$:

$$\sqrt{\frac{2 * 4.100 * 9.81}{0.9604 * 0.8 * (\pi * 1.75^2/4)}}$$

Sürüklenme Paraşütü için $V_{düş}$:

$$\sqrt{\frac{2 * 19.612 * 9.81}{0.9306 * 0.8 * (\pi * 1^2/4)}}$$

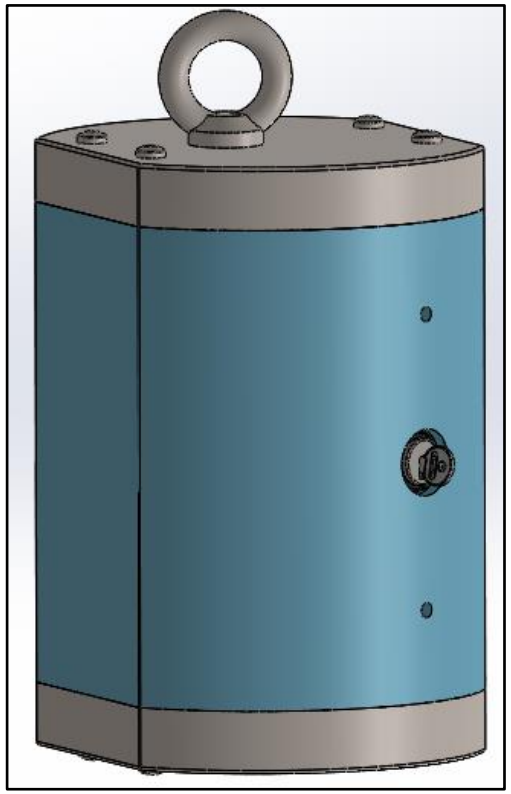
Ana Paraşüt ve Sürüklenme Paraşütü için $V_{düş}$:

$$\sqrt{\frac{2 * 19.612 * 9.81}{1.0842 * 0.8 * [(\pi * 1^2/4) + (\pi * 3^2/4)]}}$$

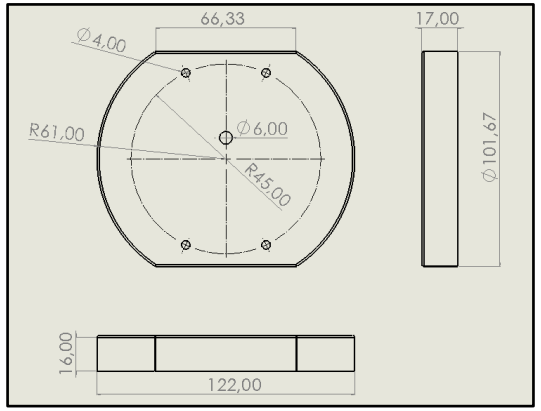
Paraşüt Sistemi	Paraşüt Alanı (m^2)	Paraşüt Sisteminin Taşayacağı Kütle (kg)	Paraşüt Sürükleme Katsayısı	Düşüş Hızı (m/s)
Sürüklenme Paraşütü	0.7854	19.312	0.8	25.6530
Ana Paraşüt	7.0686	19.312	0.8	7.5156
Görev Yükü Paraşütü	2.4053	4.100	0.8	6.5976

Görev Yükü

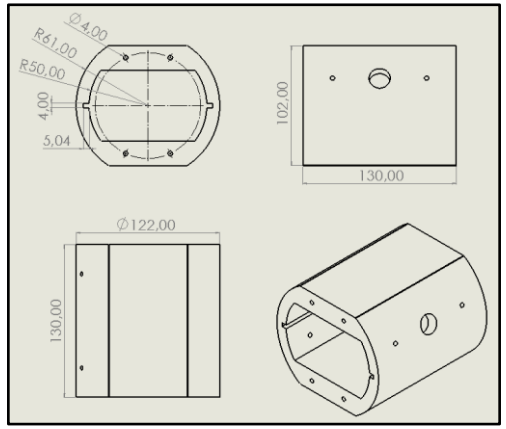
Faydalı Yük İzometrik Görünüm



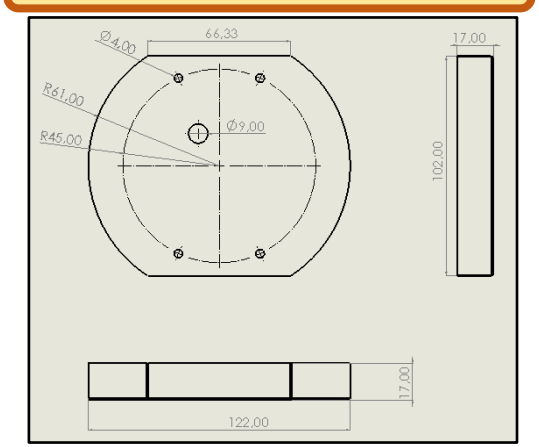
Üst Kapak Teknik Resim



Gövde Teknik Resim



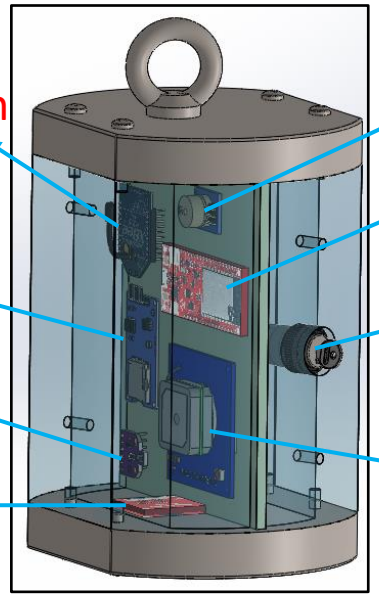
Alt Kapak Teknik Resim

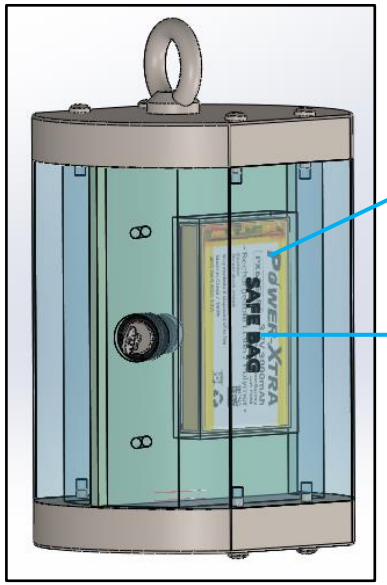


Erdem66 roketimiz tepe noktasına ulaştığında aviyonikten gelen komutlarla birlikte kara barut fitili tetiklenip üst gövdeye sıkı geçme ile monte edilen burun konisi gövdeden ayrılacaktır. Ayrılma gerçekleştiğinde 4100 gram ağırlığındaki faydalı yük kendine ait paraşütü ile roketten bağımsız olarak kurtarılacaktır. Faydalı yükün içinde bulunduğu NEO-6MV2 GPS, Xbee 868 SX ve anten vasıtasıyla faydalı yükün konumu yer istasyonundan belirlenecektir. Aynı zamanda faydalı yükün içinde bulunan buzzer yüksek frekanslı çeşitli sesler çıkararak arama ekibine kolaylık çıkaracaktır. Faydalı yükün detaylı montajı ekte verilen linkte videolu olarak anlatılmıştır.

Ek: Faydalı Yük Montaj Videosu

Görev Yükü





Faydalı Yük Bileşen Özellikleri

Özellik / Bileşen	Malzeme	Ağırlık [g]
Üst Kapak	Paslanmaz Çelik	1425
Gövde	Delrin	940
Alt Kapak	Paslanmaz Çelik	1430
Mapa	Tek Parça Dövülmüş Çelik	50
Elektronik Sistem	-	250

Toplam ağırlık ≅ 4100 gram

Erdem66 roketimiz tepe noktasına ulaştığından itibaren faydalı yükte bulunan BME 280 sensörü ile atmosferik basınç, irtifa, sıcaklık ve nem verilerini 5Hz frekansla yer istasyonuna iletecektir. Aynı zamanda bu veriler SD karta kaydedilecektir. İç basınç ile atmosferik basıncı dengelemek amaçlı faydalı yükte 4 adet 4 mm' lik delik açılacaktır. Bu sayede atmosferik basınç ve dolayısıyla irtifa verisi mümkün olduğunda doğru ölçülebilecektir. Ayrıca T3 Vakfının geliştirmiş olduğu Deneyap Kart ile birlikte Deneyap Kamera kullanılarak, ayrılma gerçekleştiği andan itibaren faydalı yükün düşüşü kayıt altına alınacaktır.

Not: Faydalı yükte kullanılan Li-Po pil hem yarışma alanında hem de roket içinde safe bag ile birlikte kullanılacaktır.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Test Adı	Test Yöntemi ve Düzeneği	Elde Edilecek Veriler ve Yorum
Kara Barutlu Kurtarma Sistemi Testi	Roket gövdesi prototipi olarak kullandığımız PVC ve alüminyum boruların içine yerleştirilen fişek kapsüllerinin içine 3-9 gram aralığında kara barut montajı yapılıp kara barutun ateşlenmesi gerçekleştirilecektir.	Patlama sonrasında sırasıyla faydalı yük paraşütü, sürüklenme paraşütü ve faydalı yükün roket gövdesi dışına atılıp atılamaması test edilip uygun kara barut miktarı tespit edilecektir
Yaylı Kurtarma Sistemi Testi	Yaylı sistemi sağlam bir ip ile sıkıştırarak bu ipi "ip bağlama aparatı" olarak adlandırdığımız parçanın içinden geçirerek ipin gergin kalması sağlanacaktır ve bu ip bağlama aparatının diğer ucu servo motor ile kontrol edilip motorun dönmesiyle birlikte ipin ip bağlama aparatıyla birlikte serbest kalıp gergin olan yayın serbest kalması gerçekleştirilecektir.	Prototip olarak kullandığımız farklı ölçülerdeki çeşitli yayların basıldıkları zaman oluşturacakları itki kuvvetlerinin test edilmesi ve bu itki kuvvetleri sonucunda roketiminiz alt gövdesi ile üst gövdesi arasındaki sıkı geçmenin oluşturduğu sürtünme kuvveti yenebilecek bir yay tercih edilecektir.
Paraşüt Açılma Testi	Tasarlanan ve üretimi tamamlanan paraşütlere kendi görevleri için belirlenen ağrılıklar bağlanarak belirli yüksekliklerden atılacaktır.	Yüksekten atılan paraşütlerin yere düşüş hızları tespit edilip şartnamede belirtilen aralıkta olup olmadığı doğrulanacaktır.
Paraşüt İplerinin Birbirine Dolanma Testi	Birincil ayrılma sistemi gerçekleştiğinde faydalı yük paraşütü ve sürüklenme paraşütü birlikte roket dışına atılacaktır. Bu esnada 2 paraşüt iplerinin birbirine dolanma ihtimali söz konusudur. İlgili test yönteminde 2 paraşüte de ağırlıklarını bağlayarak belirli yükseklikten aynı anda serbest bırakılıp iplerin dolanıp dolanmayacağı test edilecektir.	Paraşüt iplerine fırdöndü bağlanıp iplere pudra sürülerek testler gerçekleştirilecektir. Faydalı yük kendi paraşütüyle birlikte sürüklenme paraşütüne takılmaksızın kendi başına düşüşü sağlanırsa test başarılı kabul edilecektir.
Paraşüt İpi Dayanım Testi	Paraşüt iplerine çeşitli kütlelerde ağırlıklar bağlanarak iplerin dayanımları test edilecektir.	Elde edilen veriler sonucunda paraşüt iplerinin maksimum ne kadarlık bir kuvvete dayanabileceği tespit edilecektir.
Şok Kordonu Dayanım Testi	Ayrılma esnasında şok kordonunu üzerine etki eden kuvveti simüle etmek için şok kordonuna çekme testi yapılıp dayanımı gözlemlenecektir.	Elde edilen veriler sonucunda şok kordonunun ne kadarlık bir kuvvete dayanabileceği tespit edilecektir.

Kurtarma Sistemi Prototip Testi

Kara Barutlu Kurtarma Sistemi Prototip Malzemeleri

Yaylı Kurtarma Sistemi Prototip Malzemeleri

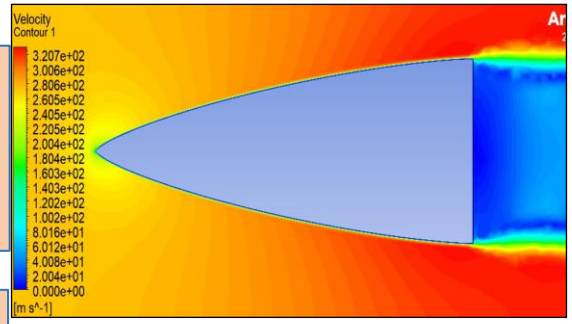
Yapısal Gövde ve Elemanları Prototip Malzemeleri

Testlerde Kullanacağımız Paraşütler ve Şok Kordonu Malzemelerimiz

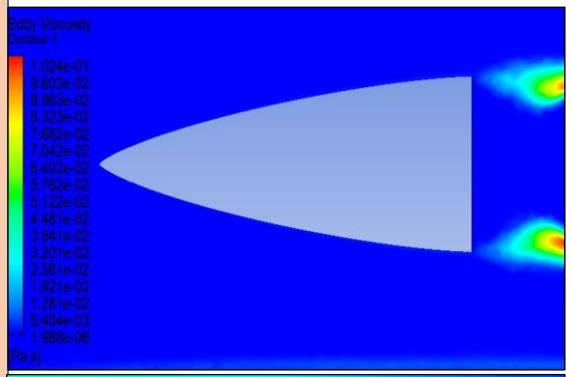
Yukarıda verilen görsellerde prototip ve test aşamalarında kullandığımız malzemeler görülmektedir. Roket gövdesi olarak PVC ve alüminyum borular, burun konisi olarak 3D yazıcıdan bastığımız burun konisi, yaylı kurtarma mekanizması olarak farklı ölçülere sahip yaylar ve yayı gergin tutmasını sağlayacak farklı torklara sahip servo-step motorlar ve sıcak gaz üretici kurtarma sistemi olarak kara barut haznelerimiz ve kara barutumuz görülmektedir. Bunlarla birlikte üretimini tamamladığımız paraşütlerin açılma ve ayrılma testleri, faydalı yük ayrılma testi, paraşüt ipi ve şok kordonu dayanım testleri gerçekleştirilecektir. 12 Mayıs'a kadar olan kurtarma sistemi prototip testlerimiz (kara barutlu ve yaylı mekanizma) Teknofest tarafına iletilecektir. Ayrıca testlerin sonucunda elde edilen kara barut miktarı ve kullanılacak yayın teknik özellikleri "Kurtarma Sistemi" yansısının başlığı altında paylaşılmıştır.

Analizler

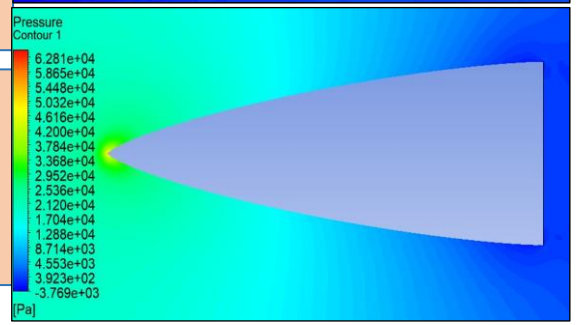
Hız



Türbülans Viskozitesi

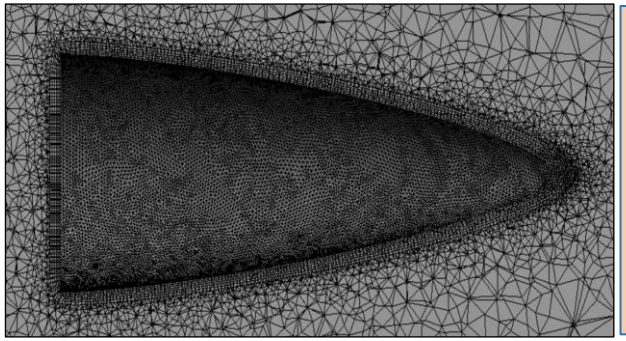


Basınç

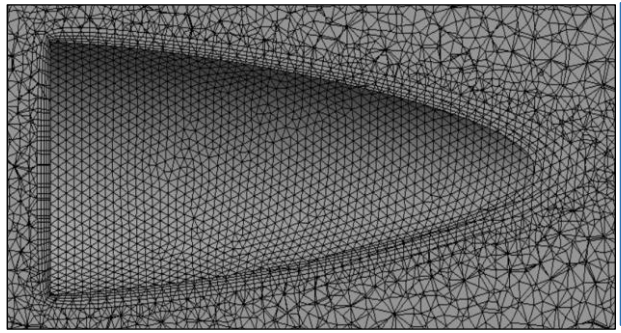


Burun Konisi Akış Analizi (CFD)

Mesh kısmında iki farklı mesh yapısı kullanılarak analiz sonuçlarının mesh yapısından bağımsız olduğu görülmüştür. Mesh işleminde akışkanın şekil üzerine gelen hız dağılımını daha iyi gözlemleyebilmek için infilation mesh yöntemi atılmıştır. Böylelikle şeklin yüzeyine daha sık ve düzenli mesh atılırken dış hacme daha seyrek mesh atılmıştır. Ardından enerji denklemleri aktif hale getirilip, havanın akış hızı 273 $^{m}/_{s}$ olarak ayarlanmıştır. Akış modeli k-omega (2qn) kullanılıp analiz, zamandan bağımsız olarak çözülüp süreklilik 10^{-4} ve enerji 10^{-7} değerine yakınsayana kadar iterasyonlar koşturulmuştur.



Ağ Yapısı 1



Ağ Yapısı 2

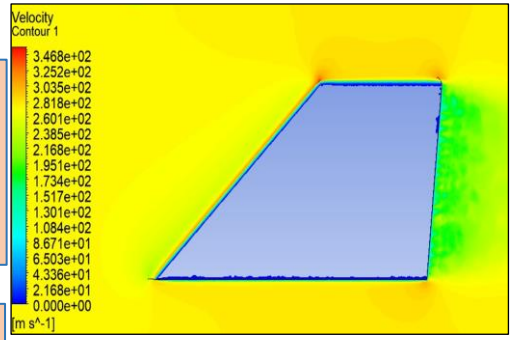
Parametre	Skewness	Element Quality	Element Sayısı	Node Sayısı
Ağ Yapısı 1	Maks: 0,8488 Ort: 0,2485	Min 0,2466 Ort: 0,7633	641856	241542
Ağ Yapısı 2	Maks: 0,7559 Ort: 0,22322	Min 0,1252 Ort: 0,8172	1068096	218668

Mass Flow Rate	[kg/s]
inlet	31.109951
outlet	-31.111103
rocekt-nose	-0
walls	-0
Net	-0.0011520386

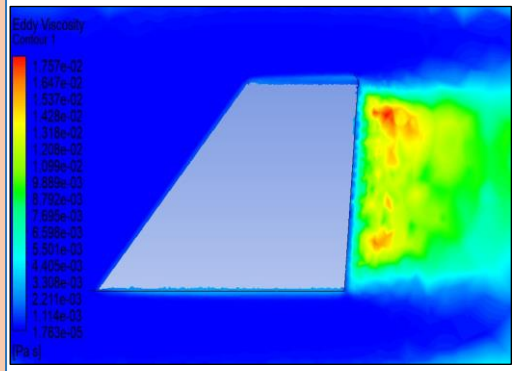
Süreklilik Denklemi

Analizler

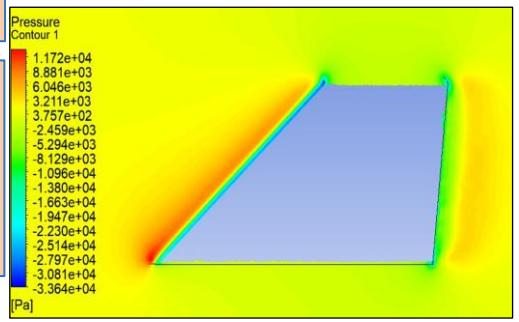
Hız



Türbülans Viskozitesi



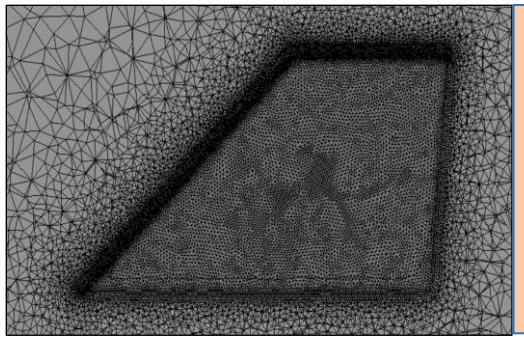
Basınç



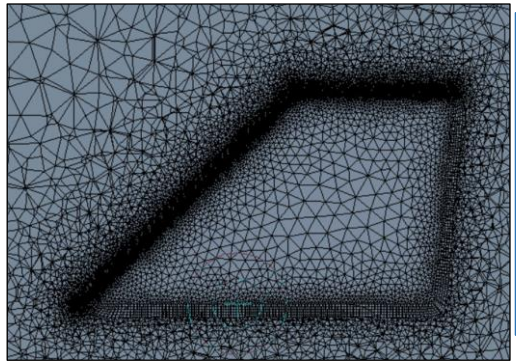
Kanatçık Akış Analizi (CFD)

Kanatçıkları analiz edebilmek için kanatçığa başlangıçta dış hacim tanımlanmıştır. Mesh kısmında, kanatçık yüzeyindeki akışı daha detaylı incelemek için dış hacme oranla kanatçığa daha sık ve düzgün mesh atılmıştır. Roketin maksimum hızı OpenRocket analizleri referans alınıp, CFD analizinde havanın akış hızı 273 $^{m}/_{s} \cong 0.8\ \mathrm{Mac}h$ alınmıştır. Akış modeli k-omega (2qn) kullanılıp analiz, zamandan bağımsız olarak çözülüp süreklilik 10^{-4} ve enerji 10^{-7} değerine yakınsayana kadar iterasyonlar koşturulmuştur. Ayrıca bu işlemler 2 farklı mesh yapısı ile analiz edilip sonuçların mesh yapısından bağımsız olduğu gözlemlenmiştir. Sonuçlar incelendiğinde yuvarlatılmış kanat kesit profilinde girdapların oluştuğu tespit edilmiştir.

Parametre	Skewness	Element Quality	Element Sayısı	Node Sayısı
Ağ Yapısı 1	Maks: 0,8331 Ort: 0,2574	Min: 0,2342 Ort: 0,8267	768237	254396
Ağ Yapısı 2	Maks: 0,8191 Ort: 0,2687	Min: 0,1924 Ort: 0,8222	438419	129386



Ağ Yapısı 1



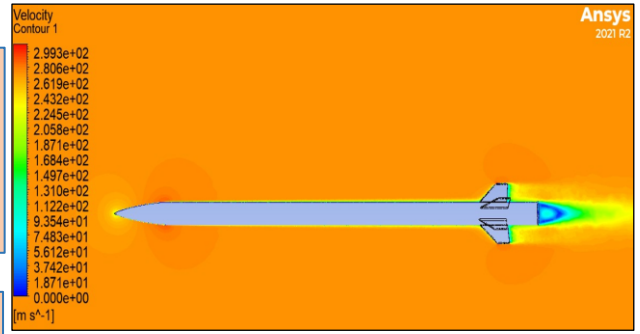
Ağ Yapısı 2

Mass Flow Rate	[kg/s]
inlet	12.641838
kanat	-0
outlet	-12.641834
walls	-0
Net	3.8146973e-06

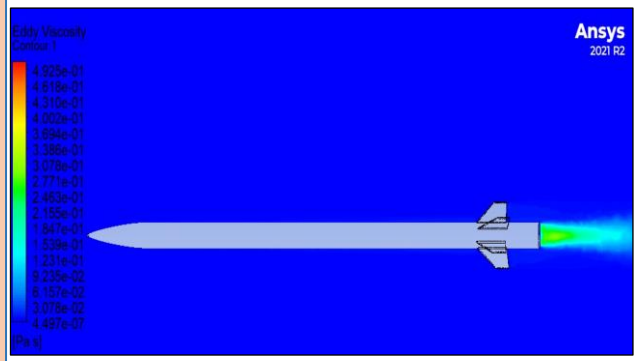
Süreklilik Denklemi

Analizler

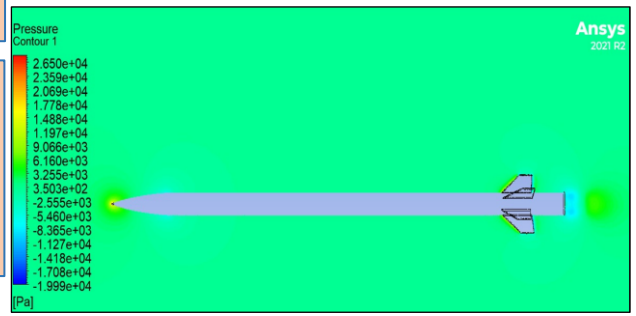
Hız



Türbülans Viskozitesi



Basınç

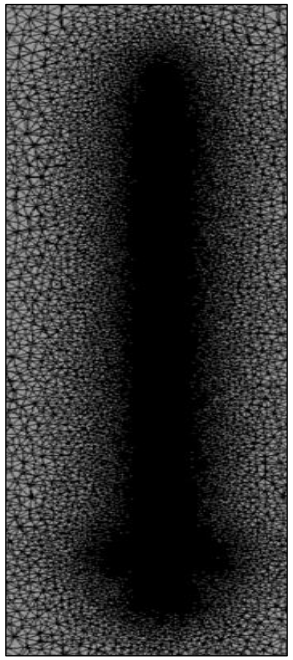


Roket Akış Analizi (CFD)

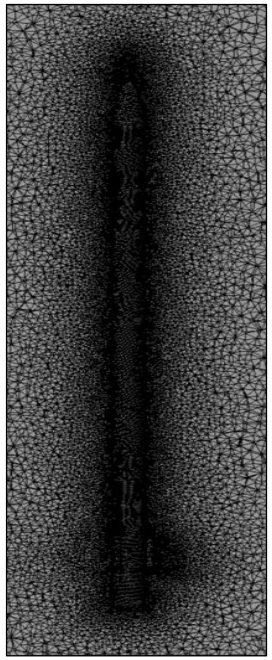
Burun konisinde ve kanatçıkta kullanılan yöntemler roketin tamamında da kullanılmıştır. Roketin hızından dolayı roketin üzerinde basınç, hız ve oluşan girdapların dağılımı incelenmiştir. Yapılan analiz sonuçları incelendiğinde burun konisi ve kanatçıkların roketin tamamı üzerinde davranışı tek tek ve bir bütün olarak incelenmiştir. Analiz sonuçlarına göre tasarlanan roket 0.8 Mach hızında uçarken herhangi bir sorun ile karşılaşmadan roket stabilitesini koruyarak uygun sonuçlar verdiği görülmüştür. Ek olarak roket üzerinde oluşan basınç dağılımı incelendiğinde burun konisi ucu ve kanatçıkların hücum kenarı yüksek basınca maruz kaldığı tespit edilmiştir.

Parametre	Skewness	Element Quality	Element Sayısı	Node Sayısı
Ağ Yapısı 1	Maks: 0,8885 Ort: 0,2017	Ort: 0,7658	4043741	926167
Ağ Yapısı 2	Maks: 0,8983 Ort: 0,2102	Ort: 0,7661	2222186	479889

Ağ Yapısı 1



Ağ Yapısı 2



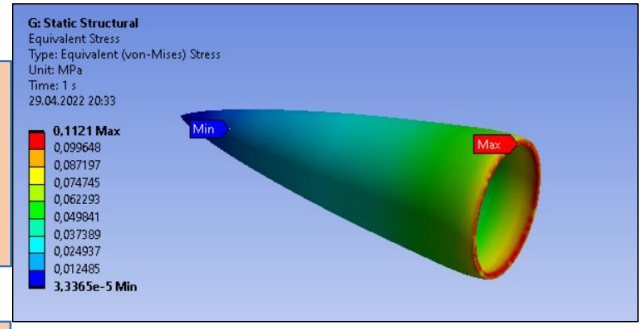
```
Mass Flow Rate                    [kg/s]
--------------- --------------------
          inlet           11255.782
         outlet          -11255.786
         rocket                  -0
          walls                  -0
--------------- --------------------
            Net          -0.00390625
```

Süreklilik Denklemi

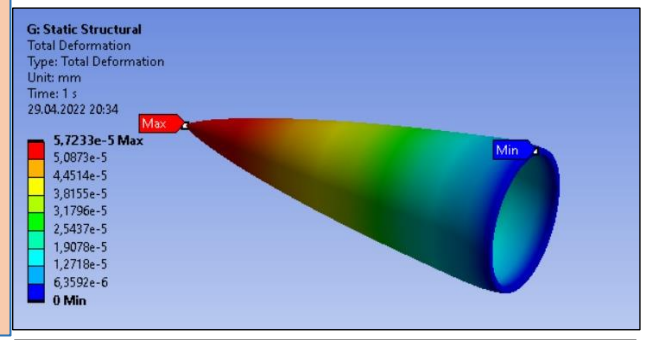
Analizler

Burun Konisi Yapısal (Statik) Analiz

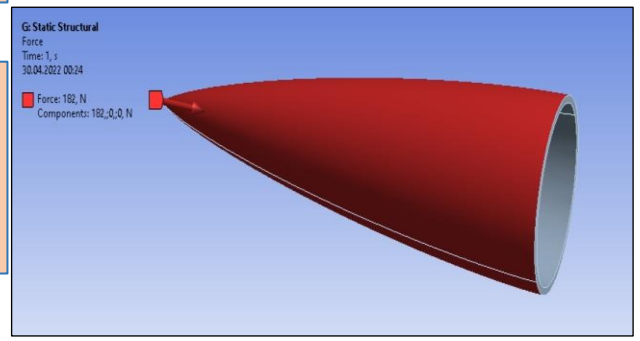
Gerilme



Deformasyon



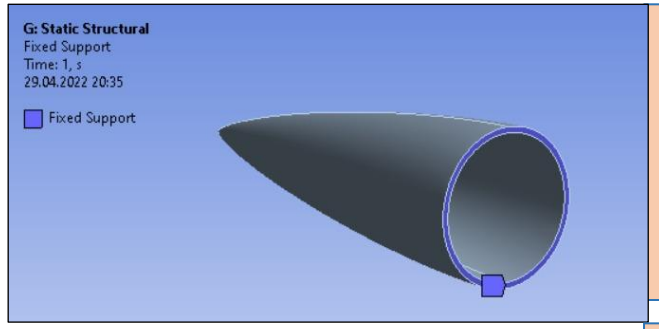
Kuvvet



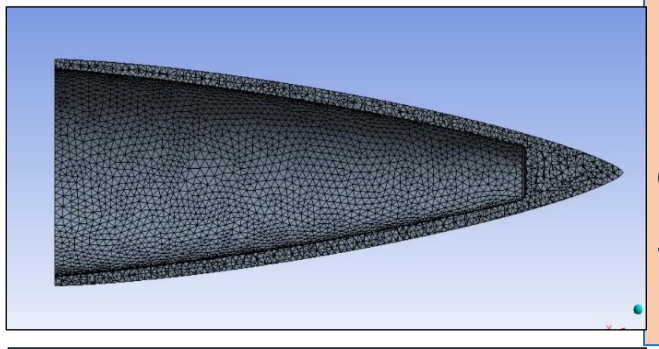
Burun konisine karbonfiber malzeme atanmıştır. Mesh atma işlemi sağdaki şekillere görüldüğü gibi gerçekleştirilmiştir ve atılan bu mesh yapısının kalite değerleri alttaki tabloda verilmiştir. CFD analizinde elde edilen burun konisinin maruz kaldığı sürüklenme kuvveti (182.84N) burun konisinin yüzeyine dik olacak şekilde etki ettirilmiştir ve sonuç olarak etki ettirilen kuvvetten dolayı oluşacak deformasyon ve gerilmeler (stress) analiz edilmiştir. Analiz sonuçları sol tarafta yer alan görsellerde belirtilmiştir. Bu görseller incelendiğinde burun konisi, roketin yüksek hızından dolayı oluşan basınç kuvvetlerine dayanıklıdır.

Parametre	Skewness	Element Quality	Element Sayısı	Node Sayısı
Ağ Yapısı	Maks: 0,8507 Ort: 0,2407	Min: 0,2989 Ort: 0,8310	64489	106041

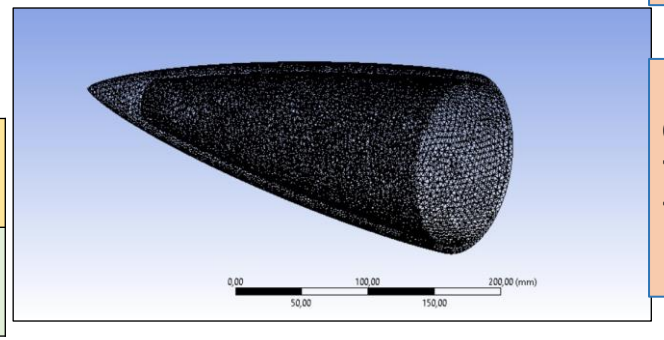
Sabit Destek



Kesit Ağ Yapısı



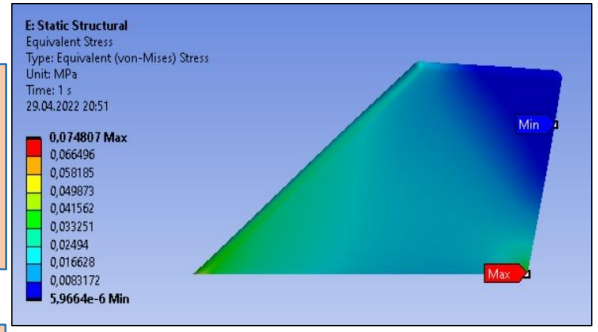
Ağ yapısı



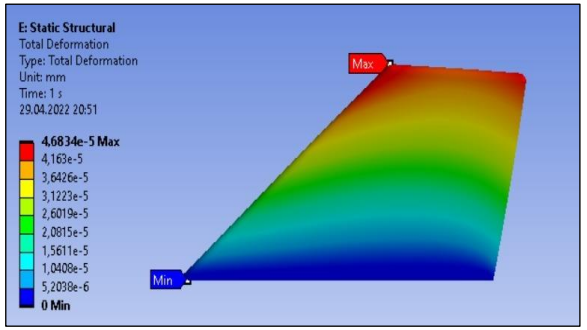
Analizler

Kanatçık Yapısal (Statik) Analiz

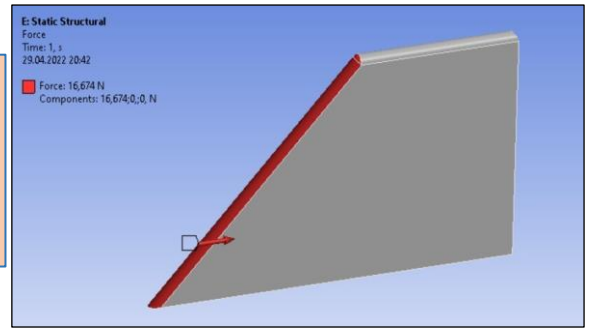
Gerilme



Deformasyon



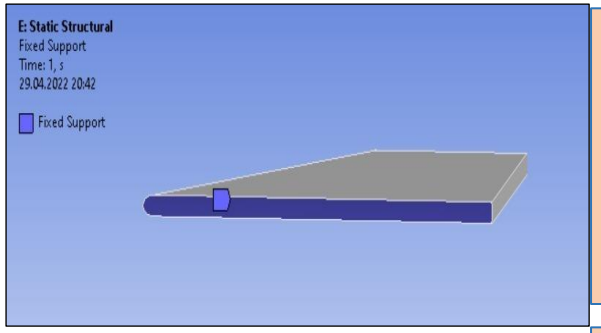
Kuvvet



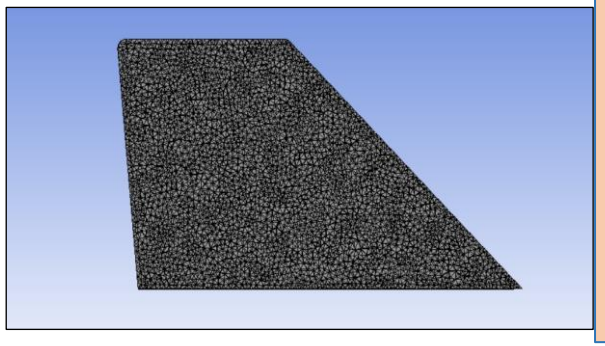
Kanatçıklarda alüminyum malzeme kullanılmıştır. Mesh atma işlemi sağdaki şekillere görüldüğü gibi gerçekleştirilmiş ve atılan bu mesh yapısının kalite değerleri alttaki tabloda verilmiştir. Kanatçıkların alt kısımda yani rokete bağlanacağı kısımdan sabit destek eklenmiştir. CFD analizinde elde edilen kanatçıkların maruz kaldığı kuvvet (16,67N) kanatçığın ön yüzüne dik etki ettirilmiştir. Sonuç olarak bu kuvvetten oluşacak deformasyon ve gerilme (stress) analiz edilmiştir ve çıkan sonuçlar sol tarafta yer alan görsellerde verilmiştir. Analiz çıktıları incelendiğinde gerilmeler oldukça az çıkmıştır. Alüminyum malzemeden üretilecek olan kanatçıklarımız bu kuvvetlere karşı dayanıklı olduğu tespit edilmiştir.

Parametre	Skewness	Element Quality	Element Sayısı	Node Sayısı
Ağ Yapısı	Maks: 0,8680 Ort: 0,2277	Min: 0,3292 Ort: 0,8403	64525	98583

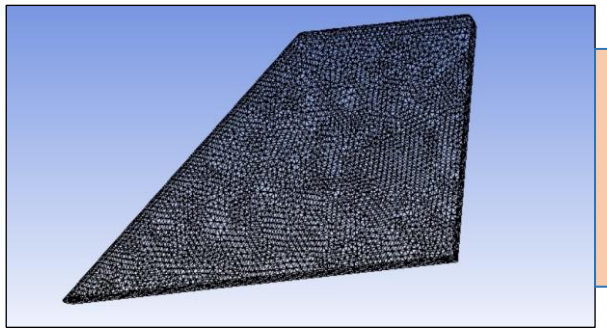
Sabit Destek



Kesit Ağ Yapısı

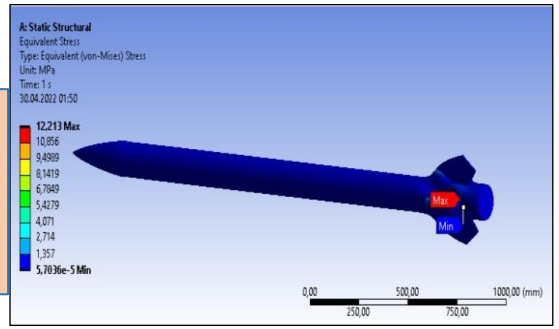


Ağ yapısı

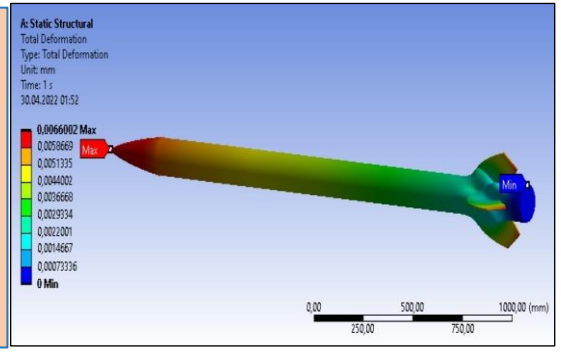


Analizler

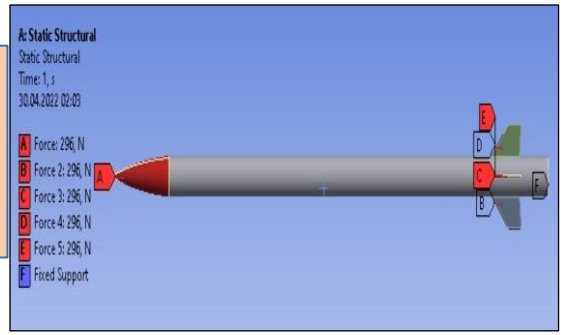
Gerilme



Deformasyon



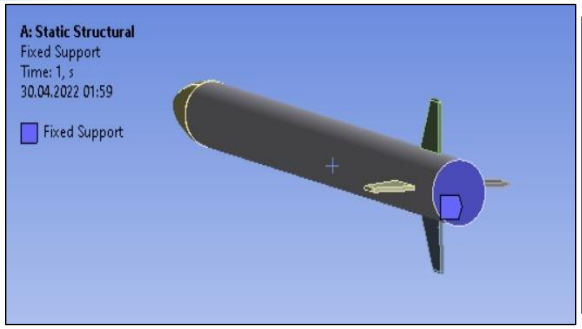
Kuvvet



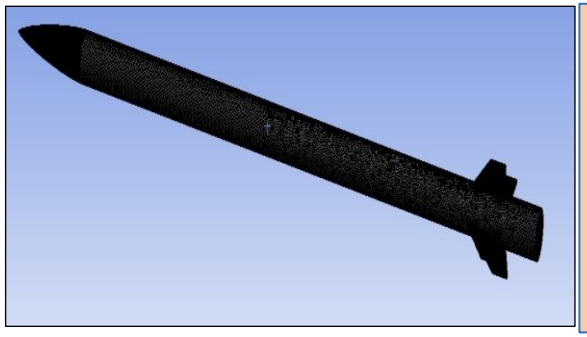
Roket Yapısal (Statik) Analiz

Roketin yapısal analizinde ANSYS programı kullanılmıştır. Çözüm öncesinde buruna karbonfiber, gövdeye fiber glass ve kanatçıklara alüminyum malzemeler atanmıştır. Buruna ve gövdeye sizing kanatlara ise metod yötemi kullanılarak mesh atılmıştır. Oluşturulan ağ yapısı sağdaki şekillere görüldüğü gibi gerçekleştirilmiş ve atılan bu mesh yapısının kalite değerleri alttaki tabloda verilmiştir. Çözüme geçmeden önce roket alt kısmından fixlenmiştir ve CFD analizinde elde edilen kuvvet (296 N) burun ucuna ve kanatçıkların ön yüzeylerinden dik olarak etki ettirilmiş ve çıkan sonuçlar sol tarafta yer alan görsellerde verilmiştir. Analiz çıktıları incelendiğinde tasarlanan roketin yüksek hızlarda oluşan basıncın meydana getirdiği kuvvetlere gayet yeterli dayanım gösterdiği tespit edilmiştir.

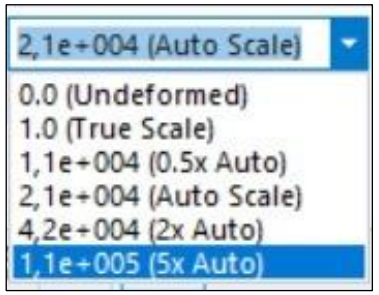
Parametre	Skewness	Element Quality	Element Sayısı	Node Sayısı
Ağ Yapısı	Maks: 0,8874 Ort: 0, 1829	Min: 0,1941 Ort: 0,8592	919926	1404716



Sabit Destek



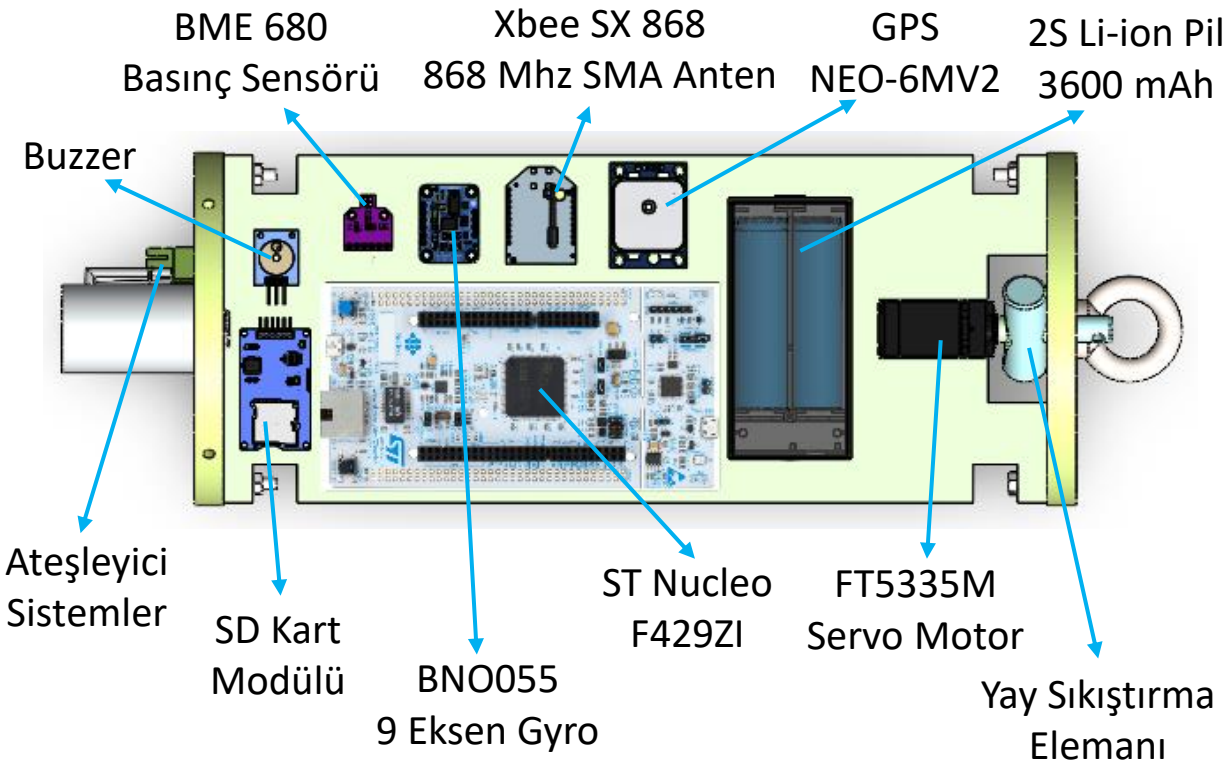
Ağ yapısı



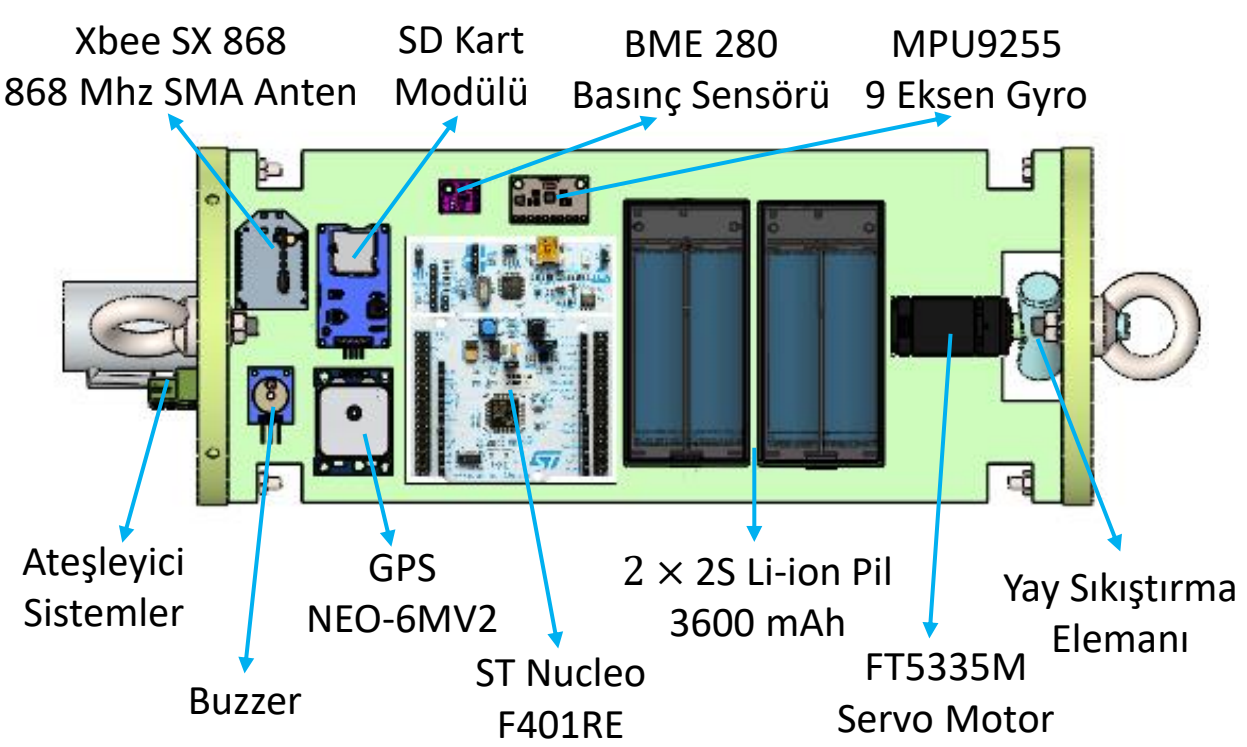
Sonuçlarda deformasyon ve gerilme hangi yönde olduğu gözükmesi için auto scale açılmıştır.

Aviyonik – Özet

Ana Aviyonik



Yedek Aviyonik



Ana aviyonik ve yedek aviyonik sistemlerde bulunan bileşenler görsellerde verilmiştir. Ayrıca aviyonik sistemler ile yaylı kurtarma mekanizmasının montajı ekte verilen linkte videolu olarak anlatılmıştır.

Ek: Aviyonik ve Yaylı Kurtarma Mekanizmasının montajı

Aviyonik – Özet

Aviyonik bünyesinde rokete ait olması planlanan 2 adet uçuş bilgisayarı mevcuttur. Bunlardan birincisi ana uçuş bilgisayarı ikincisi ise yedek uçuş bilgisayarı olarak görev yapacaktır. Listelenen her iki sistemde özgün sistemdir. Roket içerisinde herhangi bir ticari uçuş sistemi yer almayacaktır. Her iki uçuş kontrol kartı eş zamanlı olarak çalışacaktır. Tetikleme sinyali iki uçuş kartının herhangi birinden geldiği anda sisteme tetikleme sinyali gönderilecek ve kurtarma sistemi aktif hale gelecektir. İki uçuş kontrol bilgisayarı arasında herhangi bir bağlantı bulunmamaktadır. Dolayısıyla önce hangi uçuş bilgisayarları gerekli veriler doğrultusunda sistemi tetiklerse kurtarma sistemini o bilgisayar aktifleştirmiş olacaktır.

Ana Aviyonik / Yedek Aviyonik Benzerlik-Farklılık Tablosu ve Temel Görevleri			
Unsur	Ana Aviyonik	Yedek Aviyonik	Açıklama
İşlemci	ST Nucleo F429ZI	ST Nucleo F401RE	Verilen komutları yorumlar ve yürütür, tüm sistemin birlikte çalışmasını sağlar.
Gyro ve Eğim Sensörü	BNO055	MPU9255	3 boyutu uzayda anlık hareketi inceleyerek ayrılma sistemini tetiklemek için kullanılır.
Basınç Sensörü	BME680	BME280	Basınç ve sıcaklık ölçümü yaparak elde edilen irtifa verileri sayesinde ayrılma sistemini tetiklemek için kullanılır.
Gps Modülü	NEO-6MV2	NEO-6MV2	Anlık koordinat verilerini belirleyerek roketin konumunu belirlemek için kullanılır.
Haberleşme Modülü	XBEE SX 868	XBEE SX 868	Roketten yer istasyonuna konum, hız, ivme, irtifa, eğim gibi verilerin aktarılması için kullanılır.
Anten	868 MHz RP-SMA	868 MHz RP-SMA	Verilerin aktarılabilmesi için kullanılır.
SD Kart Modülü	SPI SD CARD	SPI SD CARD	Elde edilen konum, hız, ivme, irtifa, eğim gibi verileri kayıt etmek için kullanılır
Güç Kaynağı	2S LI-ION 3600 mAh	2S LI-ION 3600 mAh	İşlemcilerin ve diğer sensörlerin ihtiyaç duyduğu enerjiyi sağlar.

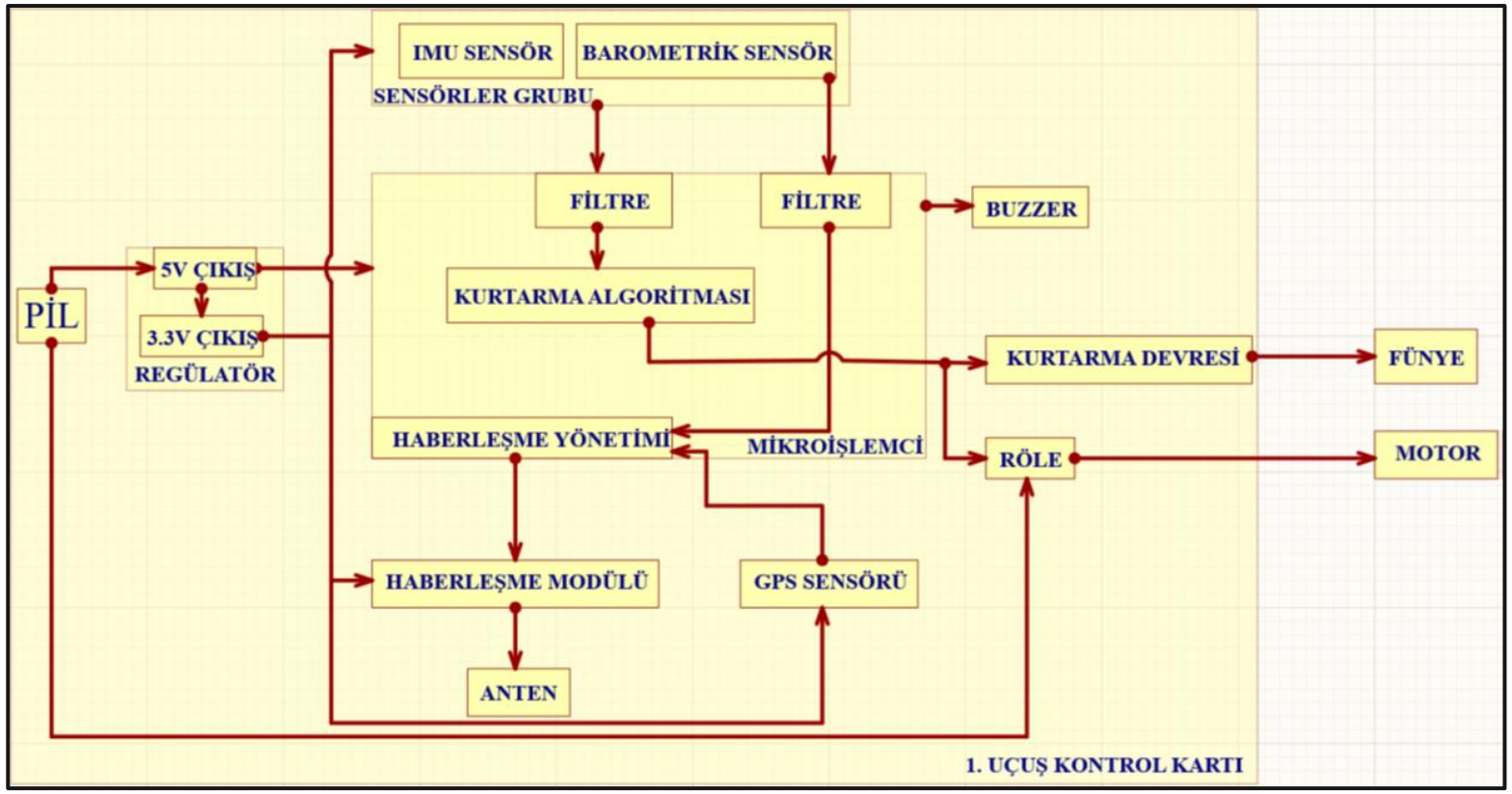
Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

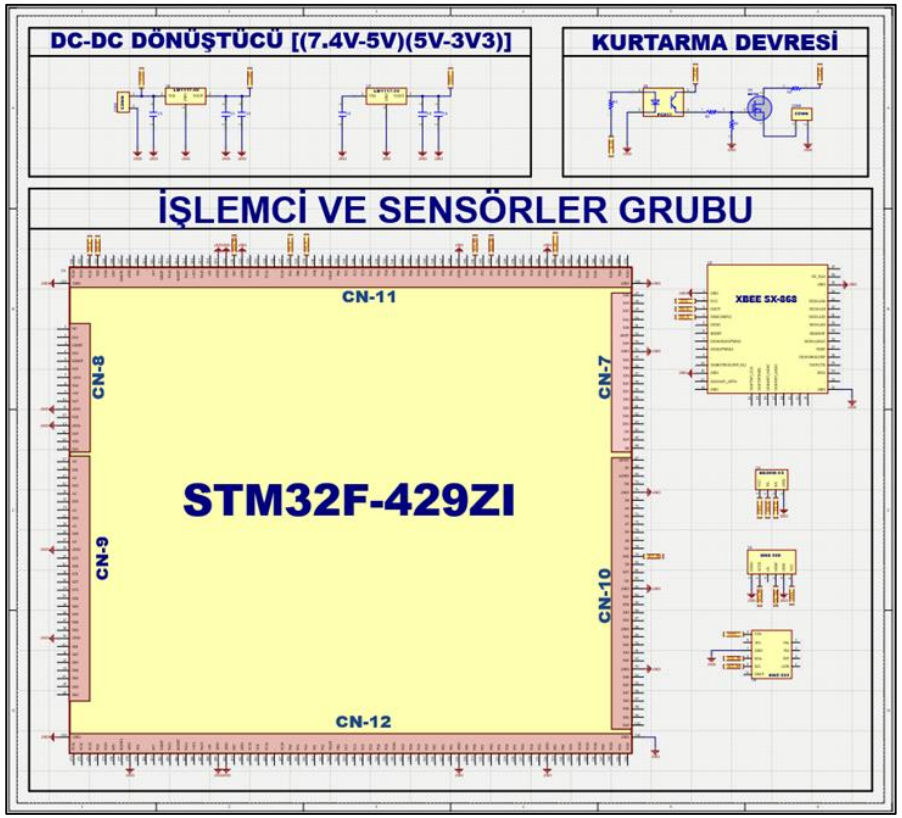
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	ST Nucleo F429ZI	-	-
Basınç Sensörü	BME 680	Evet	1. Ve 2. ayrılma sisteminde tetikleme sinyalinin verilmesi için gerekli olan irtifa verisinin elde edilmesini sağlar.
IMU Sensörü	BNO055 9 Eksen IMU	Evet	1. ayrılma sisteminde tetikleme sinyalinin verilmesi için gerekli olan roketin eksenler ile yaptığı açı ve hız verilerinin elde edilmesini sağlar. Bu veriler ile roketin apogee noktasına ulaştığı da tespit edilir.
Haberleşme Modülü	Xbee SX 868 868 Mhz SMA Anten	Hayır	-

Aviyonik – 1.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
GPS Modülü	NEO-6MV2	Hayır	-
SD Kart Modülü	Openlog SD Kart Data Logger	Hayır	-
Buzzer	-	Hayır	-
Servo Motor	FT5335M	Evet	2. ayrılma sisteminde ana paraşütün açılabilmesi için yayın bağlı olduğu ipin serbest bırakılmasını sağlar.
Güç Kaynağı	2S Li-ion Pil 3600 mAh	Hayır	-
Kata Barut Ateşleyici Teli	-	Evet	1. ayrılma sisteminde kullanılacak barutun ateşlenebilmesini sağlar.

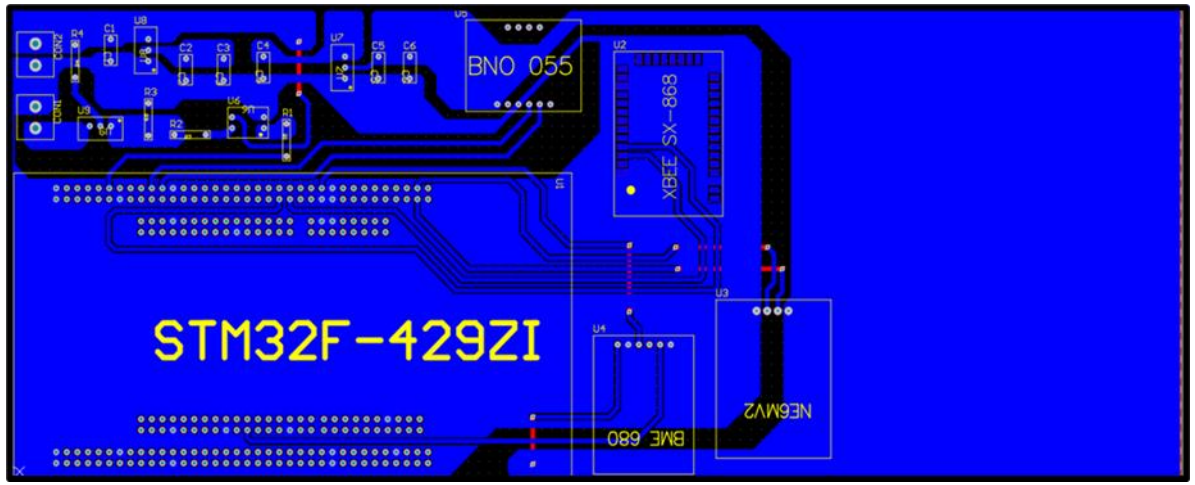
Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



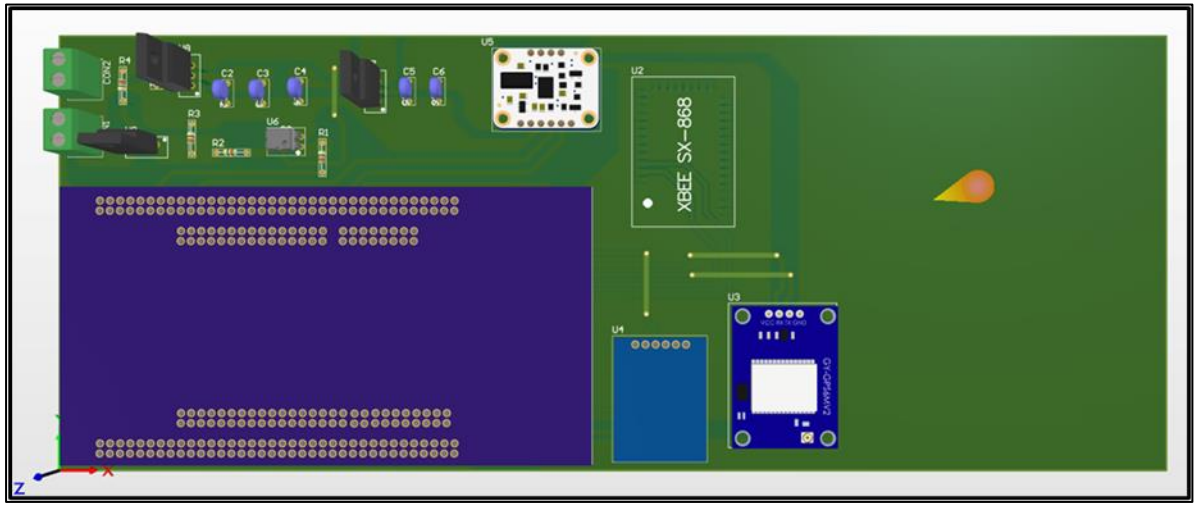


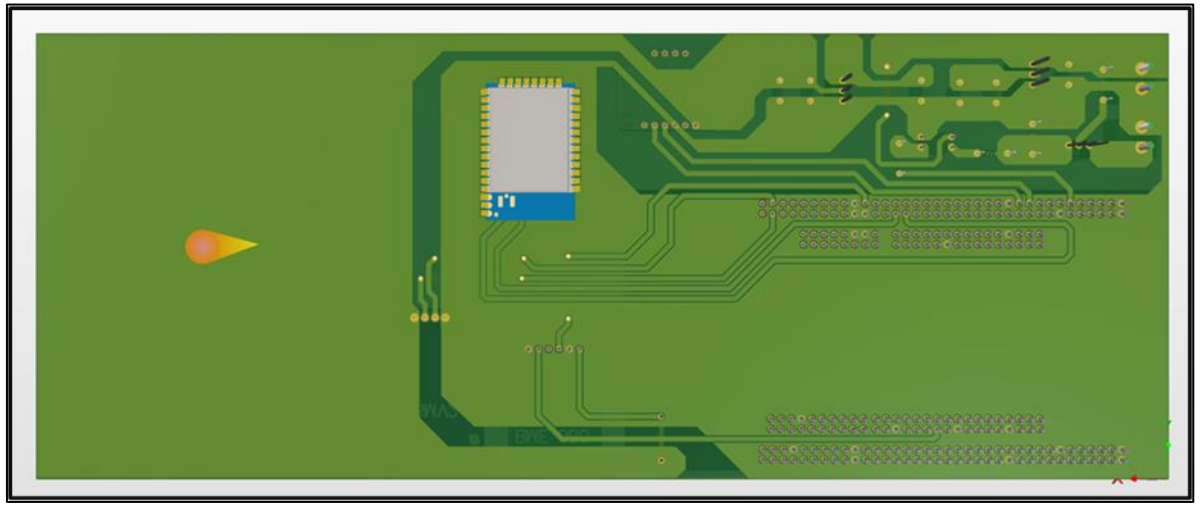
1. Uçuş bilgisayarı blok diyagramı ve bağlantı şeması yukarıdaki görsellerde verilmiştir. Sistemde olan elemanların (haberleşme modülü, batarya vb.) veri aktarım yönü, algoritması ve bağlantıları gösterilmiştir.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/2



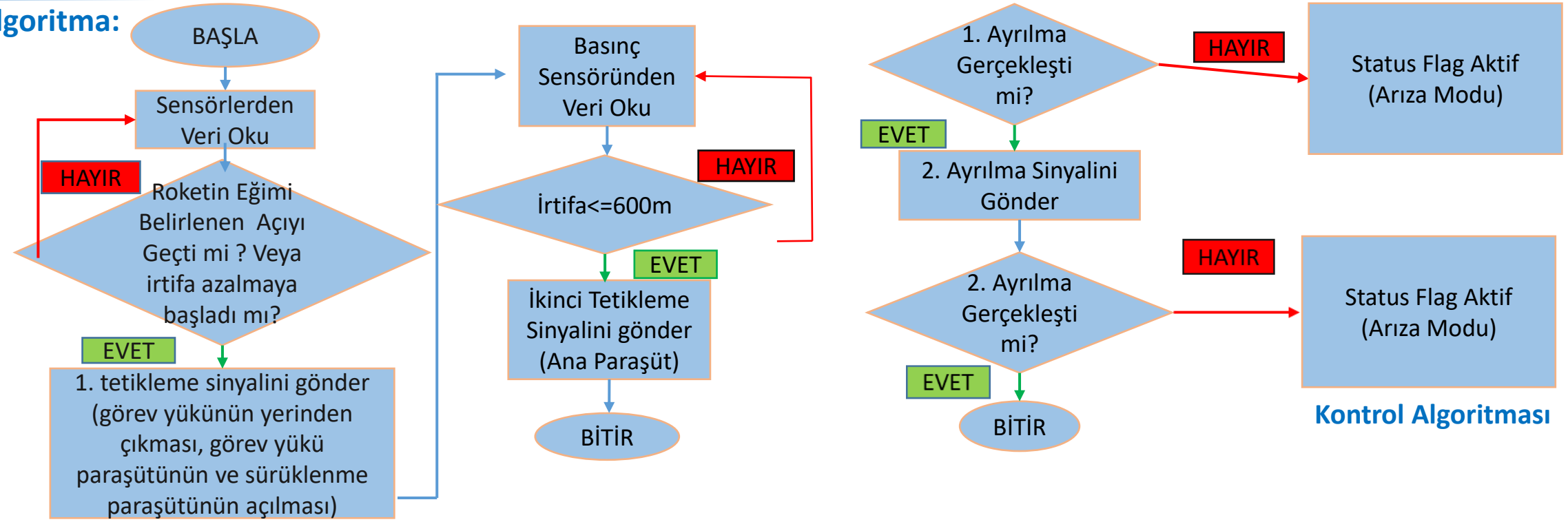
1. Uçuş bilgisayarı kart tasarımı temel olarak görsellerde verilmiştir. Sistemde olan elemanların (haberleşme modülü, batarya vb.) bağlantıları açık bir şekilde yapılmıştır. Sistemde herhangi bir ticari bilgisayar kullanılmayacaktır, özgün bir sistemdir. Devre kartı çıktı alınarak el ile basılıp, bakır eritme yöntemi ile oluşturulacaktır. Kartlarda yer alan boş kısımlara güç kaynakları ve antenin yerleştirilmesi planlanmaktadır.





Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

Algoritma:



Kontrol Algoritması

Ana Aviyonik Kurtarma Sistemi Algoritması: Ana aviyonik sistemde Apogee noktasında 9 eksen IMU sensör ve barometrik basınç sensöründen veriler anlık olarak alınacaktır. İki sensörden alınan bu veriler oluşabilecek aksaklıklarda bir garantör oluşturmak amacıyla birbiriyle karşılaştırılarak ateşlemelerin tetiklenmesi için kesin bilgiler elde edilecektir. İlk tetiklemede görev yükü gövdeden ayrılacak ve görev yükü paraşütü açılacaktır. Ardından aynı ateşleme ile sürüklenme paraşütü de açılacaktır. Son olarak barometrik basınç sensöründen alınan her irtifa verisi bir önceki irtifa verisi ile karşılaştırılarak eğer okunan veri bir önceki değerinden küçükse (irtifa alçalıyorsa) ~600m seviyelerinde, PWM sinyali ile servo motor çalışarak yayın bağlı olduğu ip serbest kalacak ve ana paraşüt açılacaktır.

Aviyonik – 1.Sistem Detay/3

Veri Filtreleme:

Bu algoritmada veri filtreleme yöntemi olarak IIR filtre, ortalama değer filtresi(mean), ortanca filtre(median), ve kalman filtresi kullanılması planlanmaktadır. IIR filtre halihazırda kullanılan BME680' in içerisinde bulunmaktadır. Bu sayede çıkışında alınan verinin bir kısmı da girdi olarak kullanılmaktadır ve bu şekilde bir filtreleme gerçekleşmektedir. Bunu kullanmak için sensör registerlarında belirlenen adreslerden aktif edilmesi gerekmektedir. İrtifa verileri için anlık olarak çok büyük değişimlerin elde edileceği düşünülmediğinden dolayı basınç sensörleri için ek olarak ortalama değer filtresi kullanılacaktır. Bu filtre sayesinde de gürültü ve küçük hataların engellenmesi sağlanacaktır. BNO055' den elde edilen ham veriler gerekli matematiksel hesaplara sokularak roketin eksenler ile yaptığı roll, pitch ve yaw açıları bulunacaktır. Bu açılar jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre ile elde edilir. Jiroskoptan ve ivmeölçerden alınan veriler ilk olarak sensörün kendi içerisindeki registerlarında belirlenen adreslerden aktif edilerek dijital alçak geçiren filtreden geçecektir. Jiroskop ve manyetometreden elde edilen ham veriler ortalama değer filtresinden geçirilerek gürültü ve hataların azaltılması sağlanacaktır. İvmeölçerden elde edilen ham veriler daha gürültülü ve yüksek ivmede anlık çok büyük değişimleri olabildiği için ortanca filtre kullanılarak daha stabil bir veri elde edilecektir. Ardından her eksen için, işlenmiş IMU verileri kalman filtresine sokularak jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre verileri birleştirilerek sade ve net sonuçlar elde edilecektir. Bu filtre sayesinde de her veri okunduğunda bir sonraki veri okuması tahmin edilerek çok temiz sonuçlar oluşacaktır. Bu filtreler ile istenilen verimin kararlı bir biçimde alınamaması durumları için daha farklı filtre arayışları ve uygulamaları üzerine çalışılmaktadır.

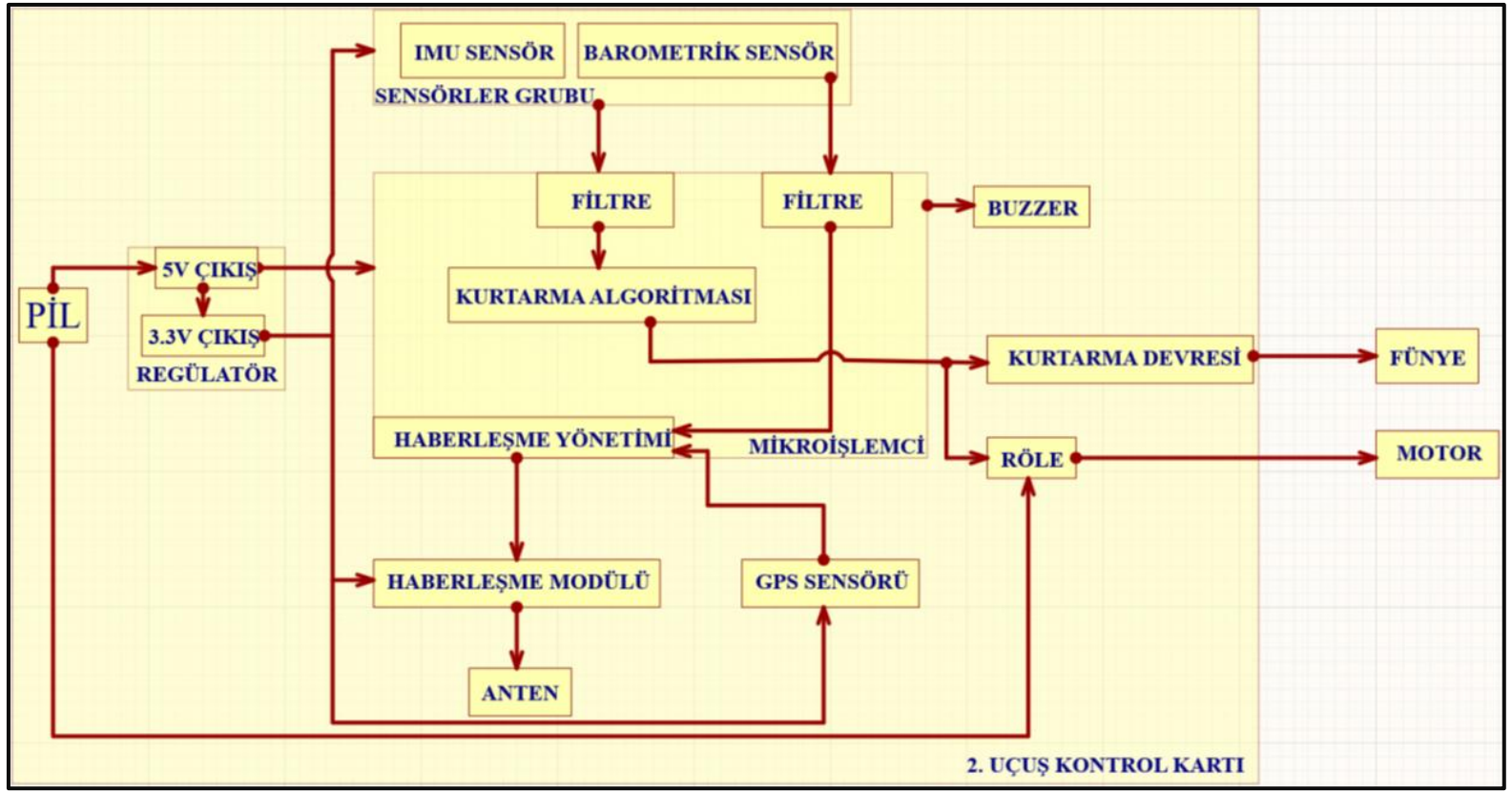
Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

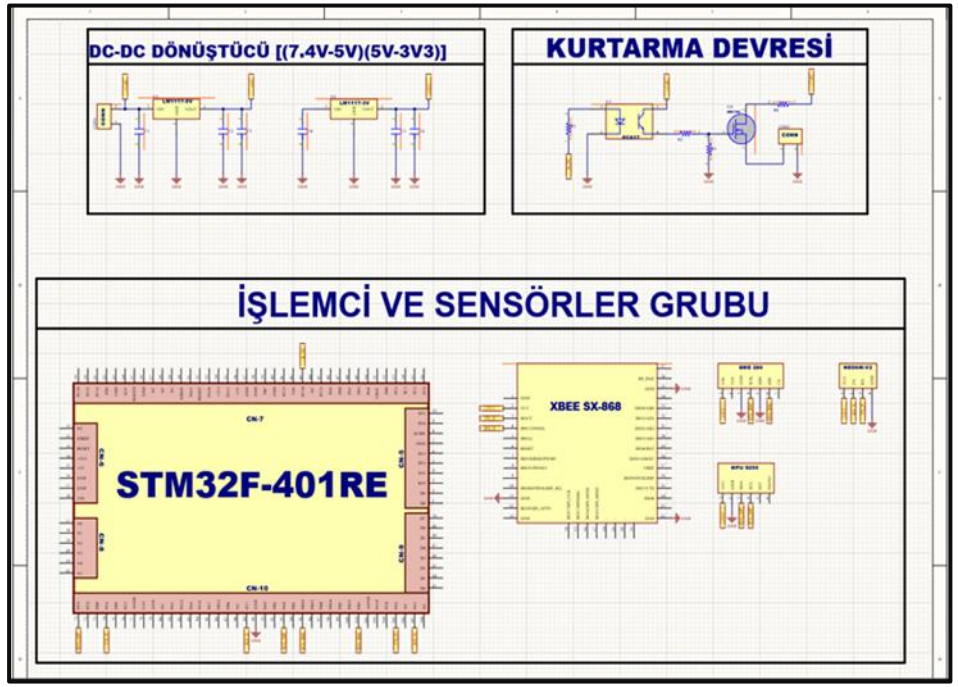
Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
İşlemci	ST Nucleo F401RE	-	-
Basınç Sensörü	BME 280	Evet	1. Ve 2. ayrılma sisteminde tetikleme sinyalinin verilmesi için gerekli olan irtifa verisinin elde edilmesini sağlar.
IMU Sensörü	MPU9255 10 DOF IMU	Evet	1. ayrılma sisteminde tetikleme sinyalinin verilmesi için gerekli olan roketin eksenler ile yaptığı açı ve hız verilerinin elde edilmesini sağlar. Bu veriler ile roketin apogee noktasına ulaştığı da tespit edilir.
Haberleşme Modülü	Xbee SX 868 868 Mhz SMA Anten	Hayır	-

Aviyonik – 2.Sistem Detay/1

Komponent	Ürün Adı / Kodu / Türü	Kurtarma Algoritmasında Verileri Kullanılıyor Mu?	Kurtarma Algoritmasında Kullanılan Verilerin İşlevi
GPS Modülü	NEO-6MV2	Hayır	-
SD Kart Modülü	Openlog SD Kart Data Logger	Hayır	-
Buzzer	-	Hayır	-
Servo Motor	FT5335M	Evet	2. ayrılma sisteminde ana paraşütün açılabilmesi için yayın bağlı olduğu ipin serbest bırakılmasını sağlar.
Güç Kaynağı	2 × 2S Li-ion Pil 3600 mAh	Hayır	-
Kata Barut Ateşleyici Teli	-	Evet	1. ayrılma sisteminde kullanılacak barutun ateşlenebilmesini sağlar.

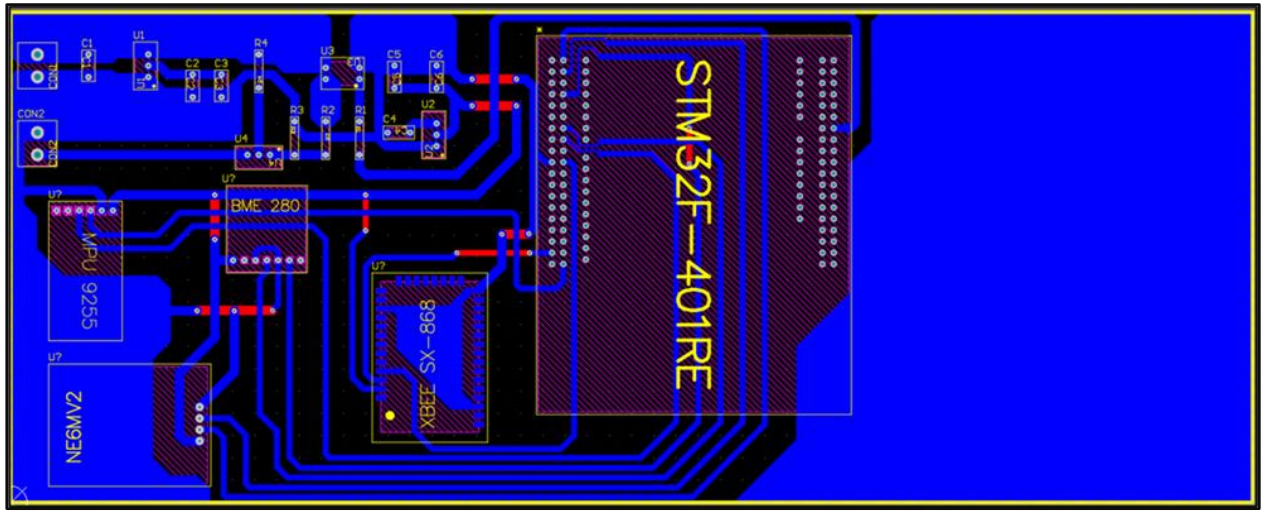
Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



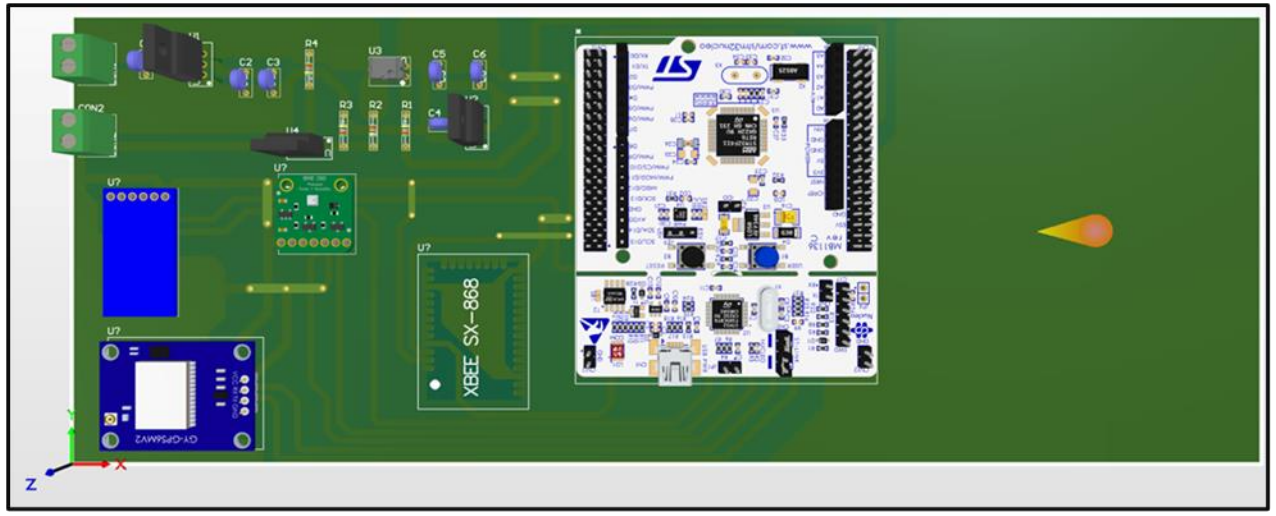


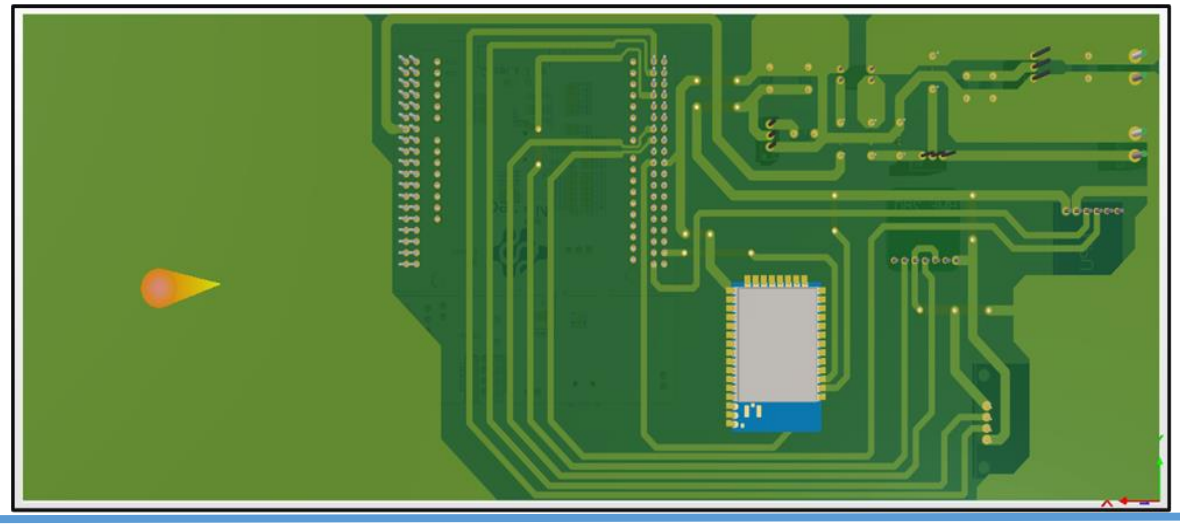
2. Uçuş bilgisayarı blok diyagramı ve bağlantı şeması yukarıdaki görsellerde verilmiştir. Sistemde olan elemanların (haberleşme modülü, batarya vb.) veri aktarım yönü, algoritması ve bağlantıları gösterilmiştir.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/2



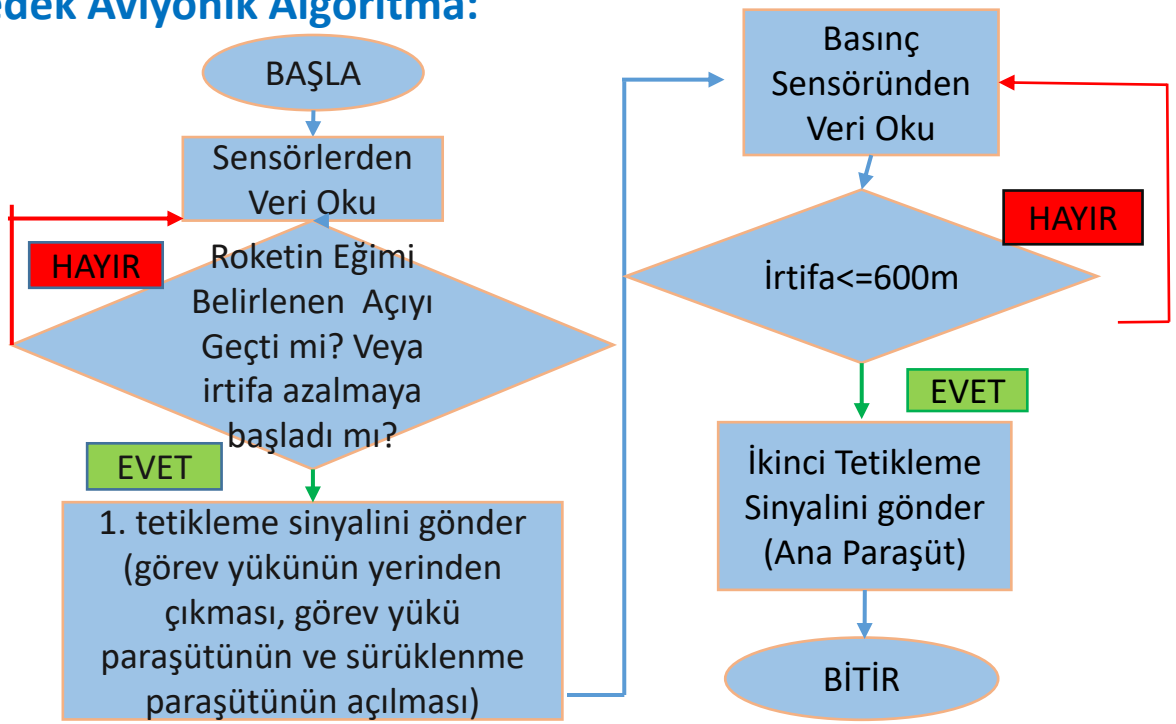
2. Uçuş bilgisayarı kart tasarımı temel olarak görsellerde verilmiştir. Sistemde olan elemanların (haberleşme modülü, işlemci vb.) bağlantıları açık bir şekilde yapılmıştır. Sistemde herhangi bir ticari bilgisayar kullanılmayacaktır, özgün bir sistemdir. Devre kartı çıktı alınarak el ile basılıp bakır eritme yöntemi ile oluşturulacaktır. Kartlarda yer alan boş kısımlara güç kaynakları ve antenin yerleştirilmesi planlanmaktadır.

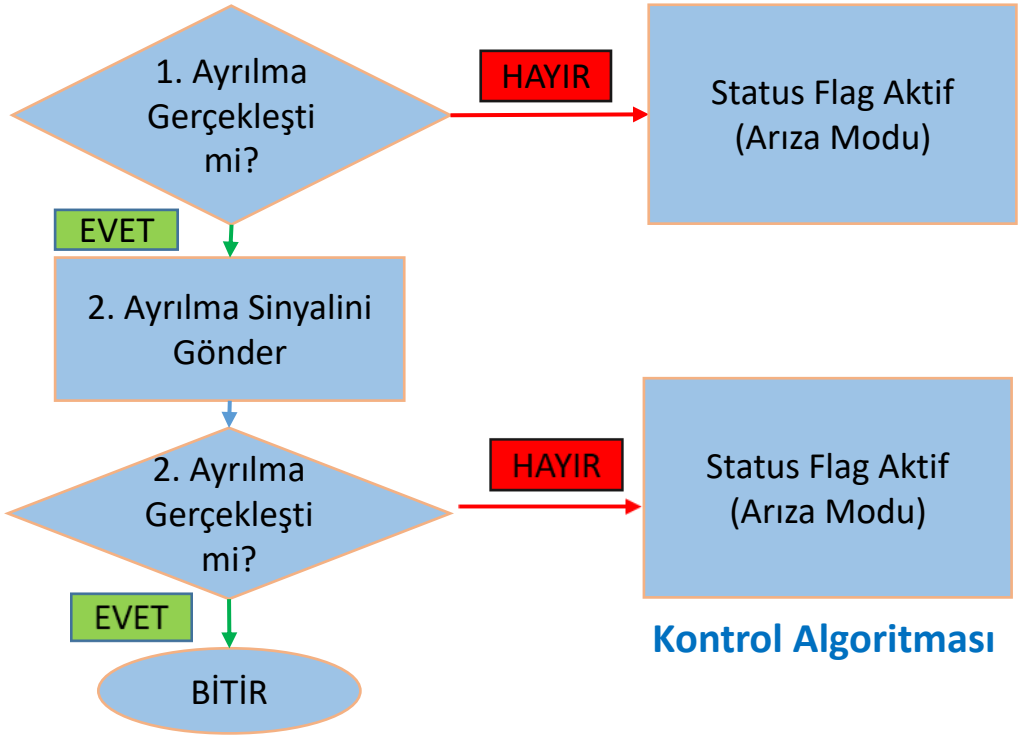




Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Yedek Aviyonik Algoritma:





Kontrol Algoritması

Yedek Aviyonik Kurtarma Sistemi Algoritması: Yedek aviyonik sistemde Apogee noktasında 9 eksen IMU sensör ve barometrik basınç sensöründen veriler anlık olarak alınacaktır. İki sensörden alınan bu veriler oluşabilecek aksaklıklarda bir garantör oluşturmak amacıyla birbiriyle karşılaştırılarak ateşlemelerin tetiklenmesi için kesin bilgiler elde edilecektir. İlk tetiklemede görev yükü gövdeden ayrılacak ve görev yükü paraşütü açılacaktır. Ardından aynı ateşleme ile sürüklenme paraşütü de açılacaktır. Son olarak barometrik basınç sensöründen alınan her irtifa verisi bir önceki irtifa verisi ile karşılaştırılarak eğer okunan veri bir önceki değerinden küçükse (irtifa alçalıyorsa) ~600m seviyelerinde, PWM sinyali ile servo motor çalışarak yayın bağlı olduğu ip serbest kalacak ve ana paraşüt açılacaktır.

Aviyonik – 2.Sistem Detay/3

Veri Filtreleme :

Bu algoritmada veri filtreleme yöntemi olarak IIR filtre, ortalama değer filtresi(mean), ortanca filtre(median), ve kalman filtresi kullanılması planlanmaktadır. IIR filtre halihazırda kullanılan BME280' in içerisinde bulunmaktadır. Bu sayede çıkışında alınan verinin bir kısmı da girdi olarak kullanılmaktadır ve bu şekilde bir filtreleme gerçekleşmektedir. Bunu kullanmak için sensör registerlarında belirlenen adreslerden aktif edilmesi gerekmektedir. İrtifa verileri için anlık olarak çok büyük değişimlerin elde edileceği düşünülmediğinden dolayı basınç sensörleri için ek olarak ortalama değer filtresi kullanılacaktır. Bu filtre sayesinde de gürültü ve küçük hataların engellenmesi sağlanacaktır. MPU9255' den elde edilen ham veriler gerekli matematiksel hesaplara sokularak roketin eksenler ile yaptığı roll, pitch ve yaw açıları bulunacaktır. Bu açılar jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre ile elde edilir. Jiroskoptan ve ivmeölçerden alınan veriler ilk olarak sensörün kendi içerisindeki registerlarında belirlenen adreslerden aktif edilerek dijital alçak geçiren filtreden geçecektir. Jiroskop ve manyetometreden elde edilen ham veriler ortalama değer filtresinden geçirilerek gürültü ve hataların azaltılması sağlanacaktır. İvmeölçerden elde edilen ham veriler daha gürültülü ve yüksek ivmede anlık çok büyük değişimleri olabildiği için ortanca filtre kullanılarak daha stabil bir veri elde edilecektir. Ardından her eksen için, işlenmiş IMU verileri kalman filtresine sokularak jiroskop, ivmeölçer ve manyetometre verileri birleştirilerek sade ve net sonuçlar elde edilecektir. Bu filtre sayesinde de her veri okunduğunda bir sonraki veri okuması tahmin edilerek çok temiz sonuçlar oluşacaktır. Bu filtreler ile istenilen verimin kararlı bir biçimde alınamaması durumları için daha farklı filtre arayışları ve uygulamaları üzerine çalışılmaktadır.

Aviyonik – İletişim

LİNK BÜTÇESİ			
KAYIPLAR		KAZANÇLAR	
SERBEST UZAY KAYBI	-106.8 dBm	MODÜL GÜÇ KAZANCI	+13 dBm
VERİCİ İLETİM KAYBI	-1 dBm	VERİCİ ANTEN KAZANCI	+2.3 dBi
ALICI İLETİM KAYBI	-5 dBm	ALICI ANTEN KAZANCI	+8 dBi
ATMOSFERİK KAYIP	-5 dBm	-	-
POLARİZASYON KAYBI	-5 dBm	-	-
TOPLAM	-122.8 dBm	TOPLAM	+23.3 dBm
LİNK BÜTÇESİ = -122.8 dBm +23.3 dBm = -99.5 dBm			

Link bütçesinde yer alan verici iletim kaybı, alıcı iletim kaybı, atmosferik kayıp ve polarizasyon kaybı ortalama değerler olarak alınmış olup yeteri miktarda esneklik sağlanmıştır. Serbest uzay kaybı; 32.48+20log[f(MHz)]+20log[uzaklık(KM)] formülü ile hesaplanmıştır. Mesafe yapılan analizler sonucu ulaşılması hedeflenen mesafenin yaklaşık olarak iki katı (6KM) olarak seçilmiştir. Yapılan link bütçe analizi sonucu kullanılması planlanan unsurlar yaklaşık olarak %20 esneklik oranı sunmaktadır.

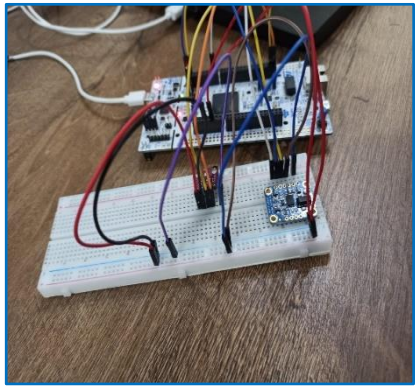
YER İSTASYONU BİLEŞENLERİ	
Unsur	Özellikler
Anten	• Frekans: 865-868MHz • Kazanç: 8 dBi • Yönelim: Çok Yönlü • Yapı Malzemesi: Fiberglas • Empedans: 50 Ohm
Xbee SX-868	• Frekans: 865-868MHz • Çıkış gücü: 13 dBm • Haberleşme Protokolü: UART/SPI • Hassasiyet: -123 dBm

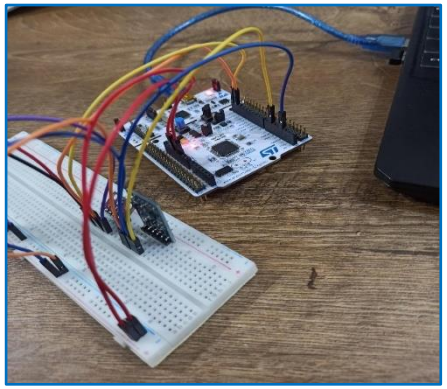
Yer istasyonuna GPS, irtifa, hız, ivme, eğim, basınç ve sıcaklık verileri iletilecektir. Her bir veri 8'er bitlik paketler halinde ve 868 MHz bandında iletilecektir.

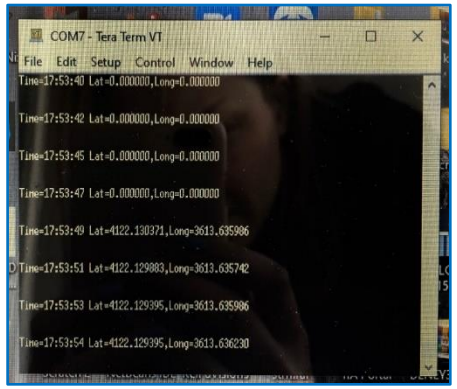
Aviyonik Prototip Testi

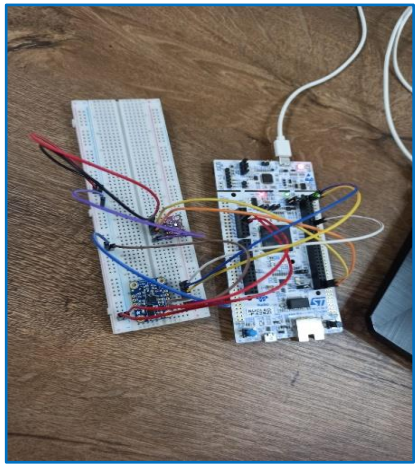
Testin İçeriği	Testin Yapıldığı Konum	Yöntem
Apogee Noktası Algılama Testi	Ondokuz Mayıs Üniversitesi TEKNOMÜ Atölyesi	Sensörün eksenler ile yapmış olduğu roll, pitch ve yaw değerlerini ve hızı 9 eksen IMU sensörden okuyarak apogee noktasına ulaşması test edilecektir.
Değişen Basınca Göre Tetikleme Testi	Ondokuz Mayıs Üniversitesi TEKNOMÜ Atölyesi	Kapalı bir kaptaki hava ortamını değiştirerek kap içerisinde basınç farkı oluşturulacaktır ve belirlenen değerde bir tetikleme gerçekleşecektir.
Haberleşme Testi	Samsun Atakum Sahili	Sahil üzerinde bulunan yürüyüş yolunda maksimum ne kadar uzaklıkta yer istasyonu ile haberleşilebildiği test edilecektir.
Konum Belirleme Testi	Ondokuz Mayıs Üniversitesi Kurupelit Kampüsü	Açık alanda bulunduğumuz konumun tespitinin yapılması test edilecektir.
Titreşim Testi	Ondokuz Mayıs Üniversitesi TEKNOMÜ Atölyesi	Tasarlanan aviyonik sistemlere titreşim uygulanarak sensörlerden alınan verilerinin doğruluğunu teyit edilecektir.
Aviyonik Kart Sıcaklık Testi	Ondokuz Mayıs Üniversitesi TEKNOMÜ Atölyesi	Roketin uçuşu esnasında oluşacak anlık sıcaklık farklarından ve kara barut ateşlemesinden dolayı aviyonik sistemlerin çalışabilirliği farklı ortam sıcaklıklarında test edilecektir.
Telemetri Testi	Ondokuz Mayıs Üniversitesi TEKNOMÜ Atölyesi	Farklı basınç ve yoğunluk ortam şartlarında sensörlerin veri gönderebilmesi ve verilerin bağlantı kalitesi test edilecektir.
Cam Elyaf Gövde İçinde Sinyal Geçirgenlik Testi	Ondokuz Mayıs Üniversitesi TEKNOMÜ Atölyesi	Haberleşme modülleri cam elyaf boruların içine konulup yer istasyonuna veri aktarımı ve aktarılan verilerin gecikmesi test edilecektir.

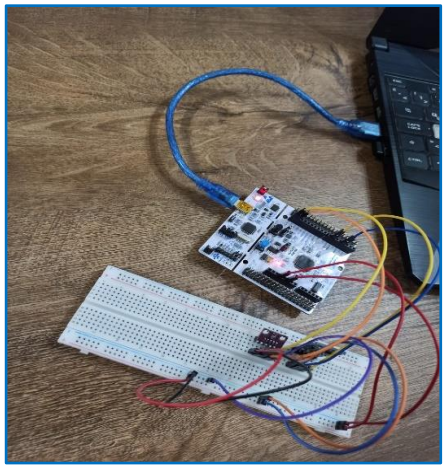
Aviyonik Prototip Testi

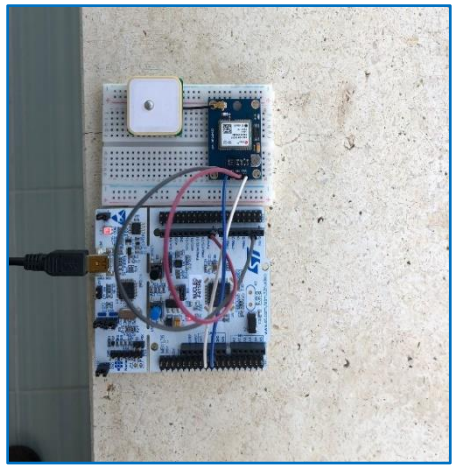












Temin ettiğimiz ST-Nucleo F429ZI, F401RE, BME 680, BNO055, GPS NEO6MV2, XBEE SX-868 ve diğer elemanlar ile breadboard üzerinde temsili devre oluşturularak sensörlerin çalışması kontrol edildi. İrtifa, açı, hız, konum, haberleşme, tetikleme için gerekli veriler elde edildi. Çekilen test videolarında verilerin alındığı ve doğrulukları kanıtlanarak 12 Mayısta teslim edilecektir.

Bütçe

Aviyonik Malzemelerin Bütçesi			
Unsur	Birim Fiyatı	Adet	Toplam Bedel
ST Nucleo F401RE	736,96 TL	1	736,96 TL
ST Nucleo F429ZI	613,91 TL	1	613,91 TL
XBee SX 868 Seti	4000 TL	1	4000 TL
Neo-6MV2 GPS	82,32 TL	3	246,96 TL
BME280	403,57 TL	2	807,14 TL
BME680	338,25 TL	1	338,25 TL
BNO055	684,32 TL	1	722,51 TL
MPU9255	526,40 TL	1	483,21 TL
Deneyap Elektronik Geliştirme Kiti	426 TL	1	426 TL
FT5335M Servo Motor	700,99 TL	1	644,89 TL
SMA Antenler ve Anten Konektörleri	200 TL	4	800 TL
Li-Ion, Li-Po, Safe Bag ve Şarj Üniteleri	-	1	600 TL
Voltaj Regülatörü, Buzzer, SD Kart Modülü ve Diğer Bileşenler	-	1	500 TL

Gövde ve Entegrasyon Elemanları Bütçesi Ondokuz Mayıs Üniversitesi Tarafından Karşılanacaktır.	
Unsur	Toplam Bedel
Paraşüt İpi, Paraşüt Kumaşı, Şok Kordonu	4000
Karbon Fiber ve Fiber Glass Kumaş	-
Talaşlı İmalat Malzemeleri ve Hizmetleri	-
Kalıp Malzemeleri , Epoksi Seti ve Vakum infüzyon Malzemeleri	-
Mil, Cıvata, Somun, Rondela Mapa, Fırdöndü, Karabina	-
Testler için Gerekli Kara Barut	-

Gerekli Toplam Bütçe $= 14305{,}92\ TL$

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
1	3.1.2.	Yarışmaya katılan yarışmacılardan Yarışma Şartnamesi'nde belirtilmiş olan gereksinimleri Karşılayacak bir roket tasarımı yapması, roketi üretmesi ve Yarışma Komitesi tarafından finalist takımlara sağlanacak roket motoru kullanılarak başarılı bir şekilde roketin ateşlenip görevini yerine getirecek şekilde uçurulması beklenmektedir.		-	Tüm tasarımlar istenilenlerin karşılanacağı bir şekilde kurallara uygun olarak hazırlanmıştır.
2	3.1.4.	Yarışmaya Orta İrtifa Kategorisi'nde lise, ön lisans, lisans ve lisansüstü öğrencileri ile mezunlar katılabilir.		2	Takım tamamen lisans öğrencilerinden oluşmaktadır.
3	3.1.8.	Yarışmaya takım halinde katılmak zorunludur.		2	Yarışmaya 10 kişilik takım halinde katılım sağlanacaktır.
4	3.1.9.	Takımlar en az altı (6) en fazla on (10) kişiden oluşmalıdır. Alana en fazla 6 takım üyesi gelebilecektir.		2	Takım 10 kişiden oluşmaktadır.
5	3.1.11.	Bir takımın üyesi başka bir takımda üye olarak yer alamaz.		2	Tüm üyeler yalnızca Epsilon Roket Takımında yer almaktadır.
6	3.1.13.	Her takımın yarışmaya bir (1) danışmanla katılması zorunludur. Takım danışmanı ile ilgili özellikler ilgili maddede açıklanmıştır.		2	Takımda yalnızca bir danışman bulunmaktadır. Danışman ilgili kurallara uygundur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
7	3.1.12.	Bir takım sadece bir kategoriden başvuru yapabilir. İki farklı kategoriden başvuru yaptığı tespit edilen takımlar (ve üyeleri) değerlendirilmeye tabi olmadan yarışmadan elenecektir.		-	Takım yalnızca orta irtifa kategorisinde yarışmak üzere başvuru yapmıştır.
8	3.1.13.	Her takım yarışmaya sadece bir (1) adet roket ile katılabilir.		4	Yalnızca Erdem66 roketi ile yarışmaya katılım sağlanacaktır.
9	3.1.14.	Son başvuru tarihinden sonra yapılan başvurular değerlendirilmeyecektir		-	İlgili tarih aralığında başvuru yapılmıştır.
10	3.1.15.	Yarışmacılar gerekli görülen hesaplamaları, raporları, sunumları ve ilgili diğer dokümantasyonları Yarışma Komitesinin belirlediği standartlara uygun olarak hazırlamakla sorumludurlar.		-	Tüm veriler belirtilen standartlara uygun hazırlanmıştır.
11	3.1.20.	Takımlar; Proje Planı, Proje Bütçesi, Kontrol Listesi, Görevli Personel Listesi (Takım Danışmanı dâhil olacak şekilde) hazırlamakla sorumludurlar.		-	İstenilenler belirtilen kurallar dahilinde hazırlanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
12	3.1.21.	Takımlar, uluslararası öğrenci ve katılımcıları ÖTR aşamasında belirtilmekle sorumludurlar.		2	Takım içerisinde yer alan 1 uluslararası öğrenci takım yapısına ek olarak belirtilmiştir.
13	3.1.22.	Takımlar, yarışmada görev alacak takım üyeleri ve takım danışmanını tüm raporlarında (ÖTR, KTR, AHR ve ASDR) listelemekle sorumludurlar.		2	Listelenmiştir.
14	3.1.25.	Takım içerisinde takım kaptanı bulunmalıdır.		2	Takım kaptanı bulunmaktadır.
15	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.		2	İletişim Sorumlusu belirlenmiştir.
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.		5,22	Kurtarma sistemleri ve kurtarma planlaması istenilenlerin karşılanabileceği şekilde oluşturulmuştur. Kurtarma için paraşütler kullanılacaktır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
17	3.2.1.2.	Farklı kategoriler için operasyon konseptleri ayrı ayrı belirlenmiş olup roket bileşenleri Orta-Yüksek 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.		5	Roket bileşenleri belirtildiği gibi iki paraşütle, görev yükü ise roket bileşenlerinden farklı bir paraşüt ile kurtarılmak üzere tasarımlar ve planlamalar yapılmıştır.
18	3.2.1.3.	Orta İrtifa ve Yüksek İrtifa Kategorisindeki roketler Şekil 1'de örnek olarak belirtilen operasyon konseptini icra etmekle yükümlüdürler.		5	Belirtilen operasyon konseptine uyumlu şekilde tasarımlar tamamlanmıştır.
19	3.2.1.4.	Roketler tepe noktasında (apogee noktasında) Görev Yükünü ayırmakla ve birincil paraşütünü (Şekil-1'deki sarı renkli sürüklenme paraşütü) açmakla yükümlüdürler.		5	Aviyonik sistem ve birincil kurtarma mekanizması bu bağlamda çalışmak üzere hazırlanmıştır.
20	3.2.1.5	İkincil (Ana paraşüt) paraşüt en erken yere 600 m ve en geç 400 m kala açılacaktır.		5	Aviyonik sistem ve ikincil kurtarma mekanizması bu bağlamda çalışmak üzere hazırlanmıştır.
21	3.2.1.6	Roket, tepe noktasına ulaşmadan önce herhangi bir ayrılma gerçekleştiremez (Görev Yükünün bırakılması, paraşütün açılması vb.).		5	Yapılan uçuş planlaması tepe noktasına kadar ayrılma gerçekleşmemesi yönündedir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
22	3.2.1.10	TEKNOFEST Roket Yarışmasında takımların kullanacağı motorlar Yarışma Komitesi tarafından temin ve tedarik edilecek olup takımlar ayırıca motor tedariki yapmayacaktır.		3	Tasarımlar TEKNOFEST Roket Yarışması tarafından sağlanacak motorlara göre hazırlanmıştır. Ekstra motor tedariki yapılmamıştır.
23	3.2.1.14	Takımların motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapması kesinlikle yasaktır (Lise, Orta ve Yüksek İrtifa ile Zorlu Görev kategorilerinde motordan çıkacak olan ısı, gaz vb. gibi etkenler roket tasarımını etkileyen faktörler değildir.)		-	Motor ve motora dair herhangi bir alt bileşen için tasarım ya da üretim yapılmamıştır.
24	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.		3,4	Tasarımlar TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından sağlanacak motor için yapılmıştır.
25	3.2.1.19	Kurtarma işlemini yapan takımların, roketin kurtarılan bileşenleriyle birlikte altimetreyi de değerlendirmek üzere hakem heyetine teslim etmesi ve herhangi bir ek müdahaleye gerek kalmadan altimetreden irtifa verisinin okunabilmesi gerekmektedir.		-	Yarışma zamanı hakem altimetresinin hakem heyetine teslim edilmesi gerçekleştirilecektir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
26	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.		5,25,26	Kurtarma planlaması belirtilen şartlara uygun hazırlanmış olup hem görev yükü hem de söz konusu parçaların konumunu belirleyen bir sistem konulacak şekilde çalışmalar yapılmıştır.
27	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.		3,4	Belirtilen simülasyon eklenerek analizler yapılmıştır.
28	3.2.1.22	Roketler yerden 85°'lik yükseliş açısı ve yarışma hakemleri tarafından hakim rüzgar yönüne göre tanımlanacak atış istikamet açısı ile fırlatılacaktır. Fırlatma rampası 6 m uzunluğunda bir raya sahip olacaktır. (Ek-2'de fırlatma rampası ile ilgili teknik resim paylaşılmıştır.)		-	Tasarımlar belirtilen şartlara uygun olacak şekilde hazırlanmıştır.
29	3.2.2.1	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmalıdır.		22	Kurtarma sistemi olarak paraşüt kullanılmıştır.
30	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.		5	Yapılan analiz sonuçlarına göre ikincil paraşüt ile taşınan yükler 7.28 m/s hıza ulaşmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
31	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.		-	Analiz istenilen şartlara uygun olarak hazırlanmıştır.
32	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		5	Birincil paraşüt ile birlikte roket 22.57 m/s hıza düşürülmektedir.
33	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.		5	Görev yükü belirtildiği gibi indirilecektir.
34	3.2.2.7	Paraşüt ayırma işleminde güvenlik sebebiyle ticarî olmayan basınçlı kapların (basınçlı tank, tüp vb.) kullanılmasına kesinlikle müsaade edilmeyecektir.		19,20	Paraşüt ayırma işleminde ticari olmayan basınçlı kaplar kullanılmamıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
35	3.2.2.8	Takımların sıcak gaz üreteç sistemlerinde kendi piroteknik malzemelerini kullanmalarına izin verilmeyecektir. Söz konusu tipte sistem kullanacak takımlara Yarışma Komitesi tarafından piroteknik kapsüller verilecektir. Bu kapsüller kullanıma hazır bir şekilde yarışma alanında ekiplere teslim edilecektir.		-	Yapılan planlamaya göre Sıcak Gaz Üreteci kullanımında kendi piroteknik malzemelerimiz kullanılmayacaktır.
36	3.2.2.9	Sahaya piroteknik malzeme getiren takımlar elenecektir		-	Yapılan planlamaya göre sahaya piroteknik malzeme götürülmeyecektir.
37	3.2.2.12	Sistem üzerinde bulunan haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla anlık konum verisini kesintisiz paylaşacaktır.		40	Haberleşme bilgisayarları yer istasyonuyla kesintisiz iletişim kurabilecek şekilde tasarlanmıştır.
38	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).		22	Belirtildiği gibi birbirinden farklı renkte ve çıplak gözle uzaktan rahat seçilebilir renklerde paraşütler belirlenmiştir.
39	3.2.2.14	Takımlar, kurtarma işlemlerinde Görev Yükü ve roketin tüm bileşenlerini azami bir saat içerisinde bulmakla yükümlüdür.		-	Kurtarma planlaması belirtilen şartları sağlayacak biçimde yapılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
40	3.2.3.1	Görev Yükünün kütlesi asgari dört (4) kg olmalıdır		24	Görev yükü 4.1 kg olacak şekilde tasarlanmıştır.
41	3.2.3.2	Entegrasyon alanında Görev Yükü kütle ölçümü hakem heyeti tarafından yapılacak olup, ölçümün rahat bir şekilde yapılabilmesi için Görev Yükünün roketten kolay bir şekilde ayrılması sağlanacak şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		4	Görev yükü belirtildiği üzere kısa zamana kolaylıkla ayrılabilecek şekilde tasarlanmıştır.
42	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.		25	Belirtilen şartlara uygun şekilde tasarımlar ve malzeme teminleri hazırlanmıştır.
43	3.2.4.1	Lise, Orta İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak roketlerin ses altı hızlarda (1 Mach'dan düşük hız) uçmaları gerekmektedir.		4	Analizler sonucunda Erdem66 Roketi 0.80 mach hızında uçmaktadır.
44	3.2.4.3	Roketin tüm parçalarının azamî dış çapları aynı değerde olmalıdır (Kademelerin farklı çaplara sahip olması ve kademeler arasında çap değişimine izin verilmemektedir. Rampa yerleşim kısıtları dahilinde Boat-Tail kullanımına izin verilmektedir.)		4	Rokette kademe olmaksızın azami dış çaplar (13 cm) aynı değerdedir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
45	3.2.4.4	Uçuş kontrol yüzeyleri sabit olmalıdır. Hareketli kontrol yüzeylerine ve aktif kontrol yapılmasına izin verilmemektedir.		-	Uçuş kontrol yüzeyleri sabittir.
46	3.2.4.5	Tüm kategorilerdeki roketlerin 0.3 Mach'taki stabilite değeri 1.5 ile 2.5 arasında olmalıdır.		4	Roketin 0.3 mach'taki stabilite değeri 2.01' dir.
47	3.2.4.6	Open Rocket ana tasarım sayfasında 0.3 Mach için stabilite değeri hesaplanmakta olup takımlar bu değeri dikkate almalıdırlar		4	Dikkate alınmıştır.
48	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	Roketin rampadan asgari çıkış hızı 32.6 $^{m}/_{s}$ 'dir.
49	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.		-	Belirtilen yerlerde basınç dengesini sağlamak için delikler açılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
50	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.		-	Çalışmalar şartlara uygun olacak şekilde ilerlemektedir.
51	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		7	Parçalar kurallara uygun olarak hazırlanmakta ve temin edilmektedir.
52	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.		4	Tasarımlar belirtilen kurallar doğrultusunda hazırlanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
53	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.		15	Kaydırma ayakları kurallara uygun konumlandırılacak şekilde tasarlanmıştır.
54	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.		-	Roket kesit alanında zaruri olmayan parçalar bulunmamaktadır.
55	3.2.5.10	Uçuş bilgisayarı ve görev yükündeki tüm anahtarlar roketin nozülünden azami 2500 mm mesafede olmalıdır (Şekil 6).		4	Belirtilen şartlara uygun tasarlanmıştır.
56	3.2.5.11	Roket motoru, bütün gövde bağlantıları tamamlandıktan sonra gerektiğinde demonte edilebilir bir şekilde montajlanmalıdır.		17	Belirtilen kurala uygun şekilde tasarım yapılmıştır.
57	3.2.6.1	Rokette bulunan ayrılma ve kurtarma sistemleri uçuş kontrol bilgisayarı tarafından yönetilir.		19,20	Kurtarma planlaması bu kurala uygun hazırlanmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
58	3.2.6.2	Roketlerin uçuş boyunca telemetri verilerinin yer istasyonuna aktarılmasını sağlayan haberleşme bilgisayarı bağımsız olabileceği gibi Uçuş Kontrol Bilgisayarına da entegre görev yapabilir.		30	Telemetri verilerinin aktarımını sağlaması için Xbee S3B Pro modülü uçuş kontrol bilgisayarına entegre olarak çalışacaktır.
59	3.2.6.6	Ticari uçuş kontrol bilgisayarında konum belirleme ve haberleşme sistemi bulunmuyorsa takımların ayrıca haberleşme bilgisayarı geliştirmesi zorunludur.		30,36	Uçuş kontrol sistemlerimiz tamamen özgün sistemler olacağı için kendi içinde haberleşme algoritması geliştirilmiş ve gerekli modül eklemesi yapılmıştır.
60	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.		30,36	Her iki uçuş kontrol bilgisayarımız da özgün olup her ikisinde de ayrı ayrı haberleşme özellikleri geliştirilmiştir.
61	3.2.6.9	Sistemde kullanılan uçuş kontrol bilgisayarlarının arasında herhangi bir elektriksel veya kablosuz bağlantı olamaz.		30,36	Sistemde kullandığımız uçuş kontrol bilgisayarları arasında herhangi bir elektriksel ve kablosuz bağlantı mevcut değildir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
62	3.2.6.10	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları birbirinden tamamen bağımsız olmalıdır. Her bilgisayarın kendisine ait işlemcisi, sensörleri, güç kaynağı, kablolaması olmalıdır.		30,36	Kullandığımız uçuş kontrol bilgisayarlarının her biri birbirinden tamamen ayrı olarak konumlandırılacak ve birbirinde bağımsız eş zamanlı olarak çalışacaktır.
63	3.2.6.11	Kullanılan uçuş kontrol bilgisayarları, ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmalıdır.		30,36	Uçuş kontrol bilgisayarlarımız ayrılma sistemi eyleyicisine birbirinden bağımsız hatlar ile bağlanmıştır.
64	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.		30,36	Her iki uçuş kontrol bilgisayarımız birbirinden farklı olup her ikisi de tek başına roketin kurtarma ve haberleşme işlevini yerine getirebilecek kapasitededir.
65	3.2.6.13	Uçuş kontrol bilgisayarlarında en az iki (2) adet sensör bulunmalıdır ve uçuş kontrol algoritmasında bu sensörlerden gelen veriler kullanılmalıdır.		32,33, 38,39	Uçuş kontrol bilgisayarlarımızda en az iki sensör yer almaktadır ve uçuş kontrol algoritmasında bu veriler kullanılacaktır.
66	3.2.6.14	Bütün uçuş kontrol bilgisayarında en az bir (1) adet basınç sensörü olmak zorundadır.		28,29, 34,35	Her iki uçuş kontrol bilgisayarımızda da birer adet basınç sensörü yer almaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
67	3.2.6.15	Uçuş kontrol bilgisayarında iki (2) adet basınç sensörü kullanılması durumunda kullanılan sensörlerin birbirinden farklı olması gerekmektedir (Farklı uçuş kontrol bilgisayarlarında kullanılan sensörler birbirleri ile aynı olabilir).		28,29, 34,35	Uçuş kontrol bilgisayarlarımızda birer adet basınç sensörü kullanılacaktır.
68	3.2.6.16	Uçuş kontrol algoritmasında GPS'den gelen veriler ile ayrılma sistemi tetiklenmemelidir.		32,33, 38,39	Uçuş kontrol algoritmasında GPS verileri tetikleyici parametre olarak kullanılmayacaktır.
69	3.2.6.17	Ayrılma sistemlerine bağlı eyleyiciler yedekli olmak zorunda değildir (yaylı bir sistemde yay, DC motorlu bir sistemde DC motor ya da ateşleme teli).		-	Ayrılma sistemlerinde herhangi bir sistemin yedeği mevcut değildir. Aviyonik sistemlerin herhangi biri mekanizmayı tetiklemesi yeterlidir.
70	3.2.6.18	Eğer eyleyici tek ise, ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilmelidir. Bu eyleyici sistemler kontrolsüz bir şekilde çalışmamalıdır (Örneğin sistemin açılışı ve kurulumu) ve istemsiz olarak kurtarma sisteminin aktive edilmediğinden emin olunmalıdır.		32,33, 38,39	Eyleyicilerimiz ana ve yedek uçuş bilgisayarı tarafından kontrol edilecektir.
71	3.2.6.19	Kurtarma sistemleri istemsiz olarak aktif konuma gelmemelidir.		32,33, 38,39	Kurtarma sistemi oluşturulan algoritma sağlandığı durumda eyleyiciler tetiklenecek ve aktif hale gelecektir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
72	3.2.6.20	Bütün takımların, roketlerinden ve faydalı yüklerinden anlık olarak veri alan bir yer istasyonuna sahip olması gerekmektedir.		40	Anlık olarak seçilen veriler yer istasyonuna iletilecektir.
73	3.2.6.21.1	Roketlerin kurtarılmasına çıkılması için rokete ait konum verilerinin yarışmacı yer istasyonuna anlık olarak iletilmiş olması gerekmektedir.		40	Roketimize ait GPS verileri anlık olarak saptanacak olup yer istasyonumuza aktarılacaktır.
74	3.2.6.21.2	Atış günü roket aviyonikleri aktifleştirildikten sonra ekiplerin yer istasyonları ile iletişim kurmak için azami iki (2) dakika süresi olacaktır. Bu sürenin sonunda sistemlerin açılıp kapatılmasına izin verilmeyecektir. İki (2) dakika sürenin sonunda sağlıklı bir haberleşme sağlayamayan ekiplerin kararı vermeleri halinde roketlerini rampadan indirip yarışmadan çekilebileceklerdir .		-	Aviyonik bilgisayarlar için gerekli ürünler temin edilip tüm sistem hazırlandığında, yapılacak testler doğrultusunda aviyonik aktifleştirildikten sonra roket ile yer istasyonu arasında kurallarda belirtilen sürede sağlıklı bir haberleşme sağlanması planlanmaktadır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
75	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.		-	Alıcı ve verici antenler çıkılacak yüksekliğe bakılarak ve uçuş yörüngesi dikkate alınarak en az üç kat fazla menzilli olacak şekilde seçilmiştir.
76	3.2.6.23	RF modülünün gücü değerlendirilerek link bant genişliği bütçesinin yapılması ve ilgili tasarım raporlarında sunulması gerekmektedir.		43	Link bütçesi hesaplanarak RF modülleri seçilmiştir.
77	3.2.6.24	Roket üzerindeki aviyonik alt sistemler ve sensörler uçuş esnasında maruz kalacakları titreşim, basınç ve şok gibi etkiler altında görevlerini rahatlıkla yerine getirmelidir. Bu kapsamda gerekli koruyucu önlemler alınmalı, tasarım doğrulama aşamasında ilgili testler gerçekleştirilmeli ve sonuçları ilgili tasarım raporlarında sunulmalıdır.		-	Aviyonik kapsül tasarımı yapılırken gerekli titreşim vb. etkenler göz önünde bulundurulmuştur. Ayrıca sensörlerden gelen veriler filtreleme işleminden geçirilecektir. Test ve iyileştirme çalışmaları gelecek aşamalarda raporlarda belirtilecektir.
78	3.2.6.25	Roketin üzerinde bulunan uçuş bilgisayarları roket rampada iken anahtarlar açılarak kontrol edilmelidir.		-	Tasarımda tüm uçuş bilgisayarları için birbirinden bağımsız şekilde güç butonları dışarıdan aktif hale getirilebilecek şekilde yerleştirilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
79	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.		-	Gerekli çalışma tasarım aşamasında yapılmış olup uçuş bilgisayarları güç butonu roket üst katmanında dışarıdan rahatlıkla ulaşılabilir konumda olacaktır.
80	3.2.6.27	Uçuş bilgisayarı açıldığında rokete bağlı herhangi bir sistem aktif hale gelirse takım diskalifiye edilecektir.		-	Uçuş bilgisayarı açıldığında rokete bağlı herhangi bir sistem aktif hale gelmeyecek olup algoritma doğrultusunda aktifleşme gerçekleşecektir.
81	3.2.6.28	Görev Yükü içerisindeki elektronik devrelere de roket gövdesi üzerinde yer alacak uygun anahtarlarla güç verilebilecek şekilde tasarım ve üretim yapılmalıdır.		-	Tasarım aşaması tüm elektronik sistemler için dışarıdan rahatlıkla güç verilebilecek şekilde tasarlanmıştır.
82	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, regülatörler de dahil olmak üzere) bağlantısı olmayacaktır.		-	Gerekli mekanik anahtar tek bir adet olmak üzere her bir Aviyonik bilgisayar için bağımsız şekilde konumlandırılmış olup, Anahtar kapanması durumunda güç bağlantısı da kesilecektir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
83	3.2.6.30	Sistemde Li-Po vb. pil kullanacak takımların “Li-Po Safe Bag” kullanmaları gerekmektedir.		25	Gerekli Li-Po pil kullanım alanlarında Li-Po safe bag kullanımı yapılacaktır.
84	3.2.6.31	Kullanılacak pilin güvenliğinden takım sorumludur.		-	Kullanılacak tüm güç kaynakları için kurallara uygun güvenlik prosedürleri uygulanacaktır.
85	3.2.6.32	Kullanılacak piller roketin ihtiyacını karşılayabilecek kapasitede ve yeterince dolu olmalıdır.		-	Kullanılacak piller kullanım süresinin en az üç katı kullanım süresi sunacak şekilde ayarlanmıştır.
86	3.2.6.33	Uçuş algoritmalarında ayrılma sekanslarını tetikleyecek asgari iki kriter belirlenmelidir.		32,33, 38,39	Uçuş algoritmalarında her bir bilgisayar için en az iki tetikleme verisi mevcuttur.
87	3.2.6.34	Karar verme parametrelerinde sensörlerden okunan veriler esas olmalıdır.		32,33, 38,39	Karar verme parametreleri tamamıyla sensörden alınan veriler doğrultusunda olacaktır.
88	3.2.6.35	Sensörlerden okunan veriler doğrudan kullanılmamalı ve herhangi bir hatalı okuma ya da sensör hatası durumu göz önünde bulundurulmalıdır. Bu gibi durumlar için alınacak önlemler (filtreleme vs.) ilgili tasarım raporlarında detaylı anlatılmalıdır.		32,33, 38,39	Filtreleme ile ilgili temel olarak ilgili başlıklar altında verilmiş olup detaylı açıklamalar ve testler ilerleyen raporlarda sunulacaktır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
89	3.2.6.36	Özgün uçuş bilgisayarları ve tüm uçuş algoritmaları takım üyelerinin kendi özgün tasarımları olmalıdır. Takım üyeleri özgün sistemler ile ilgili detayları açıklayabilmeli ve özellikle uçuş algoritmalarını değiştirebilecek yetkinlikte olmalıdır. Tasarımlarının özgün olmadığı tespit edilen takımlar diskalifiye edilecektir.		-	Uçuş bilgisayarları özgün olup, algoritmalarda sorunla karşılaşılması durumunda değişim yapmak veya iyileştirme çalışması yapmak için takım ekip üyeleri yeterli kabiliyete sahiptir.
90	3.2.7.1.	Tasarım ve üretim aşamalarında kullanılacak malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zarar vermemelidir.		-	Kullanılan malzeme, donanım ve süreçler insan sağlığına ve çevreye zararlı değildir.
91	3.2.7.2	Tasarım, insan hatasını en aza indirecek sadelikte ve gürbüzlükte (gürültü etkilerine ve belirsizliklere karşı dayanıklı) olmalıdır.		-	Tasarımlar optimum güvenlikte, sadelikte ve dayanıklılıktadır.
92	3.2.7.3	Tasarım, üretim ve test süreçleri için planlamalar ve risk azaltma çalışmaları yapılmalı ve ilgili tasarım raporlarında bu çalışmaların yapıldığı sunulmalıdır.		-	Belirtilen çalışmalar yapılmış ve istenen veriler ilgili başlıklar altında verilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
93	4.1.1.	Yarışmacı takımların hazırladıkları raporlarda başka takımların güncel veya geçmiş rapor içeriklerinden kopya çekmek, ortak çalışma/test/analiz yapmak yasaktır. Tespit edildiği takdirde (yarışma tamamlanmış olsa bile) söz konusu takımlar diskalifiye edilecektir. Bu durum, takımlar birbirlerinin raporlarına ve çalışmalarına referans vererek paylaşım yapsalar dahi yasaktır. atış yapılmış olsa dahi bu durum fark edildiğinde (şartnamede yarım bırakılmıştır.)		-	Çalışmalar tamamen özgün olup herhangi bir geçmiş rapora ihtiyaç duyulmamıştır.
94	4.1.2	Takımların rapor içeriklerinde kendi üretmedikleri tablolar, görseller, denklemler ve benzeri içeriklerin kullanımında ilgili içeriğin alındığı belgeye referans vererek kullanması beklenmektedir. Bu duruma aykırı bir içerik tespit edildiğinde takım kopya çekmiş sayılacak ve yarışmadan diskalifiye edilecektir.		-	Kendi üretmediğimiz bilgilere referans verilmiştir.
95	4.1.3	Takımların, referans verecekleri içeriklerde APA (American Psychological Association) referans tipini kullanmaları gerekmektedir. (İsmi verilen referans tipi ile alakalı ihtiyaç duyulan bilgilere “American Psychological Association. (2020). Publication manual of the American Psychological Association (7th ed.).” belgesinden ulaşılabilir.)		-	Gereken şekilde referans bilgisi verilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
96	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		40….64	Rapor içerisinde ilgili başlık altında hazırlanarak teslim edilmiştir.
97	4.1.5.	Tablo 2 ve Tablo 3'te raporların diskalifiye kriterlerine örnekler (geçmiş yıllarda uygulanan21/31 kriterler) sunulmuş olup güncel diskalifiye kriterleri yarışma boyunca güncellenmektedir (En doğru diskalifiye kriterleri ilgili tasarım raporlarının güncel rapor şablonunda yer alacaktır.)		-	Belirtilen diskalifiye kriterlerine karşın raporda herhangi bir diskalifiye etkeni bulunmamaktadır.
98	4.2.1.	Takımlar, Ön Tasarım Raporunda (ÖTR) temel olarak yaptıkları tasarımların teknik gereksinimleri tamamıyla (eksiksiz) karşıladığını ortaya koymak ve ispatlamakla yükümlüdürler.		-	İspatlanmıştır.
99	4.2.2.	Teknik gereksinimlerin karşılandığının kanıtlanması için Gereksinimleri Karşılama Matrisi(İng. Compliance Matrix) oluşturulacak ve ilgili tasarım raporlarının EK'inde ayrıca sunulacaktır.		-	Kontrol listesi oluşturulup Ek olarak sunulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
100	4.2.3.	Sistem ve alt sistem seviyesinde, kıyaslamaya/karşılaştırmaya tabi tasarım kriterleri, malzeme ve üretim için en iyileme (optimizasyon) seçimleri yapılmak suretiyle amaç fonksiyonuna ulaşılmasına (hedef irtifaya ulaşmak) yönelik olarak tüm gereksinimlerin optimizasyonu yapılmalı ve getiri-götürü analizleri paylaşılmalıdır.		10,12,14,18,21,27,28,29,34,35,40	Tüm malzeme seçimleri, üretim ve tasarım kriterleri optimum verim alınabilecek seviyede düşünülmüş ve hazırlanmıştır.
101	4.2.4.	Takımlar, kullanmayı planladıkları sistemler için de getiri-götürü analizi yapmak (İng. trade off), karara esas kriterleri (vazgeçilmez ve opsiyonel kriterler) listelemek ve yapılan seçimleri nedenleriyle birlikte ÖTR'de sunmaktan sorumludurlar.		10,12,14,18,21,27,28,29,34,35,40	Belirtilen şekilde getiri-götürü analizleri yapılmıştır.
102	4.2.5.	Tasarımın mimarî bileşenleri, arayüzler de dahil olmak üzere tanımlanacaktır.		-	Tanımlanmıştır.
103	4.2.6	Hata Modları ve Etkileri Analizi ile sonuçları da ÖTR'de sunulacaktır (Takımların Hata Modları ve Etkileri Analizi çalışmalarını yapabilmeleri için şablon dokümanlar Yarışma Komitesi tarafından TEKNOFEST'in internet sitesi üzerinden paylaşılacaktır.		67	Hata Modları ve Etkileri Analizi ÖTR'de sunulmuştur.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
104	4.2.7.	ÖTR' de takımların üretmeyi planladıkları roketin genel hatlarıyla CAD tasarımını tamamlamış olmaları ve sistemlerini bu tasarım üzerinden detaylı bir şekilde anlatmaları gerekmektedir.		9,11,13,16,17,19,20,22,24,25,26	Cad tasarımı tamamen tamamlanmış ve görseller ile desteklenerek detaylı bir şekilde anlatılmıştır.
105	4.2.8.	Malzeme seçim kriterlerinin ve söz konusu seçimlerin sistemle uyumluluğunun raporda yer alması beklenmektedir.		10,12,14,18, 21,27,28,29, 34,35,40	Malzeme seçim kriterlerinden ve uyumluluklarından Trade Off tablolarında detaylı bahsedilmiştir.
106	4.2.9.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak ön analizler (basınç, sıcaklık vb. etkileri) ÖTR'de sunulmalıdır.		19	Sıcak gaz üreteci olarak kullanılacak olan kara barut detaylı bir şekilde bahsedilmiştir ve ön analizler sunulmuştur.
107	4.2.10.	Takımlar yarışma takviminde belirtilen tarihten önce ÖTR'yi teslim etmekle yükümlüdürler		-	Belirtilen tarihten önce ÖTR sisteme yüklenmiştir.
108	4.2.11.	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir		-	".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları rapor ile birlikte sisteme yüklenmiştir.
109	4.2.13.	Takımların ÖTR'de istenilen tüm bilgileri eksiksiz ve ilgili bölümlerde sunmaları gerekmektedir. Raporun ilgili bölümünde yer almayan bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.		-	Tüm detaylar ilgili başlıklar altında verilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
110	4.2.14.	Raporda istenmeyen bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.		-	Rapor yalnızca istenen bilgilerden oluşmaktadır.
111	4.2.15.	ÖTR'de sunulmak üzere TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından istenilen bilgiler, analiz ve değerlendirmeler Türkçe dilbilgisi kurallarına uygun, rahat anlaşılır ve takip edilebilir şekilde raporda sunulmalıdır. Bu şartı yerine getiremeyen takımlar için raporun ilgili bölümünde gerektiğinde %20 (yüzde yirmi) nispetinde azamî puan eksiltmesi uygulanacaktır.		-	Yazım ve dil bilgisi kurallarına uygun olarak çalışmalar hazırlanmıştır.
112	4.2.16.	Ön Tasarım evresine ilişkin olarak takımlar (ÖTR dikkate alınarak) ön elemeye tabi olacaktır. Ön Tasarımı başarıyla tamamlayan takımlar Kritik Tasarım evresine geçeceklerdir.		-	Ön tasarım evresinin başarıyla tamamlanması sonucunda Kritik Tasarım evresine geçilmiştir.
113	4.2.18.	ÖTR' de her kategoriden takımların diskalifiye olma sebepleri Tablo 2'de belirtilmiştir.		-	Belirtilen tablo göz önüne alınarak çalışmalar hazırlanmıştır ve ÖTR aşamasında teslim edilmiştir.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
114	4.2.19.	Kategorilere özel ÖTR' de diskalifiye olma sebepleri Tablo 3'te belirtilmiştir		-	Belirtilen tablo göz önüne alınarak çalışmalar hazırlanmıştır ve ÖTR aşamasında teslim edilmiştir.
115	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.		44,45 67,68	Gerekli analizler ile testler yapılıp raporda paylaşılmıştır ve prototip videoları çekilip linkleri paylaşılacaktır.
116	4.3.2.	Takımların tasarladıkları roketin şartnamede verilen araç gereksinimleri ile görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar eksiksiz olarak Yarışma Komitesine sunulacaktır.		-	Görev başarım kriterlerini eksiksiz sağlayacağına yönelik tüm kanıtlar raporda sunulmuştur.
117	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).		-	KTR aşamasında gerekli güncellemeler yapılmıştır. Oluşabilecek hata türleri ve etkilerine karşı önlemler alınmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
119	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.		-	KTR raporunun tamamında CAD görselleri paylaşılmıştır. Her başlığın altında ilgili çizimler, teknik resimler ve patlatılmış görünümlü görseller ile tasarımlar anlatılmıştır.
120	4.3.6.	Sistem entegrasyon şeması kullanılarak açıklanmalıdır (Yani, “Zorlu Görev kategorisi için kademeler birbirlerine nasıl bağlanır” “Burun gövdeye nasıl bağlanır”, “Paraşüt gövdeye nasıl bağlanır”, “Motor yeniden çıkartılabilecek şekilde gövde içerisine nasıl sabitlenir” vb. gibi sorulara yanıt niteliğinde, tüm sistemlerin montajının detayları CAD programından alınmış görseller ile desteklenerek sunumda anlatılmalıdır).		-	Motor montaj stratejisi, roket montaj stratejisi, bağlantı elemanı montajı gibi tüm sistemler raporda yer almaktadır.
121	4.3.7.	Gövde, burun, elektronik kart vb. gibi tüm sistemlerin nerede, nasıl ve hangi malzemeler ile üretileceğinin bilgisi detaylı olarak verilmelidir.		-	İlgili her başlık altında gövde, burun, kanatçık, gövde içi bağlantı elemanları, elektronik bakı kartlarının tamamının üretim metotları ve malzeme bilgileri paylaşılmıştır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
122	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).		44	Test planları ilgili sayfada belirtilmiş ve üretim aşamalarındaki durumdan bahsedilmiştir.
123	4.3.9.	Tasarımın üretilebilir olduğunun kanıtlanması ve analiz/test sonuçlarının TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesine sunulması gerekmektedir.		45,46,47, 48,49,50, 51	Gerekli testler ve analizler KTR'de paylaşılmıştır.
124	4.3.10.	KTR' de belirtilen her kriter ve tasarım detayının yarışmada kullanılacak sistem/alt sistem/bileşen için kullanılacağı değerlendirilecek ve Yarışma Komitesi bu doğrultuda geri bildirimlerde bulunacaktır.		-	-
125	4.3.11.	TEKNOFEST Yarışma Komitesi tarafından takımlara sağlanacak sıcak gaz üretecine esas olacak nihaî analizler (basınç, sıcaklık vb. beklentileri) KTR' de sunulmalıdır.		31, 32, 36	Kurtarma sistemi başlığı altında Teknofest tarafından bizlere sağlanacak uygun sıcak gaz üreticilerine göre sistem tasarlanmış ve gerekli hesaplamalar yapılmıştır.
126	4.3.12.	Raporu destekleyici ".ork" uzantılı Open Rocket dosyaları da rapor ile birlikte teslim edilmelidir.		-	Rapor ile birlikte Open Rocket dosyası paylaşılacaktır.

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
127	4.3.13.	Takımların KTR' de istenilen tüm bilgileri ilgili bölümlerde sunmaları beklenmektedir. Raporun yanlış yerlerine eklenmiş bilgiler değerlendirmeye alınmayacaktır.		-	Raporda verilmiş olan bilgiler kendilerine ait ilgili alanlarda verilmiştir.
128	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.		-	Gerekli kurallar çerçevesinde rapor hazırlanmıştır.
129	4.3.16.	Takımların sunacağı KTR' nin TEKNOFEST Roket Yarışması Komitesi tarafından etkin ve verimli değerlendirilmesi için "Giriş Kriterleri" (Entry Criterias) bulunmaktadır. Takımların KTR'de sunmaları beklenen çıktıların Giriş Kriterlerine uyması beklenmektedir. Aksi halde KTR hiçbir şekilde değerlendirmeye alınmayacaktır. Eğer "Giriş Kriterleri" sağlanmışsa, KTR için "Çıkış Kriterleri" (Exit Criterias) dikkate alınarak hakemler tarafından değerlendirme yapılacaktır. Giriş ve Çıkış Kriterleri tasarım raporları şablonları ile birlikte duyurulacaktır.		-	-

Kontrol Listesi

No	Gereksinim Madde No.	Gereksinim	Karşılama Durumu	KTR Slayt No	Açıklama
130	4.3.17.	Sistem üzerinde bulunan ve bataryalar tarafından beslenen tüm elektronik bileşenler anahtarlama devre şematiklerini içerecek şekilde KTR' de belirtilecektir.		56, 57, 62, 63	devre şematiklerini içeren bilgiler ve görseller KTR' de belirtilmiştir.
131	4.3.19.	KTR' de takımların diskalifiye olma sebepleri Tablo 4'te belirtilmiştir.		-	Tabloda belirtilen maddeler dikkate alınarak çalışmalar hazırlanmıştır.
132	4.6.1.	Orta irtifa, Yüksek İrtifa ve Zorlu Görev kategorilerinde yarışacak yarışmacılardan Uçuş Benzetim Raporu istenmektedir. Lise kategorisindeki ekipler Uçuş Benzetim Raporu hazırlamayacaktır.		-	Uçuş benzetim raporu teslim edilmiştir.
133	4.6.2.	Uçuş Benzetim Raporları ÖTR ve KTR raporlarından ayrı olarak, bu raporlarla eş zamanlı "iki" (2) defa gönderilecektir.		-	Belirtildiği gibi yüklenmiştir.

HTEA*
Hata Türleri ve Etkileri Analizi

Hata Türleri ve Etkileri Analizi “HTEA OMÜ Epsilon Roket Takımı” adında Excel formatında paylaşılmıştır.

* (İngilizcesi) FMEA: Failure Modes & Effects Analysis