



OSTIMTECH ROKET

TEKNOFEST

Orta İrtifa Roket Yarışması

Kritik Tasarım Raporu

EK-2

TEST SONUÇLARI RAPORU

ANKARA Mayıs 2025

İÇİNDEKİLER

a. Aviyonik Testleri.....	3
1. Algoritma Testleri	3
Asansör Testi:	3
Amaç	3
Test Düzenegi	3
Yöntem.....	4
Testten Elde Edilen Veriler.....	4
Verilerin Analizi ve Sonuçlar	4
Vakum Pompası Testi:.....	5
Amaç	5
Test Düzenegi	5
Yöntem.....	5
Testten Elde Edilen Veriler.....	6
Verilerin Analizi ve Sonuçlar	7
2. Haberleşme Testleri.....	7
Amaç.....	7
Test Düzenegi	7
Yöntem	10
Testlerden Elde Edilen Veriler	14
Verilerin Analizi ve Sonuçlar	15
b. Kurtarma Sistemi Testleri	16
Amaç	16
Yöntem	16
Teorik Hesaplamalar	16
1.Ayrılma için;.....	17
2.Ayrılma için:.....	18
AYRILMA TESTLERİ.....	19
Kullanılan Malzemeler:	19
TEST HAZIRLIĞI	21
Ayrılma Testi 1 :.....	22

Ayrılma Testi 2:.....	24
Bulgular ve Analiz:	25
Kaynakça	26

a. Aviyonik Testleri

1. Algoritma Testleri

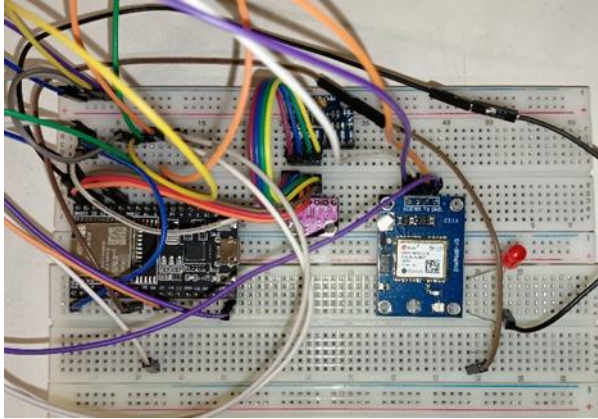
Asansör Testi:

15.05.2025 tarihinde gerçekleştirilmiştir.

Amaç

Algoritmanın ilk amaçlarından birisi olan hız negatif olduğunda, dolayısıyla roketin çıkabileceği en yüksek noktadan düşmeye başladığında, işlevinin yerine getirilmesi test edilmektedir.

Test Düzeneği

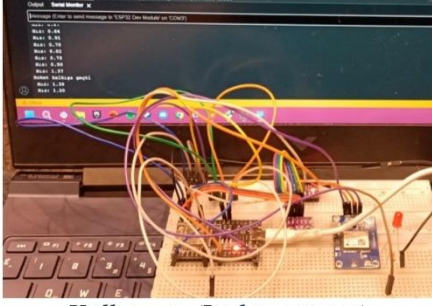


Roketi simüle etmek için breadboard üzerine kurulmuş prototip bir devre kullanılmıştır. Bu devrede basınç sensörü BMP280, IMU sensörü MPU6050, geliştirme kartı ESP32 Devkitc V4 ve kırmızı led kullanılmıştır. Devrede gözüken GPS modülü NEO M8N bu test için kullanılmamıştır.

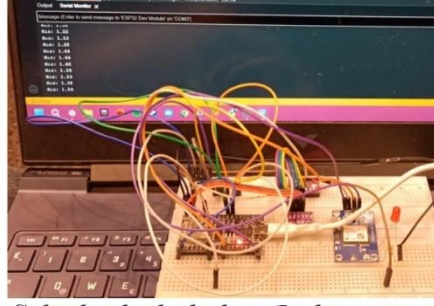
Yöntem

Asansörün yukarı ve aşağı yönlü hareketi sırasındaki hızı kullanılarak roketin apogee'ye ulaştığındaki hız değişikliği algılanarak simüle edilmiştir. Simülasyona göre roket apogee'ye ulaştığını algılayabilmek için kırmızı ışığın yakılması kullanılmıştır.

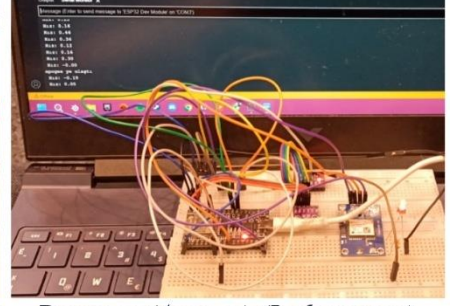
Testin Fotoğrafları



Kalkış anı (Led yanmıyor)



Sabit hızda ilerlerken (Led yanmıyor)



Durunca (Apogee) (Led yanıyor)

Testten Elde Edilen Veriler

Hesaplanan hız 1 m/s (metre/saniye) 'nin üzerine çıktığında kalkışa geçtiği, kalkışa geçtikten sonra hız 0 m/s 'nin altına düştüğünde apogee'ye ulaştığı tespit edilmiştir. Bu eşik değerler rokette farklı olacaktır, bu deney için ölçek değiştirilmiştir.

Verilerin Analizi ve Sonuçlar

Elde edilen verilere göre roketin hız verisine bakılarak kalkış yapıldığını algılayabileceği ve yine hız verilerine bakılarak apogee'ye ulaştığını algılayabileceği kanıtlanmıştır. Daha sonraki yapılabilir deneylerde bu çalışmanın limitleri sorgulanmalı, ani değişimlerde sistem tepkileri incelenmelidir ancak şimdilik algoritmanın kalkış ve sürüklenme paraşütü aşamalarında çalışabilirliği desteklenmiştir.

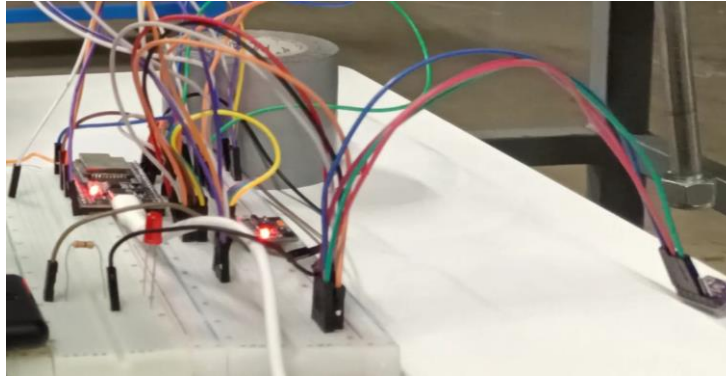
Vakum Pompası Testi:

07.05.2025 tarihinde gerçekleştirilmiştir.

Amaç

Algoritmanın istenilen yüksekliğe geldiğinde ana paraşütü açabildiğini kontrol etmek için vakum pompası testi yapılmıştır.

Test Düzeneği



Roketi simüle etmek için breadboard üzerine kurulmuş prototip bir devre kullanılmıştır. Bu devrede basınç sensörü BMP280, IMU sensörü MPU6050, geliştirme kartı ESP32 Devkitc V4 ve kırmızı led kullanılmıştır.

Yöntem

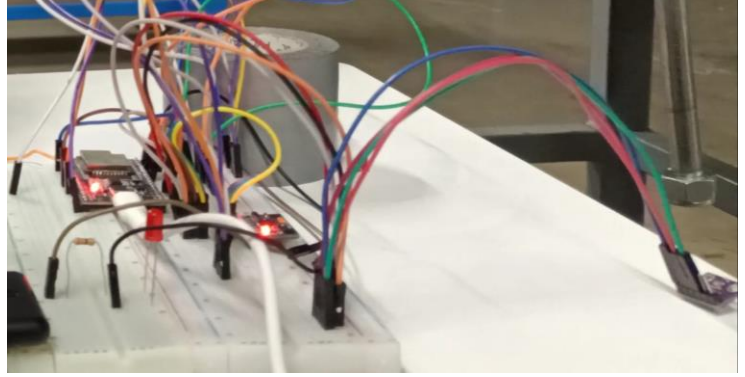
Yüksekliği ölçmek için kullandığımız sensörün yüksekliği basınç değişimleriyle ölçmesinden yararlandık. Vakum pompasından gelen boru basınç sensörünün üzerine tutulduktan sonra, düşen basıncın etkisi ile algılanan yükseklik artmıştır. Ardından vakum pompasından gelen

borunun sensörden uzaklaşması ile beraber, test düzeneğinde algılanan irtifanın düşmesi sağlandı. Düşen irtifa sebebiyle paraşüt açılması led yakılması ile simüle edilmiştir.

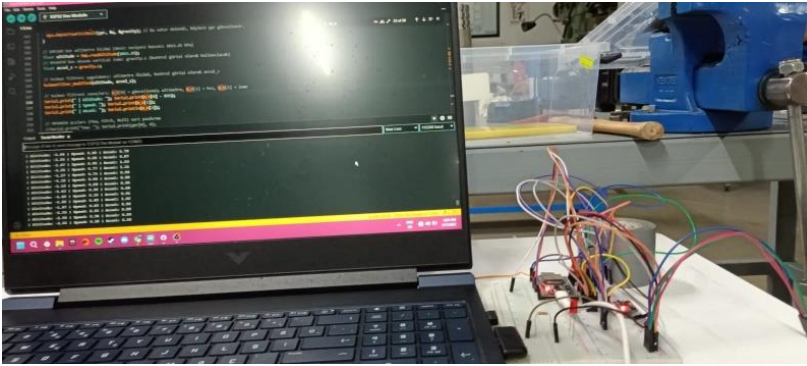
Testin Fotoğrafları



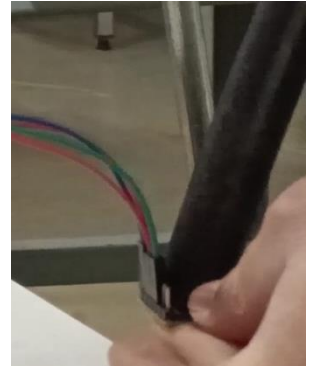
Vakum Pompası



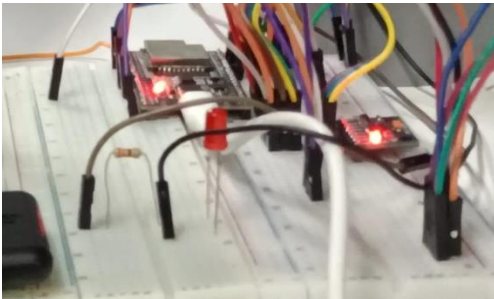
Vakum pompası deneyinde kullanılan devre



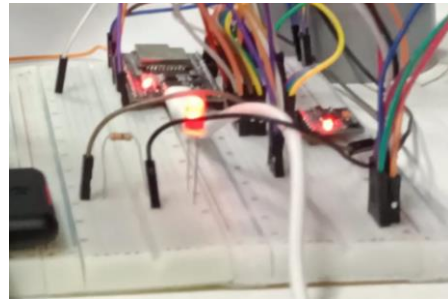
Vakum pompasıyla yapılan test



Vakum pompasından gelen borunun sensörün üzerine tutulması



İstenilen yüksekliğe gelmeden led sönmük



İstenilen yüksekliğe gelindiğinde led yanıyor

Testten Elde Edilen Veriler

Bu test için paraşütü tetikleyecek değer 3000 metre olarak ayarlandı. Sensor vakumlandığında yükseklik 8000 metreye kadar yükseldi ve normal basınca dönerken 3000 metrenin altına düştüğü anda sinyal gönderilerek led yakıldı.

Verilerin Analizi ve Sonuçlar

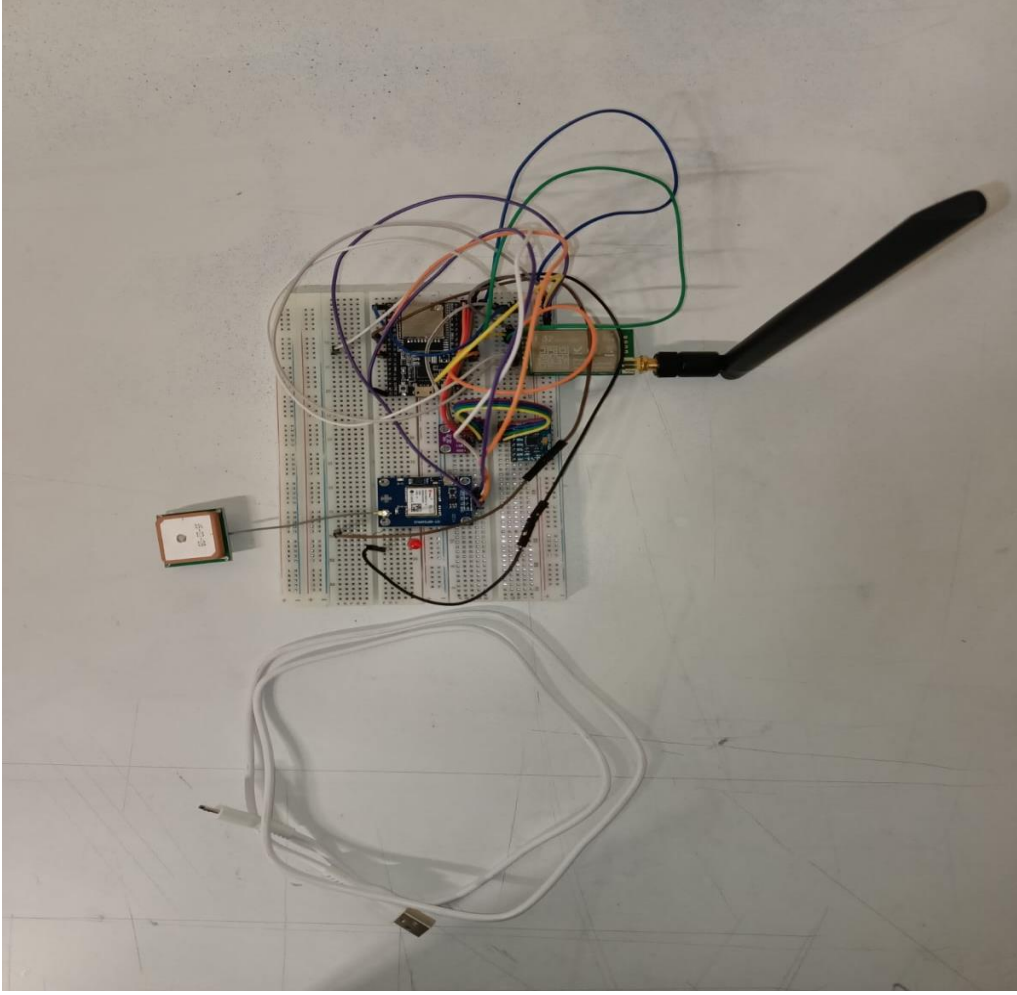
Bu testte algoritmanın simülasyona göre istenilen irtifaya ulaştığını algılayabildiği kırmızı ledin yanması sayesinde kanıtlandı. Ayrıca test düzeneğinde elde edilen irtifadan yola çıkılarak, roketin potansiyel düşüşünden çok daha hızlı azalan yüksekliklerde bile sistemin tetiklenebileceği gözlemlendi.

2. Haberleşme Testleri

Amaç

Roketin yer istasyonu ile haberleşmesini simüle etmek için Haberleşme Testleri 13.05.2025 tarihinde gerçekleştirilmiştir.

Test Düzeneği



Roketi simüle etmek için breadboard üzerine kurulmuş prototip bir devre kullanılmıştır. Bu devrede basınç sensörü BMP280, IMU sensörü MPU6050, GPS modülü NEO M8N, haberleşme modülü LoRa E32 433T30D ve Özgün UKB'de kullanılacak olan ESP32 S3 WROOM 1U mikrodnetleyicisi ile aynı mimariye sahip olan geliştirme kartı ESP32 Devkitc V4 kullanılmıştır. Haberleşme modülüne 433 MHz 4 dBi kazançlı dikey polarizasyonlu SMA anten takılmıştır.



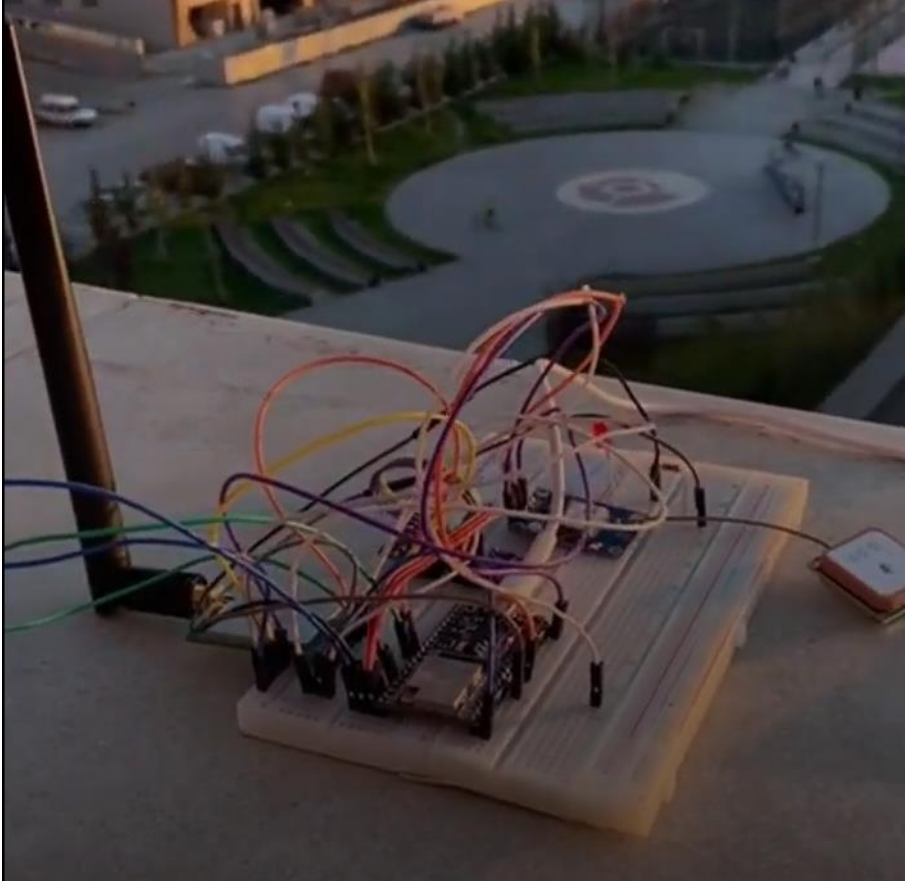
Yer istasyonunu simüle etmek için ESP32 Devkit V4 geliştirme kartı ve haberleşme modülü LoRa E32 433T30D breadboard üzerinden bağlanmıştır. Bu sistemdeki haberleşme modülüne 12 dBi kazançlı 2,5 metre RG-58 kablo uzantılı 433 MHz Yagi anten takılmıştır.

Yöntem

EK-7 Hakem Yer İstasyonu dokümanında roketten yer istasyonuna iletilebilecek olan verilerden Takım ID, Paket Sayacı, İrtifa, Roket GPS İrtifa, Roket Enlem, Roket Boylam, İvme X, İvme Y, İvme Z ve Durum veri paketleri iki prototip sistem arasında 50 metreyi aşan bir mesafede iletilmiştir. Takım ID 0 ile 255 arasından sabit değer olarak 1 atanmıştır. Paket Sayacı, gönderilen toplam verinin byte cinsinden büyüklüğünü temsil etmektedir ve videoda görülebileceği üzere her veri gönderiminde 31 artmıştır. Bunun sebebi yukarda ifade edilen veri paketlerinin toplamı 31 byte etmektedir (Takım ID = 1, Paket Sayacı = 1, İrtifa = 4, Roket GPS İrtifa = 4, Roket Enlem = 4, Roket Boylam = 4, İvme X = 4, İvme Y = 4, İvme Z = 4, Durum = 1). Kullanılan kodda Paket Sayacı 255 değerini geçtikten sonra mod 255 işlemi yapıp sayacı arttırmaya devam edecek şekilde tasarlanmıştır. İrtifa verisi BMP280 sensöründen ölçülen basınç değerinin irtifaya çevrilmesiyle elde edilmektedir. GPS İrtifa verisi ise GPS modülü NEO M8N'den elde edilen irtifa verisidir. Roket Enlem ve Roket Boylam verileri yine NEO M8N'den elde edilmektedir. Bu değerler roketin konumunu bulup kurtarma işlemini gerçekleştirmeyi sağlayacaktır. İvme X, İvme Y ve İvme Z verileri IMU sensörü MPU6050'den alınmıştır ve birimleri g (g-force)'dir. Durum verisi roketin birincil ve ikincil paraşütlerinin açılıp açılmama durumlarına göre değişebilen bir değerdir. Herhangi bir paraşüt açılımı için şartlar sağlanmadığından dolayı 0 değeriyle iletilmiştir.

Yer istasyonunu simüle eden alıcı sistemde gelen veriler Serial Monitor ekranında sırasıyla gösterilmiştir.

Testlerin Fotoğrafları



Açık havada yapılan testte roketi simüle eden prototip sistem OSTİM Teknik Üniversitesi 5. Kat mevkisine konumlandırılmıştır.

```
TX bytes total: 198
BaroAlt: 908.68
GPSAlt: 900.00
Lat: 39.969006
Lon: 32.743259
Accel : 1.587, -0.292, 10.580
Status: 0
LoRa: Success
```

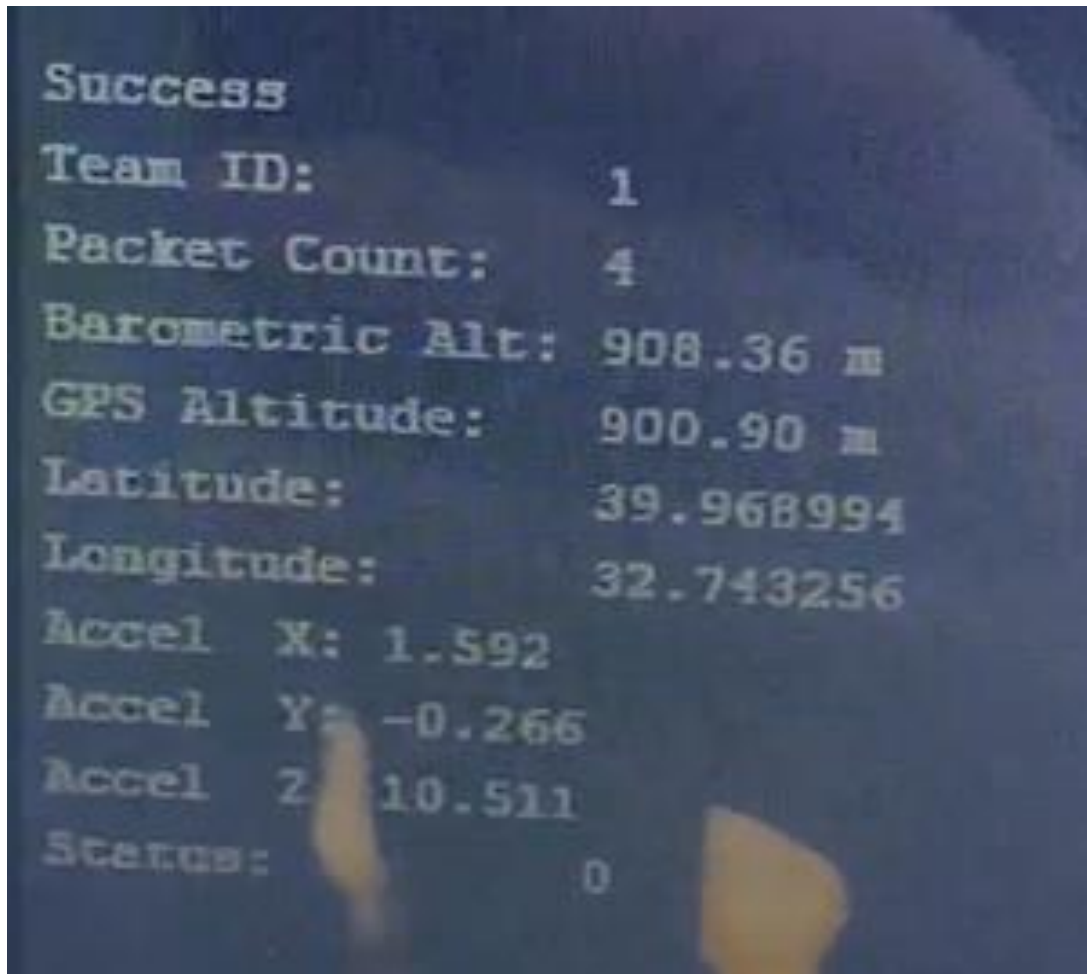
Verici sistemin serial monitöründe de gönderilen verilerin okunması için kod ayarlanmıştır.



Yer istasyonunda kullanılacak olan Yagi anten roketi simüle eden prototip sisteme doğru tutulmuştur.



Yer istasyonunu simüle eden prototip sistem roketi simüle eden sistemden 50 metreyi aşan bir mesafede konumlandırılmıştır.



Alıcı sistemin serial monitöründe veriler eş zamanlı olarak başarılı şekilde aktarılmaktadır.

Testlerden Elde Edilen Veriler

Haberleşmenin kurulan prototip sisteminde başarılı bir şekilde paket kaybı yaşanmadan sağlandığı, haberleşme modülünün Buffer'ı dolmadan gerçekleştiği görülmüştür.

Verilerin Analizi ve Sonuçlar

Roket ile yer istasyonu arasındaki haberleşmenin teoride sağlanabilirliğı kanıtlanmıştır. Bu sonuçların desteklenmesi için, deney düzeneğinin daha uzun mesafelerde, daha hızlı gönderilen veri paketleri ile test edilmesi ise gerekli görülmüştür.

b. Kurtarma Sistemi Testleri

Amaç

Roketin Ayrılma konseptinin uygun şekilde çalıştığını kontrol etmek için Kurtarma Sistemi Testleri yapılmıştır.

Yöntem

Roketin ayrılma hacmine eş bir hacim oluşturulmuş ve bu hacim farklı miktarlarda basınçlandırılarak testler yapılmış ve sonuçlar analiz edilmiştir. Roket ayrılma hacmini basınçlandırmak için “Teknofest tarafından sağlanan SGU basınç-zaman grafiği” verileri kullanılmıştır. Grafik incelendiğinde zamana bağlı olarak basınç verilerinin azaldığı gözlemlenmiştir. Bu durum başlangıçta düşünülen yüksek hacimli endüstriyel basınçlı gaz kabı kullanılması yönteminden vaz geçerek gerçeğe daha yakın bir sonuç verecek yöntem olan kara barut kullanarak ayrılma yöntemini seçmemizde etkili olmuştur.

Kara barutu basınçlandırma yöntemi olarak seçmemizdeki asıl nedenler SGU benzeri bir basınçlandırma karakteri göstermesi ve literatürde çok çalışılmış bir malzeme olmasıdır. Bu sayede ayrılma işleminin ne kadar basınçta nasıl bir karakteri olacağı hesaplanabilmiştir.

Teorik Hesaplamalar

Ayrılma için gerekli olan kuvvetin hesabı $F_{toplam} = F_{sürtünme} + F_{ağırlık}$ formülüyle hesaplanmış olsa da sürtünme katsayıları ve ayrılma esnasında gereken hareketten kaynaklı dinamik yükler bilinmediğinden dolayı elde edilen teorik verilerin testlerle doğrulanması ihtiyacı doğmuştur.

Testler kapsamında SGU’ ye eşdeğer basınç üretecek Piroteknik Sistem kurgulanmıştır.

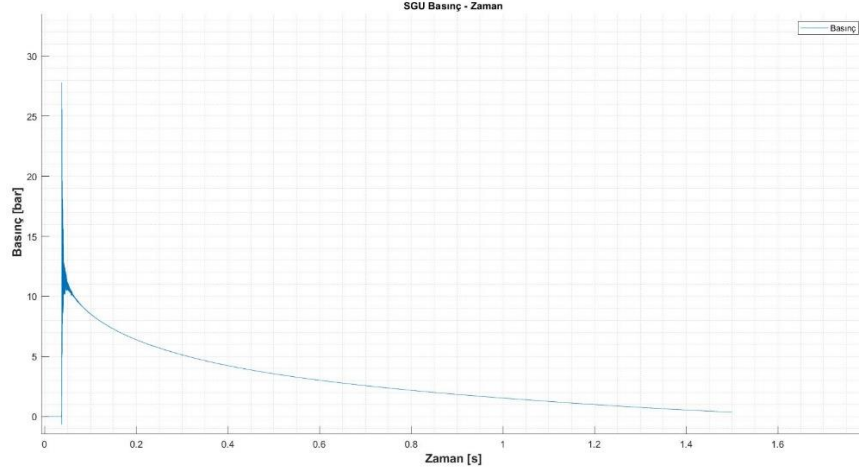
Hesaplamalar ve testler kolay bulunabilirliği ve literatürde kolayca bilgi edinilebilen “kara barut” kullanılmıştır.

Yöntem olarak Teknofest tarafından sağlanan SGU verileri (**Teknofest Roket Yarışması, 2025**) kullanılarak basınçlandırılacak roket içi hacmine göre eşdeğer basınç verileri oranlama yöntemiyle elde edilmiştir. Elde edilen basınç verileri her iki ayrılma için 1 ve 2 tüp için hesap edilmiştir.

Hesap edilen basınçlar

$F = P \times A$ formülüyle kuvvete dönüştürülmüştür.

Ayrılma için gereken kuvvet hesapları;



Teknofest tarafından sağlanan SGU basınç-zaman grafiği (Teknofest Roket Yarışması, 2025)

Testler kapsamında SGU'ye eşdeğer basınç üretecek pirtoteknik sistem kurgulanmıştır. Hesaplamalar ve testler kolay bulunabilirliği ve literatürde kolayca bilgi edinilebilen “kara barut” kullanılmıştır.

Hesaplamalarda ideal gaz formülü “ $PV=nRT$ ” kullanılmıştır. (**Erik Gregersen, The Editors of Encyclopaedia Britannica, t.y.**)

$$R = 8.3144598 \times 10^{-2} \text{ L.bar.K}^{-1}\text{mol}^{-1}$$

$$T = 3307 \text{ K (Moble, 1997)}$$

Kara Barut Kimyasal Yapısı:

Kara Barut kütlece %75 KNO_3 , %15 C ve %10 S içerir. (**Earl, 1978**)

Yanma tepkimesi aşağıdaki gibidir.



Hesaplamalarda 270 g kara barutun yanması sonucunda 4 mol gaz açığa çıkmaktadır.

1.Ayrılma için; Roketten ayrılacak kütle 5 kg olarak hesaplanmıştır. Sürtünme kuvveti dinamometre ile Burun Konisi omuzu ve ana gövde arasında hesaplanmıştır. Hesapların doğrulanması için teste ihtiyaç duyulmuştur.

Basınçlandırılacak hacim:

1.Ayrılma için;

$$\pi \times (6.25 \text{ cm})^2 \times (52 \text{ cm}) = 6.38 \text{ L olarak bulunmuştur.}$$

1 adet SGU' den elde edilecek basınç $P_1 \times V_1 = P_2 \times V_2$ formülü ile 1.56 bar olarak teorik olarak hesaplanmıştır.

Bu hesaba göre 1 tüple elde edilecek kuvvet

$F=P \times A$ formülü ile $0.156 \text{ MPa} \times 12271.84 \text{ mm}^2 = 1914 \text{ N}$ olarak bulunmuştur.

2 SGU kullanılması durumunda basınç ve kuvvet değerleri ikiye katlanacaktır ve ilk ayrılma için 3828 N olacaktır.

1 SGU kullanıldığı durumda gereken basınca ulaşmak için:

$$n = \frac{P \times V}{R \times T} \text{ formülü kullanılarak}$$

$$n = \frac{1.56 \text{ Bar} \times 6.38 \text{ L}}{8.3144598 \times 10^{-2} \text{ L.bar.K}^{-1} \text{ mol}^{-1} \times 3307 \text{ K}}$$

sonucu $n = 0.036 \text{ mol}$

1 mol kara barutun yanması sonucu 4 mol gaz açığa çıktığı göz önüne alındığında $(0.036 \text{ mol} / 4) \times 270 \text{ g/mol} = 2.49 \text{ g}$ kadar kara barut gerekmektedir.

Yapılan ve “Ayrılma Testleri” başlığı altında sunulan testler incelendiğinde bu miktarın güvenli ve yeterli ayrılmayı sağlamadığı anlaşılmıştır. Bu nedenle aynı işlemler 2 SGU kullanıldığı senaryo için tekrarlanmıştır.

2 SGU kullanıldığı senaryo:

Hacim ve kütle sabit oluşu için

Ulaşılmış ön görülen basınç miktarı : $1,56 \text{ Bar} \times 2 = 3.12 \text{ Bar}$

Kullanılması gereken eş değer kara barut miktarı: $2.49 \text{ g} \times 2 = 4.98 \text{ g}$

Hesaplanan yeni barut miktarı için ayrılma testi tekrarlandığında miktarın yeterli olduğu görülmüştür. Güvenli ve yeterli bir 1. Ayrılma için 2 adet SGU kullanılmasına karar verilmiştir.

Testler sonucu alına veriler sonucunda ilk ayrılma için gereken kuvvet $F = P \times A$ formülü ile

$0.312 \text{ MPa} \times 12271.8 \text{ mm}^2 = 3828.8 \text{ N}$ olarak hesaplanmıştır. Kuvvet ön görülenden daha fazla çıkmaktadır bu durumun sızdırmazlık ve dinamik yüklerden kaynaklandığı varsayılmıştır.

2.Ayrılma için:

2.Ayrılma için; Roketten ayrılacak kütle 5 kg olarak hesaplanmıştır. Sürtünme kuvveti dinamometre ile Entegrasyon Gövdesi ve ana gövde arasında hesaplanmıştır. Hesapların doğrulanması için teste ihtiyaç duyulmuştur.

Basınçlandırılacak hacim

$$\pi \times (6.25 \text{ cm})^2 \times (62 \text{ cm}) = 7.608 \text{ L}$$

olarak bulunmuştur.

Bu hesaba göre 1 tüple elde edilecek kuvvet $F=P \times A$ formülü ile
 $0.131 \text{ MPa} \times 12271.8 \text{ mm}^2 = 1612 \text{ N}$ olarak bulunmuştur.

2 SGU kullanılması durumunda basınç ve kuvvet değerleri ikiye katlanacaktır ve ikinci ayrılma için 3224 N olacaktır.

2 SGU kullanılan senaryo:

Hacim ve kütle sabit oluşu için ulaşılmaması öngörülen basınç miktarı : $1,31 \text{ Bar} \times 2 = 2,62 \text{ Bar}$

Kullanılması gereken eş değer kara barut miktarı: $2.49 \text{ g} \times 2 = 4.98 \text{ g}$

Hesaplanan yeni barut miktarı için ayrılma testi tekrarlandığında miktarın yeterli olduğu görülmüştür. Güvenli ve yeterli bir 2. Ayrılma için 2 adet SGU kullanılmasına karar verilmiştir.

AYRILMA TESTLERİ

Testler 10.05.2025 tarihinde açık alanda icra edilmiştir.

Kullanılan Malzemeler:



Burun Konisi



Ana Gövde



Motor Gövdesi



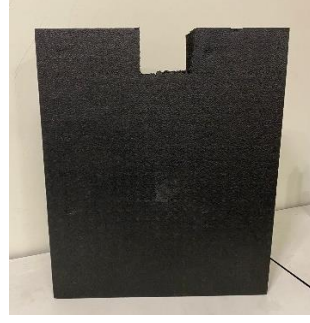
Barut Tüpü



Kara Barut



Hassas Terazi



Strafor Köpük



Koli Bandı



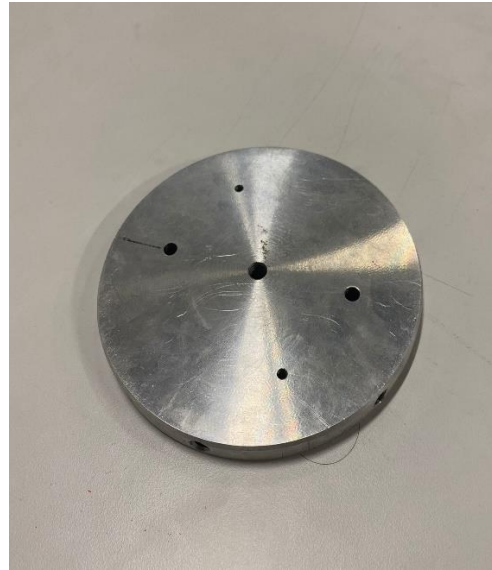
Alüminyum Bant



Fünye



Görev Yüğü Prototipi



Aviyonik Basket



Ateşleme Kablosu



M6 Civatalar



Peçeteler

TEST HAZIRLIĞI

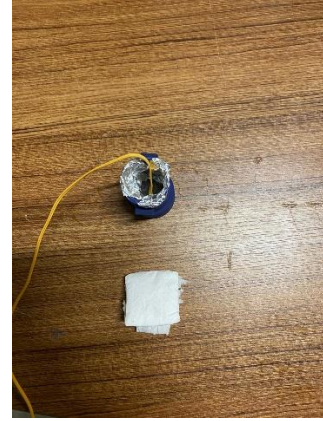
Üretilen Barut Tüpleri , Hassas Terazi kullanarak hesaplanan 2,5 g barutla dolduruldu.



2.5g Kara Barut



SGU Parçaları



Kara Barut Yerleştirilme

2.5 g kara barutla doldurulan tüplere barutu bir araya toplaması ve yanmanın etkilerinden plastik tüpleri koruması için Alüminyum bant uygulanmıştır. Alüminyum bantın içine yerleştirilen kara barutun içine füne yerleştirilmiş ve bir miktar peçete yardımıyla yerine sabitlenmiştir.

Peçete hem fünüyi sabitlerken hem de barutu sıkıştırarak patlamanın daha hızlı gerçekleşmesini sağlayacaktır. Dolumu yapılan tüpler Balkete m4 cıvata ile monte edildi.



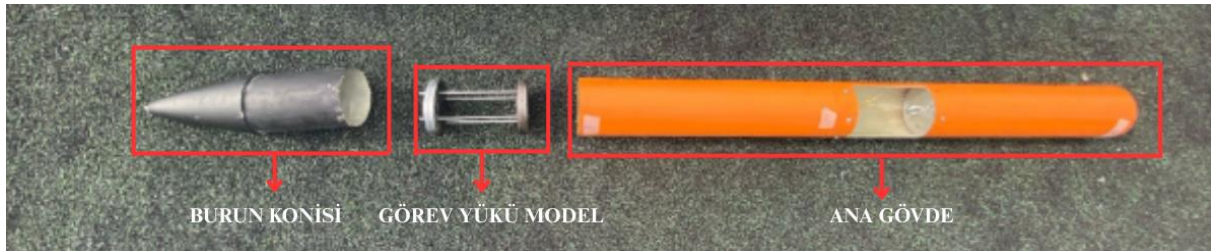
Patlatılmaya Hazır Kara Barut
Montaj işlemi yapılan tüpler açık havadaki test sahasına götürüldü.



Montajlanmış SGU Görseli

Ayrılma Testi 1 :

Roket ana gövdesine monte edilen üst aviyonik balket ve aviyonik balket monte edilmiş olan içine 2.5 gram kara barut dolu 2 adet barut tüpü toplamda 5 g kara barut kullanılmıştır. Bu miktarın roket ayrılma hacmini 3.12 bar basınca ulaştıracağı hesap edilmiştir. Ardından 4 kg kütleyle sabit yük konulmuş ve bu yük görev yükü görevi üstlenmiştir.



1.Ayrılma Ana Bileşenler



Açısı Ayarlanmış 1.Ayrılma Düzeneği



Balket Montaj Görseli

Test düzeneği roketin ilk ayrılma apogee noktasında açılı ayrılma ihtimali düşünülerek test en kötü senaryo için planlanmıştır. Bu nedenle ayrılma düzeneği 30 derece açılı olacak şekilde hazırlanmıştır.

Daha gerçekçi bir ayrılma senaryosu için her bir barut tüpüne ayrı ayrı füyne yerleştirilmiştir. Bu füynerler güç kaynağına bağlıdır güç kaynağından füynerlerin tetiklenmesi neticesinde ayrılmalar gerçekleşmektedir.



1. Ayrılma Test Sonucu Görseli

Fünyenin güvenli mesafeden ateşlenmesi sonucunda Burun Konisi ve Faydalı Yükün gövdeyi hızla terk ettiği ve Burun Konisinin daha uzağa gittiği gözlemlenmiştir. Kütleleri göz önüne alındığında bu farkın normal olduğu anlaşılmıştır.

Tek Barut Tüpü Kullanarak yapılan deneme testi

Yukarıdaki işlemler tek Barut Tüpü 2.5 g Kara Barutla tekrar edilmiştir. Teorik hesaplamalarda bu miktarda barutun roket ayrılma hacminin 1.56 bar basınca ulaştıracağı hesaplanmıştır. Açılı testlerde görev yükünün roketi terk etmediği görülmüş yatay bir şekilde test yapıldığında da oluşan ayrılma enerjisi yetersiz bulunmuştur.



1 Tüp Montajlanmış Görseli



Test Sonucu görsel

Her ne kadar tek tüple yatayda ayrılma gerçekleştirilmiş olsa da açılı durumda ayrılma riske girmektedir. Roketin görevi tamamlamasında en kritik aşamalardan biri olan ayrılma işlemi için risk alınmak istenilmediğinden 1. ayrılma için 2 barut tüpü ile 3,12 bar basınç gerekeceği anlaşılmıştır.

Ayrılma Testi 2:



2.Ayrılma Ana Bileşenler

Roket Ana Gövdesi ve Motor Gövdesi, Entegrasyon Gövdesiyle birleştirilip 2 adet barut tüpü basketle birlikte montajlanmıştır.



2.Ayrılma Test Düzeneği Görseli

Test düzeneği Motor Gövdesinin sabit ve Ana Gövdenin hareketli mesnetle düşeyde sabit yatayda serbest olacağı şekilde oluşturulmuştur.

Teorik hesaplar sonucu 2. Ayrılma için 1.31 bar ve 2.62 bar ayrılma basınçlarına göre iki adet test yapılmıştır.



2.Ayrılma Test Sonucu Görseli

2 barut tüpü kullanılarak yapılan ayrılmanın güvenli ve yeterli olduğu anlaşılmıştır 2. Ayrılma için 2.62 bar basınç gerekeceği görülmüştür.

Tek Barut Tüpü İle Yapılan Deneme Testi

2.ayrılma için yapılan testlerdeki sonuçlar tek barut tüpü (2.5 g. kara barut) ve iki adet barut tüpü (5 g. kara barut) kullanılarak yapılan testlerin sonucu karşılaştırmalı incelendiğinde, 2.ayrılma için sağlıklı bir ayrılma olabilmesi için 2 adet Barut Tüpü (5 g. kara barut) yani 2.62 bar basınç gerekeceği anlaşılmıştır.

Bulgular ve Analiz:

Yörünge altı sonda roketleri için görev yükünün bırakılması ve başarılı kurtarmanın yapılabilmesi çok önemli bir tasarım parametresidir.

Ayrılmalar için seçtiğimiz piroteknik malzeme kullanarak ayırma yöntemi en basit ve güvenilir yöntemlerden biri olsa da piroteknik malzeme hazır sistem olacağından ve test şansı bulunmamasından dolayı paylaşılan basınç-zaman[8] verilerinden yararlanılarak hazır SGU için modelleme yapılması ihtiyacı duyulmuştur.

SGU ile aynı basınca güvenilir bir şekilde ulaşp test yapılabilmesi için literatürde geniş bir çalışma alanı olan kara barut üzerinden gerekli hesaplamalar yapılmıştır. 1 SGU'ün sağladığı basınçlı gaz miktarının yaklaşık 2.5 g kara barutun sağlayabileceği hesaplanmıştır.

Roketin her iki ayrılma işlemi için de 1 SGU ve 2 SGU kullanıldığı duruma göre testler yapılmıştır. 1 SGU kullanıldığı durumda ayrılmalar ancak gerçekleşse de kötü senaryolarda yeterli bulunmamıştır.

2 adet SGU kullanıldığı durumda ise ayrılmaların en kötü senaryolar için dahi sağlanabileceği testlerde görülmüştür. 2 adet SGU kullanılması yapısal dayanım açısından bir sorun etmemektedir. Bu nedenle roketin çok kritik görev adımları olan 1. Ve 2. Ayrılma için 2'şer adet SGU kullanılması kararlaştırılmıştır.

Kaynakça

Calvert, J. (2008, Mart 3). *Flash! Bang! Whiz!* University of Denver:

<https://web.archive.org/web/20080303212017/http://mysite.du.edu/~jcalvert/phys/bang.htm> adresinden alındı

Earl 1978, Chapter 2: The Development of Gunpowder

Erik Gregersen, The Editors of Encyclopaedia Britannica. (t.y., t.y. t.y.). *Ideal Gas Law*.

Encyclopædia Britannica: <https://www.britannica.com/science/ideal-gas-law> adresinden alındı

Mobley, D. (1997, Haziran). *Ejection Charge Calculations*. The Albuquerque Rocket Society:

<https://www.arsabq.org/ejection.htm> adresinden alındı

Teknofest Roket Yarışması. (2025, Mayıs 14). *EK-3 Sıcak Gaz Üretici [Word dosyası]*.

TEKNOFEST: https://cdn.teknofest.org/media/upload/userFormUpload/EK-3_S%C4%B1cak_Gaz_%C3%9Creteci_Str6E.docx adresinden alındı