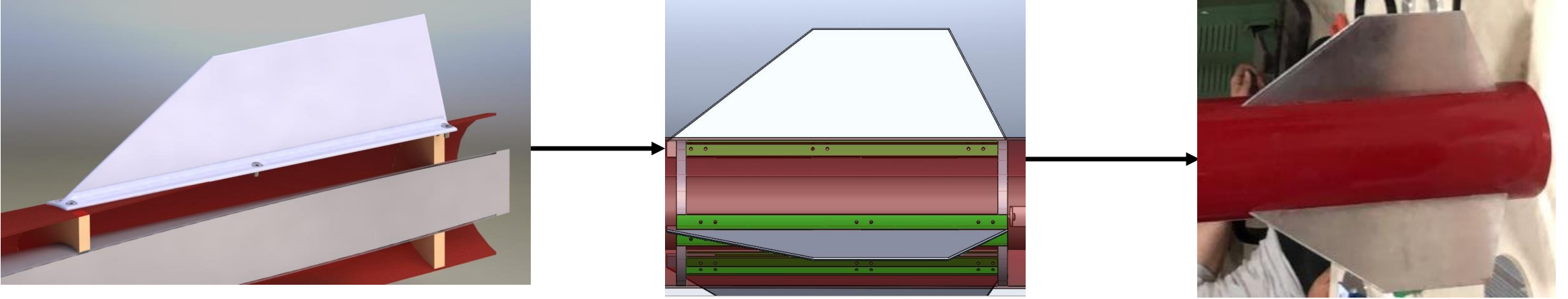


TEKNOFEST 2020 ROKET YARIŞMASI Amanos Roket Takımı Atışa Hazırlık Raporu (AHR)

Takım Yapısı



KTR'den Değişimler

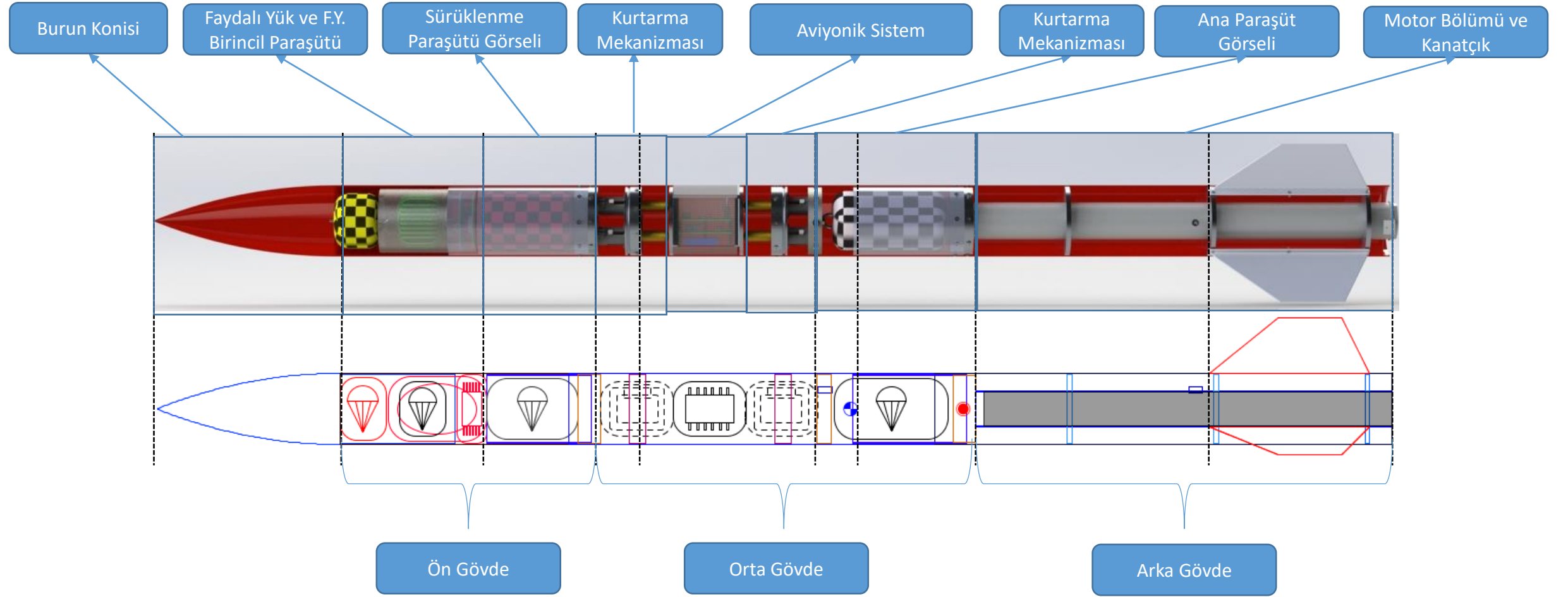


- KTR aşamasında beyan etmiş olduğumuz kanatçık tasarımının gövdeye montaj kısmında değişikliğe gidilmiştir. Yapılan değişikliğin sebebi kanatçık montajının kolaylığı ve roketin kanatçık ile bütünlüğünün daha mukavim olmasının istenmesidir. Yeni tasarımda kanatçık gövdenin iç kısmından 2mm et kalınlığında L profil ile merkezleme halkalarına sabitlenmiştir.

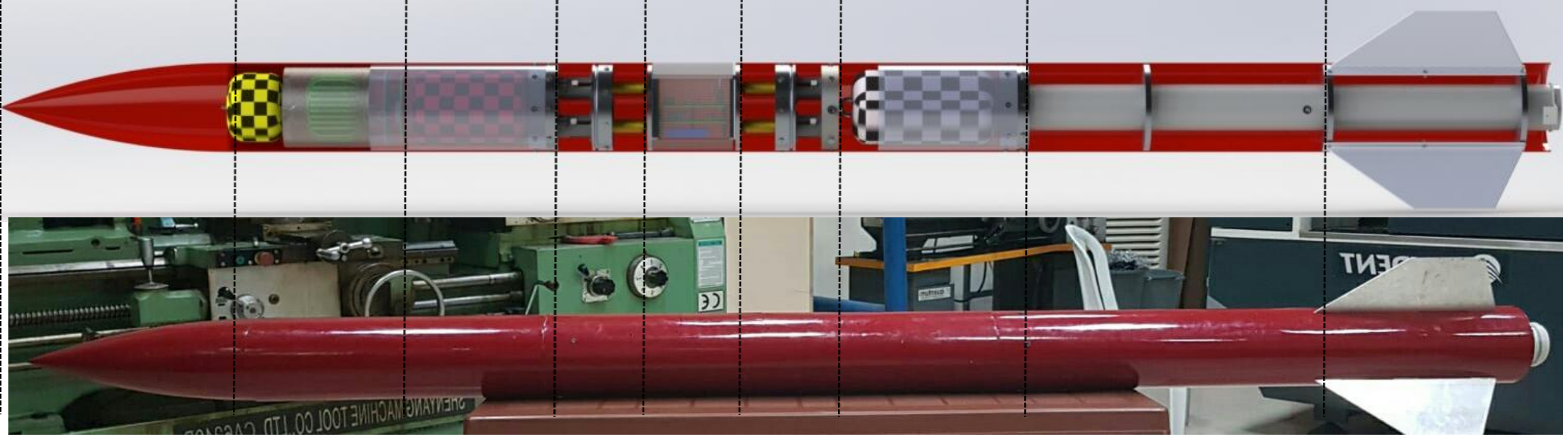
Roket Alt Sistemleri

ALT BİLEŞENLER	MEKANİK ÜRETİM ORANI	AVİYONİK ÜRETİM ORANI	EKSİKLER
BURUN KONİSİ	%100	-	-
GÖVDE , BULKHEAD VE MERKEZLEME HALKALARI	%100	-	Motor endcap henüz üretilmemiştir.
PARAŞÜTLER	%100	-	-
KANATÇIK	%100	-	-
KURTARMA SİSTEMİ	%100	-	-
ANA UÇUŞ BİLGİSAYARI	-	%100	-
YEDEK UÇUŞ BİLGİSAYARI	-	%100	-
FAYDALI YÜK	%100	%80	Mekanik üretim tamamlanmış gümrükten geçen CO ₂ sensörünün 4 Ağustosta temin edilmesiyle Aviyonik üretim de tamamlanacaktır.

OpenRocket / Roket Tasarımı Genel Görünüm



OpenRocket / Roket Tasarımı Genel Görünüm



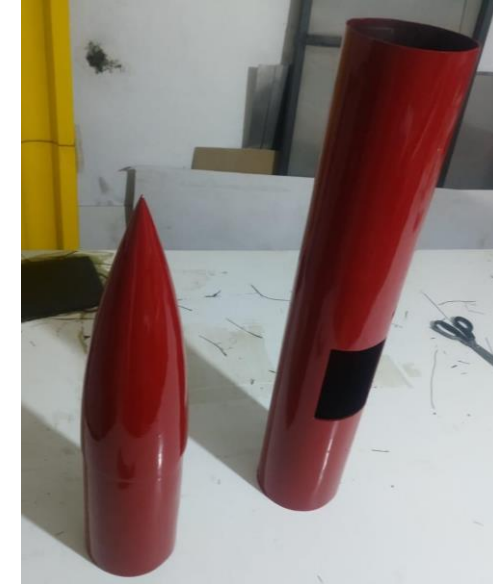
Roket Alt Sistemleri

Mekanik Görünümleri ve Detayları

Burun ve Faydalı Yük Mekanik Görünüm

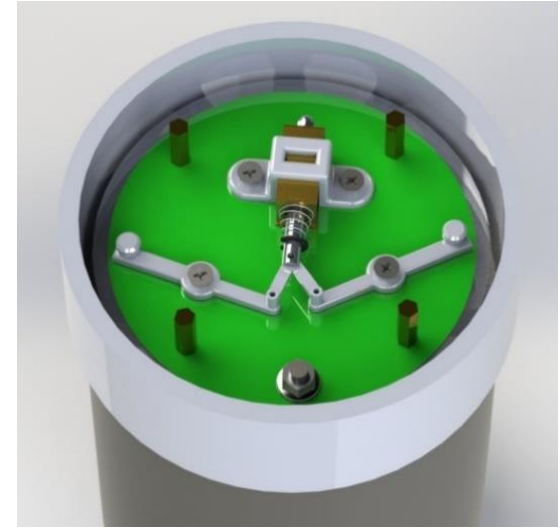


Burun – Detay



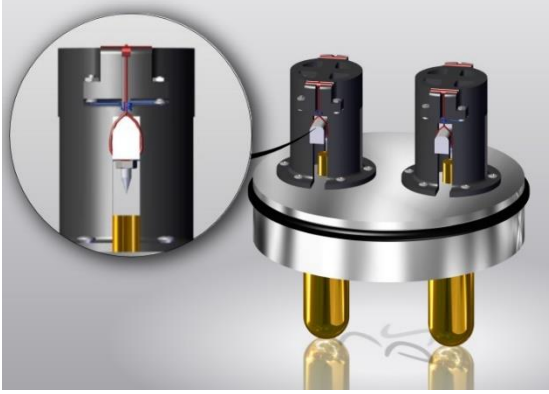
- Burun konisi KTR aşamasındaki tasarıma uygun olarak üretilmeye başlanmıştır. İlk olarak gerekli toleranslar verilmiş şekilde 3B yazıcıdan burun konisinin prototipi üretilmiştir. Üretilen prototipin iki yüzeyine cam elyaf serilerek modelin çift taraflı dişi kalıbı çıkarılmıştır. Çıkarılan dişi kalıba karbon fiber kumaş serilerek burun konisinin nihai iki yüzeyinin üretimi tamamlanmıştır. Üretilen iki yüzey epoksi reçine ve karbon fiber takviyesi ile birleştirilmiştir. Son olarak zımpara ve boyama işlemlerinin ardından yüzey pürüzlülüğü azaltılarak burun konisinin üretimi tamamlanmıştır.

Faydalı Yük ve Faydalı Yük Bölümü – Detay



- Faydalı yükün içerisinde bulunan elektronik kısmın muhafazası KTR aşamasındaki nihai tasarım ölçülerine sadık kalınarak Al6063 blok gerekli ölçülerde kesilmiştir ve torna freze ile işlenerek uygun ölçülerde üretimi tamamlanmıştır. Faydalı yükümüzün üst kısmı 140mm çapında ve 7.5mm et kalınlığındaki çelik borunun iç kısmına yüzey tornalama yapılarak istenen ağırlık değerlerine ulaşması sağlanmıştır. Faydalı yükümüzde yer alan CO₂ sensörü aracılığı ile uçuş süresi boyunca sıcaklık, nem, havadaki CO₂ oranı anlık olarak tespit edilecek olup faydalı yükümüz bu özelliği ile küçük bir model uydu görevi de görmektedir.
- İçerisindeki XBee ve GPS modülü sayesinde Faydalı yükün konumu anlık olarak yer istasyonundan takip edilecektir. İnişin tamamlanmasının ardından GPS modülünden alınan koordinata gidilerek kurtarma aşaması tamamlanmış olacaktır.

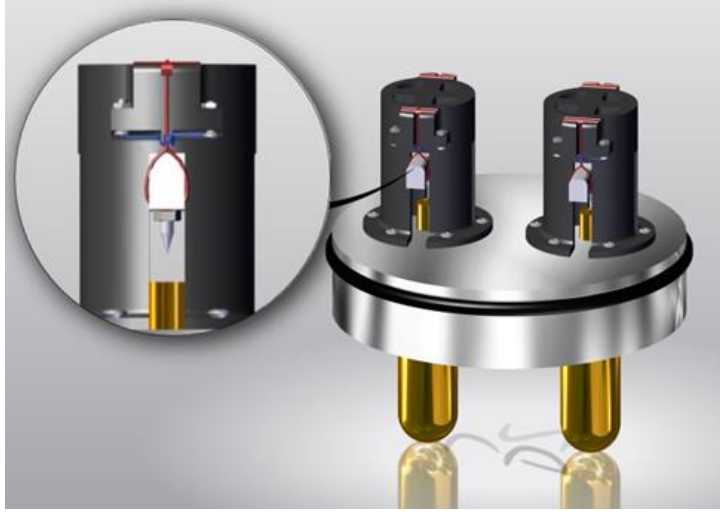
Kurtarma Sistemi Mekanik Görünüm



Not: CAD görselinde damalı olarak gösterilen çizimler paraşütleri temsil etmektedir.

Ana Paraşüt Ayrılma Sistemi videosu link = <https://youtu.be/nXvYu1BWAM8>

Ayrılma Sistemi – Detay



Ayrılma sistemi cad tasarımı



Ayrılma sistemi test prototipi



Ayrılma sistemi nihai tasarımı

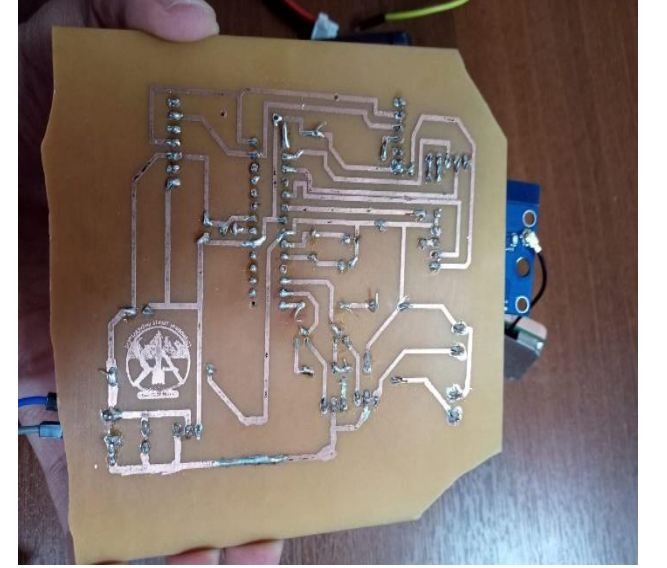
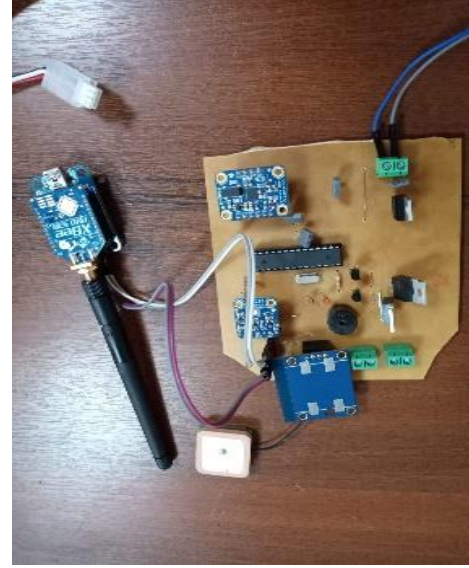
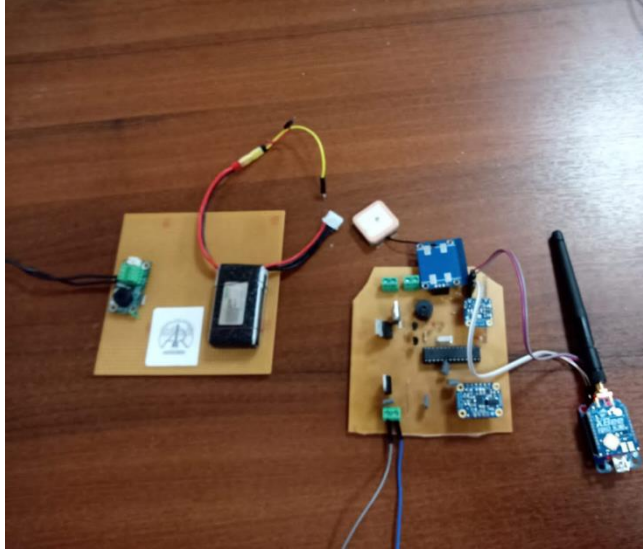
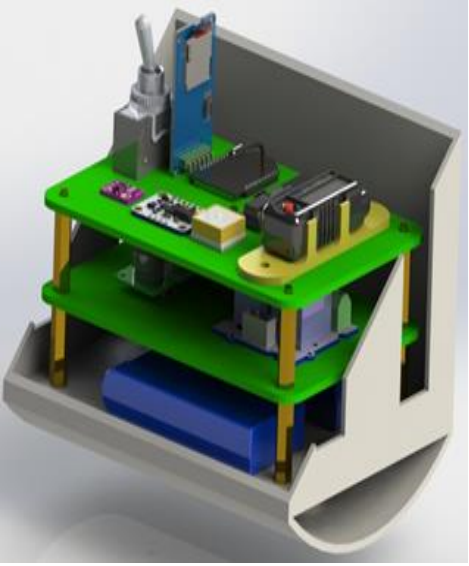
- 2 Kademeli kurtarma stratejimizde kullanılacak olan yöntem CO₂ tüp patlatma yöntemidir. CO₂ tüpleri patlatabilmek için kendi tasarımı olan kurtarma mekanizmasını roket gövdesinde tutacak olan alüminyum parçayı imal etmek için Al7075 malzemeden silindir parça kesilerek TORNALFREZE ile işlenmiştir ve sistemin ana gövdesi elde edilmiştir. Yaylı mekanizmayı içinde barındıran parça ise 3B yazıcıdan powerABS malzemeden çıktı alınarak imal edilmiştir. Yay seçiminde ve yayın sıkıştırılmasında kullanılacak olan misina ve tetiklemeyi yapacak direnç teli yapılan testler sonrasında kullanılacak olan malzemeler güvenlik ön planda tutularak olacak şekilde seçilmiştir.
- Mekanizmanın testleri sırasında tüpü delen iğnenin tüpün içerisinde sıkışıp CO₂ akışını engellemesi, tüpler patladıktan sonra mekanizmanın kenarlarından CO₂ sızması gibi sorunlarla karşılaşmıştır. Yay boyu kısaltılıp tüpü delen iğnenin ucunun konikliği artırılarak iğnenin tüpün içerisinde sıkışması sorunu giderilmiştir.
- CO₂ sızıntısını engellemek amacıyla mekanizmanın dışına Oring takılmıştır. Yapılan birçok testle mekanizmanın optimum şekilde çalışması sağlanmıştır.

Paraşütler – Detay



- Paraşüt kumaşları KTR’de belirtilen renklere uygun olacak şekilde temin edilmiştir.
- Belirlenen ölçülerde kesilmiştir. Sonrasında ana paraşüt için oktagonal diğer paraşütler için ise hegzagonal geometride paraşüt iplerinin geçeceği delikler işaretlenmiştir. Paraşüt ipleri yük altında iken deliklerde oluşacak deformenin önüne geçmek için kuşgözü perçin yöntemi kullanılmıştır ve çelik malzeme ile paraşüte perçinlenmiştir.
- Paraşütlerin orta kısmına paraşütün dış çapının $1/10$ u oranında delik açılıp deliğin kenarları dikilmiştir.

Aviyonik Sistem Mekanik Görünüm



Aviyonik sistemin hazne içerisinde bulunan fotoğrafı takım üyeleri farklı illerde bulundukları için eklenememiştir.

Aviyonik tanıtım videosu link = <https://youtu.be/6IN5NCPM6Kk>

Aviyonik Sistem – Detay

- *Aviyonik sistem, ana uçuş bilgisayar ve ticari yedek bilgisayar olmak üzere iki kısımdan oluşmaktadır.
- *Ana uçuş bilgisayarında herhangi bir aksilik yaşanması durumunda yedek bilgisayarın devreye girmesiyle kurtarma sistemlerinin başarılı bir şekilde aktifleşmesini sağlamak amacıyla bir tasarım yapılmıştır.
- *Ana uçuş bilgisayarında bir adet BME280 barometrik basınç sensörü, bir adet BNO055-IMU ivme sensörü, bir adet ADAFRUIT ULTIMATE GPS modülü buzzer ve XBee S3B marka haberleşme modülü bulunmaktadır. Barometrik basınç sensörü kullanılarak irtifa bilgisi, ivme sensörü kullanılarak roketin konumu ve ivme bilgileri, GPS modülü kullanılarak ise roketin yere inişi sonrası konumunu saptanacak buzzer ise roketi arama sürecinde kolaylık sağlaması amacı ile yere indikten sonra aktif hale getirelecektir. Ayrıca tüm bu sensörlerden alınan veriler ATMEGA-328 tarafından derlenip sistemde yer alan XBee S3B haberleşme modülü aracılığı ile yerdeki istasyona anlık olarak aktarılacaktır.
- *Uçuş anı ve kurtarma süreçleri için aviyonik sistemimizden elde ettiğimiz çeşitli verileri yer istasyonuna anlık olarak yazdıracağımız arayüz sistemimizin tasarım ve kodlama süreçleri tamamlanmıştır.
- *Ticari yedek bilgisayar olarak barometrik basınç sensörüyle tetiklenen Altus Metrum markasının çift konuşlandırılmalı uçuş bilgisayarını EasyMini v2.0 modeli kullanılmaktadır.

Aviyonik Sistem – Detay

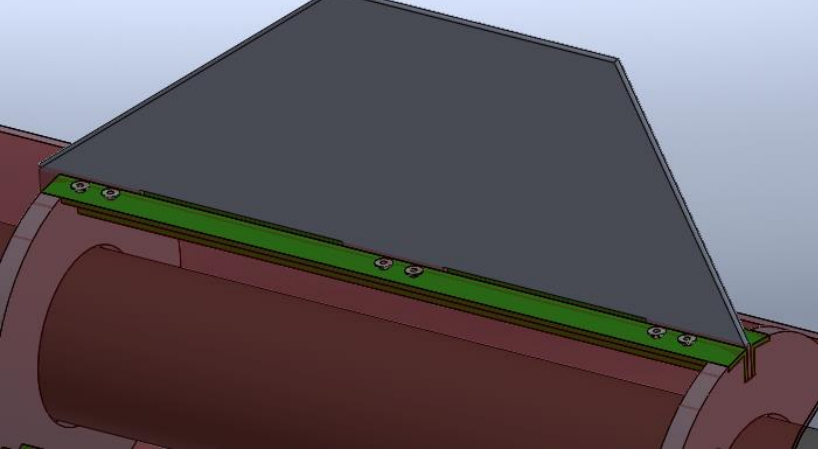
*Ana uçuş bilgisayarının çalışma mantığı iki ayrı sensörden alınacak çeşitli verilere dayanmaktadır. Oluşturulan algorithmada, roket zirve noktasına ulaşınca BME280 barometrik sensörden alacağı irtifa verisi ile BNO055 ivme sensöründen alacağı hız ve roket yönelimi (açı) verileri alınacaktır. Bu sensörlerden elde edilecek verilere göre istenilen koşullara ulaşıp ulaşılmadığı kontrol edilecektir. Sistem güvenilirliğini arttırmak için 2 koşul belirlenmiştir. Bu koşullar $\text{açı}=25$ (y eksenide) irtifa=azalınca koşullarından ikisinin sağlanması durumunda birincil kurtarma mekanizmasını tetiklenecektir. Bu tetikleme sonrası roket düşüşe geçeceği için BNO055 ivme sensörü devre dışı kalacak ve ikincil kurtarma sistemi için BME280 barometrik sensör verisi değerlendirilmeye devam edilecektir. Bu sensörden alınacak olan irtifa bilgisine göre tetiklenecek ve roketin yere 500 metre kala ikincil kurtarma sisteminin aktif hale getirilmesi sağlanacaktır.

*Sistemden veya algorithmadan dolayı yaşanabilecek olası bir aksilik nedeni ile birincil kurtarma sistemi devreye girmezse barometrik basınç sensörü ile tetiklenen ticari yedek bilgisayarımız irtifa bilgisinden yararlanarak birincil ve ikincil kurtarma sistemlerinin başarılı bir şekilde aktif hale gelmesini sağlayacaktır.

*Yedek bilgisayarımız temin edilmiş olup ana uçuş bilgisayarımız bizim tarafımızdan kablolamadan tasarruf etmek amacıyla baskı devre yöntemiyle üretilmiş çeşitli görseller ve Aviyonik tanıtım videosu ile kanıtlanmıştır.

*Faydalı yükte yer alacak olan Aviyonik sistem ana uçuş bilgisayarımızla büyük oranda benzerlik göstermekte olup tek farkı co2 sensörü ve sd kart modülü bulundurmasıdır. Faydalı yük aviyonik sistemin devre çizimleri ve kodları hazır olup alt bileşenlerin hepsi temin edilmiştir gümrükten geçmiş olan co2 sensörünün(tek eksik) 4 ağustosta bize teslim edilmesiyle devre gün içinde takım arkadaşlarımızca baskı devre yöntemiyle üretilecektir.

Kanatçıklar Mekanik Görünüm



Kanatçık montajı CAD tasarımı

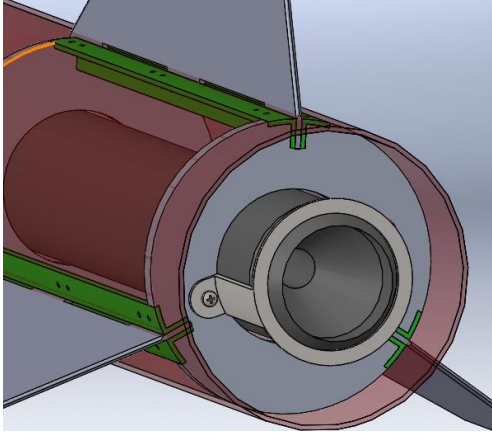


Kanatçıkların gövdeye monte edilmiş hali



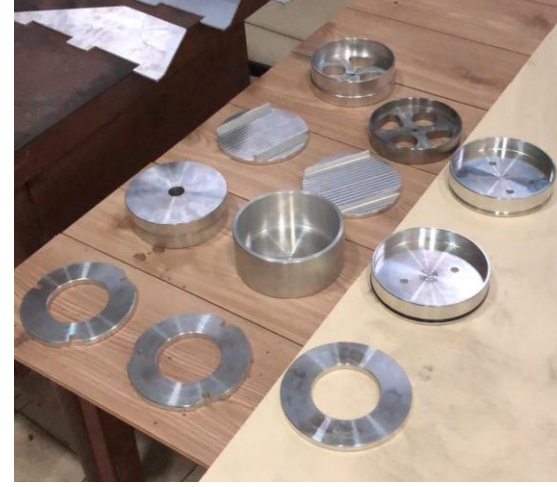
Kanatçıkların üretilmiş hali

Kanatçıklar – Detay



- Kanatçıkların üretimi için Al6061 malzemeden 3 mm et kalınlığında saclar tedarik edilmiştir. Alüminyum saclar plasma kesim tezgahında tasarımıımıza uygun olan geometride kesilmiştir. Kanatçıkların uç kısımları sürtünmeyi azaltmak amacıyla ovalleştirilecektir.
- Her bir kanatçık gövdeye sağ ve sol yüzeyinden altışar adet vida ile L profillere, profiller de 6 şar adet vida ile gövdeye sabitlenmiştir.

Roket Genel Montajı



Arka gövdenin montajı aşağıdaki sıralama takip edilerek yapılmaktadır.

1. İlk olarak motor tutucu bulkhead arka gövdedeki yerine yerleştirilip 8 adet M5 vida ile gövdeye montajlanıp etrafına 2mm halka kaynatılmış çelik mapa 4 adet M3 vida ile bulkhead a sabitlenecektir.
2. Motor merkezleme halkaları motor bloğuna konumlandırması yapıldıktan sonra epoksi reçine ile yapıştırılmıştır.
3. Motor bloğu arka gövdeye takılıp merkezleme öndeki merkezleme halkasından 4 adet vida ile montajlanacaktır.
4. Kanatçıklar gövde üzerinde önceden işaretlenmiş olan yerlerine yerleştirilip altışar adet M4 vida ile arka gövdeye sabitlenecektir.
5. Arka entegrasyon gövdesi bulkhead la arka gövdenin arasına yerleştirilip 8 adet m5 vida ile gövdeye montajı yapılmaktadır.
6. Şok kordonu bağlantıları yapıldıktan sonra ana paraşüt entegrasyon gövdesinin içerisine yerleştirilmektedir.

Video Linki : <https://youtu.be/AAwbmgPz79A>

Roket Genel Montajı



Orta gövdenin montajı aşağıdaki sıralama takip edilerek yapılmaktadır.

1. İlk olarak gövdenin arka kısmındaki bulkhead orta gövdedeki yerine yerleştirilip 8 adet M5 vida ile gövdeye montajı yapılacaktır.
2. Arka CO₂ patlatma mekanizması, aviyonik kapakları, arka CO₂ patlatma mekanizması, ikinci bulkhead sırasıyla orta gövdeye yerleştirilip merkezlemesi yapıldıktan sonra dışarıdan orta gövdeye vidalanacaktır.
3. Önde bulunan entegrasyon gövdesi bulkhead ile orta gövdenin arasına takılıp 8 adet m5 civata ile sabitlenecektir.
4. Gövdenin birinci paraşütü, faydalı yük, faydalı yük birinci paraşütü sırasıyla yerleştirilip bağlantıları yapıldıktan sonra burun konisi ön gövde üzerine takılmaktadır.
5. Uçuş bilgisayar yuvasına yerleştirilip kapak kısmından 4adet, arka tarafına iki adet vida ile gövdeye sabitlendikten sonra gövdenin montajı tamamlanmış olacaktır.

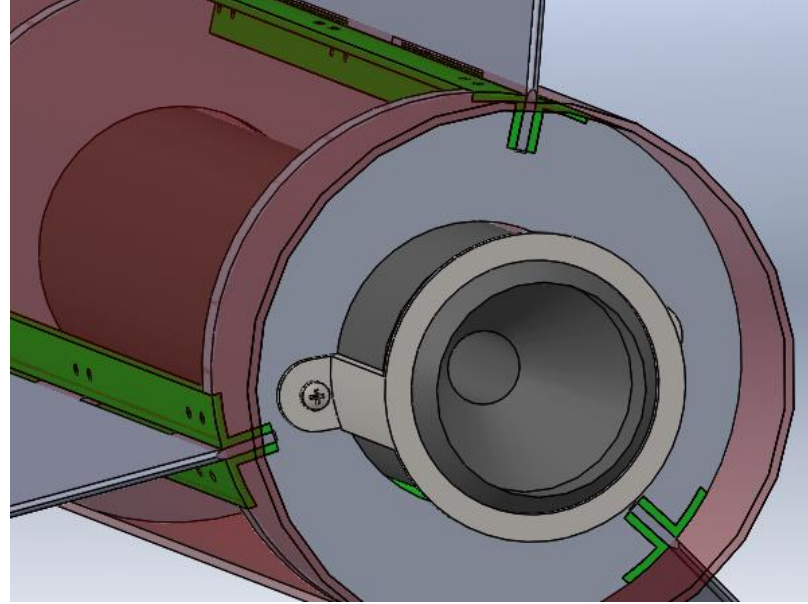
Roket Genel Montajı



Gövde montajları tamamlandıktan sonra bütünleştirme aşağıdaki sıralama takip edilerek yapılmaktadır.

1. Burun konisi ile birleştirilmiş olan orta gövde montajı tamamlanmış olan arka gövde ile birleştirilmektedir.
2. Son olarak roket motoru arka gövdeye yerleştirildikten sonra sabitleme aparatı 2 adet vida ile takılmaktadır.

Roket Motoru Montajı



- Roket motormunuzun gövdeye rahatça yerleşebilmesi için 76,1mm çapında krom borunun üzerine 5 kat cam elyaf sarılarak bir motor kundağı üretilmiştir.
- Montajı tamamlanmış olan roketin arka gövdesi içerisine yarışmada kullanılacak olan Cesaroni M2020 roket motoru ile aynı çap değerine sahip olan pvc boru kullanılarak motor kundağına yerleşimi kontrol edilmiştir. Endcap adı verilen motorun düşmemesini sağlayan parçanın üretimi tamamlanmadığı için videoda kullanılmamıştır.
- Video linki : <https://youtu.be/1e0j7KK1v8k>

Atış Hazırlık Videosu



- Roket montajı tamamlandıktan sonra, roketin belirlenen isterler doğrultusunda en fazla 10 dakika içerisinde atışa hazır hale getirildiği kanıtlanmıştır.
- Video linki : <https://youtu.be/IXXBe2b6dYs>

Testler / Yapısal Mekanik Mukavemet Testleri

Parça İsmi	Test Düzeneği	Test Yöntemi	Sonuç	Yorum
Orta Gövde	TIRA test 24500	Basma Testi (0.8 kN Kuvvet)	BAŞARILI	Parçanın maruz kaldığı basma kuvveti sonrasında tekrar kullanılabilir durumda olduğu gözlenmiştir.
Entegrasyon Gövdesi	TIRA test 24500	Basma Testi (0.8 kN Kuvvet)	BAŞARILI	Parçanın maruz kaldığı basma kuvveti sonrasında tekrar kullanılabilir durumda olduğu gözlenmiştir.
M8 Mapa	TIRA test 24500	Çekme Testi (0.7 kN Kuvvet 400 sn)	BAŞARILI	Parçanın maruz kaldığı çekme kuvveti sonrasında montajlı olduğu bölgede herhangi bir deforme gözlemlenmemiştir.

Testler / Kurtarma Sistemi Testleri

Parça İsmi	Test Yöntemi	Sonuç	Yorum
Kurtarma Mekanizmaları	Kurtarma mekanizmalarının direnç teline akım gönderilerek tetiklenmesi	BAŞARILI	Kurtarma mekanizmalarına tetikleme sinyali gönderildikten sonra anlık olarak yayın serbest kaldığı ve CO2 tüpleri patlattığı gözlemlenmiştir.
Payload ve Paraşüt Ayrılma	CO2 tüp patlatma	BAŞARILI	Kurtarma mekanizmaları aktif edildikten sonra roketin ilgili bölümlerinin sorunsuz bir şekilde ayrıldığı ve içerisinde bulunan faydalı yük/paraşütlerin gövde dışına çıkarıldığı gözlemlenmiştir.
Paraşüt Açılma	Serbest düşme	BAŞARILI	Paraşütlerin uçlarına temsili yükler entegre edilerek hesaplanan ve ölçülen yere düşüş hızları karşılaştırılmıştır ve paraşütlerin sorunsuz bir şekilde hesaplanan yere düşüş hızında iniş yaptığı gözlemlenmiştir.

Testler / Kurtarma Sistemi Testleri

Parça İsmi	Test Düzeneği	Test Yöntemi	Sonuç	Yorum
Şok Kordonu	TIRA test 24500	Çekme Testi (Şok Kuvvet)	BAŞARILI	Parçanın maruz kaldığı çekme kuvveti sonrasında deformasyona uğramadığı gözlenmiştir.
Kuşgözü Perçin	Basit Makine	Çekme Testi (Her bir perçin için 0.125 kN Kuvvet 400 sn)	BAŞARILI	Parçanın maruz kaldığı çekme kuvveti sonrasında tekrar kullanılabilir durumda olduğu gözlenmiştir.
Paracord İp	Basit Makine	Çekme Testi (Her bir ip için 0.12 kN Kuvvet 400 sn)	BAŞARILI	Parçanın maruz kaldığı çekme kuvveti sonrasında herhangi bir deforme gözlemlenmemiştir.

Testler / Aviyonik Sistemi Testleri

Aviyonik testlerinin sistem ya da alt sistemlerin güncellenmesi ihtiyacı duyulup bu kapsamda yapılan 3 testimizde güncellenmiş olup sebepleri ve yöntemler hakkında detaylı bilgilendirme test başlıkları altında yapılmıştır.

HABERLEŞME TESTİ

Aviyonik haberleşme testimiz aviyonik sistem ile yer istasyonu arasında anlık veri aktarımı için kullanılacak olan XBee S3B RF modülünün menzili ve haberleşme protokollerinin test edilmesi şeklinde düşünülmüş Ancak tüm dünyanın içerisinde bulunduğu bu sıkıntılı süreç sebebiyle haberleşme testimiz kısa menzil yapılmış olup bu yüzden haberleşme testinin güncellenme ihtiyacı hissedilmiş ve verici modülden aldığımız anlık konum bilgisinin google haritalardan aratılıp verici modül ile alıcı modül arasındaki Mesafenin haritalardan ölçtürülmesi yöntemiyle menzil testi gerçekleştirilmiştir.

KULLANILAN MALZEMELER	TEST YÖNTEMİ	SONUÇ	YORUM
*XBee S3B RF MODÜLÜ *GPS VE ARDUNİO UNO	Haberleşme menzilini tespit etmek	Başarılı	Kullanılan modülün menzilinin yeterli olduğu gözlemlenmiştir.

Haberleşme testi link= https://youtu.be/n_a_E2IR2m4

Testler / Aviyonik Sistemi Testleri

ALGORİTMA KOD TESTİ

Aviyonik algoritma kod testimizde kurtarma sistemlerinin tetiklenmesini sağlayacak olan algoritmamızın güvenilirliğinin kanıtlanması amacı ile bme 280 den alınan irtifa bilgisi ve bno055 sensöründen alınan açıyönelim bilgisinin kullanıldığı irtifanın azalması istenilen açının sağlanması (y ekseninde= 25) koşullarına dayanan algoritmamızın test edilmesi düşünülmüş fakat test günü yaşanan aksilikler takım üyelerinin bir kısmının katılamaması sonucunda istenilen şekilde gerçekleştirilememiş ve güncellenme ihtiyacı hissedilmiştir.

KULLANILAN MALZEMELER	TEST YÖNTEMİ	SONUÇ	YORUM
*BNO055 sensörü *BME 280 SENSÖRÜ * BUZZER * ARDUNİO NANO	Sensörlerden alınan veriler arduino ile okunmuş algoritmayı oluşturan koşullar sağlanınca buzzer tetiklenmesi şeklinde kurgulanmıştır.	Başarılı	İstenilen koşulların sağlanması akabinde kurtarma sistemini temsil eden buzzerın tetiklendiği gözlenlemiş algoritmanın güvenilirliği kanıtlanmıştır

Algoritma kod testi linki = <https://youtu.be/N-z1wAvO4Aw>

Testler / Aviyonik Sistemi Testleri

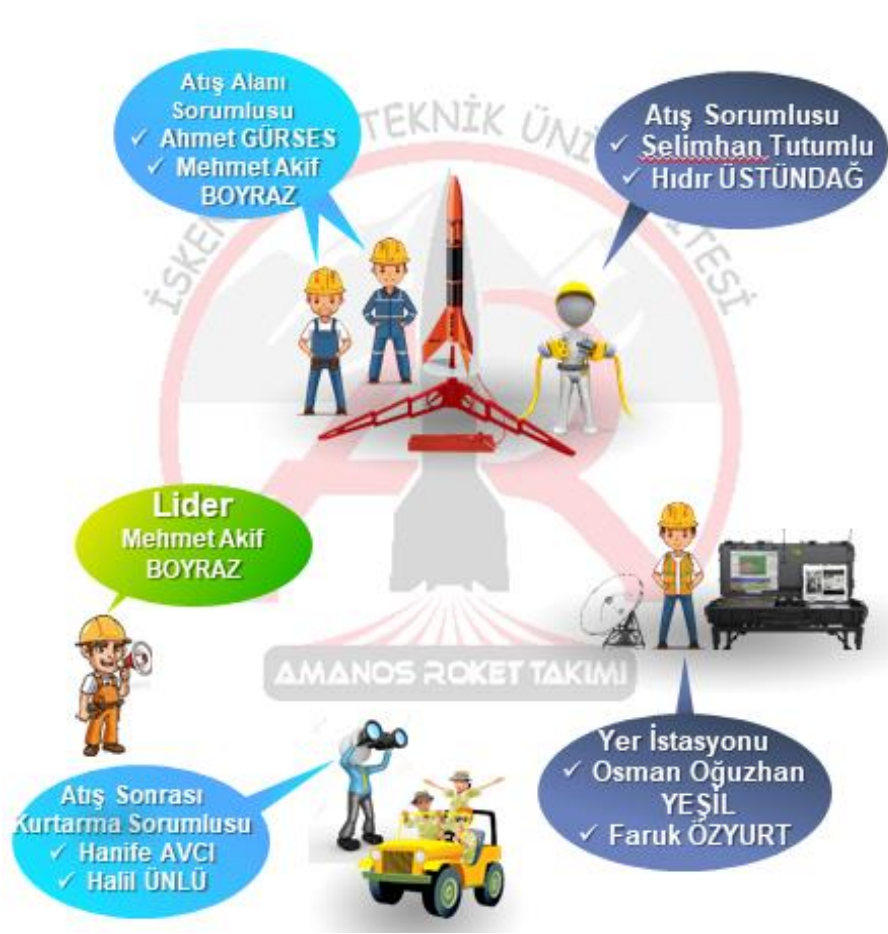
Donanım testi

Aviyonik donanım testimizde ana uçuş bilgisayarımızda bulunan BME280 barometrik basınç sensörü, BNO055-IMU ivme sensörü, ADAFRUIT ULTIMATE GPS sensörlerinden alınan verilerin hassasiyeti ve doğruluğu test edilmek istenmiş fakat testlerin bir kısmı yüklenemeyip bir kısmı yanlışlıkla algoritma kod testi kısmına eklenmiş olup bu neden testin güncellenme ihtiyacı hissedilmiştir. Test yöntemi her sensör için ayrı ayrı alınan verilerin hassasiyetinin ve doğruluğunun gözlemlenmesi şeklindedir. Bme 280 için vakum ortamı oluşturulup sensörden alınan değerlerin gözlemlenmesi gps sensörü için alınan verinin Google haritalardan aratılıp hassasiyetinin test edilmesi ivme sensörü için alınan değerlerin bilgisayar ekranındaki simülasyon ile gözlemlenmesi şeklinde gerçekleşmiştir.

KULLANILAN MALZEME	TEST YÖNTEMİ	SONUÇ	YORUM
*BME 280 ve BNO055 *GPS SENSÖRÜ *ARDUNİO NANO	Her sensör için ayrı ayrı alınan verilerin ekrana yazdırılması veya simüle edilmesi	Başarılı	Her sensör için alınan verilerin hassasiyeti ve doğruluğunun istenilen düzeyde olduğu gözlemlenmiştir.

Donanım testi link= <https://youtu.be/ZfkEz24Qk4g>

Yarışma Alanı Planlaması



A. Atış Alanı Planı



B. Montaj Çalışmaları Planı

Yarışma Alanı Planlaması

ACİL DURUM EYLEM PLANI

OLASI KAZALAR	ALINABİLECEK ÖNLEMLER
Roket ateşleme sırasında yangın çıkması	Böyle bir durum yaşanması ihtimali göz önünde bulundurularak yarışma alanında yangın söndürme tüpü bulundurulacaktır. Alanda bulunan yarışmacı arkadaşlarımız derhal uzaklaştırılarak itfaiye ve diğer güvenlik ve sağlık ekipleri çağrılacaktır. Yaralanma olması durumunda ilk yardım çantamız ve ilk yardım bilgisine sahip ekip üyelerimiz sağlık ekipleri gelene kadar ön müdahalede bulunacaktır.
Roket montajı sırasında kullanılacak keskin aletlerden dolayı olabilecek yaralanmalar	Yaralanma olması durumunda ilk yardım çantamız ve ilk yardım bilgisine sahip ekip üyelerimiz sağlık ekipleri gelene kadar ön müdahalede bulunacaktır.

Yarışma Alanı Planlaması

RİSK PLANI

OLASI RİSKLER	ÇÖZÜM
Roket üretiminde bir parçaya zarar verilebilir.	Böyle bir durum yaşanması ihtimali göz önünde bulundurularak gövde üretimi için karbon fiber, Alt sistemler için alüminyum kütük yedekli olarak tedarik edilmiştir. İhtiyaç duyulan malzeme kısa süre içerisinde tekrardan üretilebilecektir.
Roket gerçek stabilitesi 1.50 altı hesaplanırsa	Roketimizin üretilen her parçası tartılarak cad tasarımına eklenip ağırlık merkezi tekrardan hesaplanmaktadır. Üretim tamamlandığında roketin ağırlık merkezinin konumu gerçek şartlar altında tekrardan hesaplanacaktır. Bulunan noktanın 1.5 stabilite değerinden küçük olduğu görülürse roketin burun kısmına yakın olan M6 firdöndü ve karabinalar elimizde bulunan M10 lar ile değiştirilecektir. (Bu değişimle roketin stabilitesinde 0.15 lik bir değişiklik yapılabilmektedir.)
Montaj sırasında vida yataklarına zarar verilebilir.	Roketimizin montajında genel olarak M4 ve M5 vidalar kullanılmıştır. Montaj sırasında herhangi bir vida yatağının zarar görme ihtimali göz önünde bulundurularak montaj alanında M5 matkap ucu ve M6 kılavuz hazır bulundurulacaktır.