

# TEKNOFEST 2022 ROKET YARIŞMASI KTR AŞAMASI

## UÇUŞ BENZETİMİ VE RAPOR GEREKSİNİMLERİ

### SANCAR ROKET TAKIMI Uçuş Benzetim Raporu

#### İçindekiler

2.RAPOR GEREKSİNİMLERİ .....	2
Benzetim Girdi Tablosu .....	2
2.1.Kinematik ve Dinamik Denklemler .....	2
2.2.Atmosfer Modeli .....	4
2.3. Motor Modeli .....	5
2.4. Aerodinamik Model .....	7
2.5. Benzetim Yapısı .....	7
2.6. Benzetimin Doğrulanması .....	7
2.7. Benzetim Sonuçları .....	7
3.Benzetim Çıktı Formatı .....	7
3.1.Doğrulama Benzetim Çıktıları .....	7
3.2.Benzetim çıktıları ve Karşılaştırma Formatı .....	8
Tablo 5. Benzetim Çıktı ve Karşılaştırma Formatı .....	8
4.Grafikler .....	8
Kaynakça .....	10

## 2.RAPOR GEREKSİNİMLERİ

### Benzetim Girdi Tablosu

BENZETİM GİRDİLERİ		
	Openrocket'te tasarlanan roket girdileri	Yarışma Komitesi tarafından veriler girdiler
Roketin Başlangıçta Toplam Kütlesi	m=28881 kg	m=25 kg
Toplam Roket Motoru Kütlesi	m_rocket=7031,8 g	
İtke Profili	OpenRocket'ten alınmıştır.	"veri_itki_F_2022.xlsx"
Başlangıç Yakıt Kütlesi	m_yakıt=4.349kg	m_yakıt=4.659 kg
CD (Roket aerodiamik sürüklenme katsayısı)	OpenRocket yardımıyla Cd değerinin verileri tablo şeklinde alınmıştır.	"veri_aero_Cd_2022.xlsx"
ABD Standart Atmosfer Modeli (irtifaya bağlı hava yoğunluğu)	rho=1.22kg\m^3	rho=1.22kg\m^3
Motorun Özgül İtkisi (Isp)	256[s]	209.5 [s]
Yerçekimi İvmesi	g=9.801 m\s^2	g=9.801 m\s^2
Roketin Atış Yönü	Roket kuzey yönü(x eksenini )baz alınarak fırlatılacaktır.	Roket kuzey yönü(x eksenini )baz alınarak fırlatılacaktır.
Yükseliş açısı (Atış Noktası Eksen Takımındaki X ile Z eksenini arasındaki açı – (Theta)	$\theta = 85^\circ$	$\theta = 85^\circ$

### 2.1.Kinematik ve Dinamik Denklemler

- İvme denklemleri (1.1 nolu maddede belirtilen eksen takımında)

$$a = \frac{F}{m}$$

$$a_t = \sqrt{a_x^2 + a_z^2}$$

$$a = \frac{dv}{dt}$$

$$a = \frac{d\omega}{dt}$$

$$a = \alpha * r + \omega + v$$

- Hız denklemleri (1.1 nolu maddede belirtilen eksen takımında)

$$v = \frac{dr}{dt}$$

$$v = \omega * r$$

$$v = a * t + v_0$$

$$v^2 = v_0^2 + 2 * a * (r - r_0)$$

$$\omega = \omega_0 + \alpha * t$$

$$\omega^2 = \omega_0^2 + 2 * \alpha (\theta - \theta_0)$$

- Konum denklemleri (1.1 nolu maddede belirtilen eksen takımında)

$$r = r_0 + \left( \frac{v + v_0}{2} \right) * t$$

$$r = r_0 + v_0 * t + \frac{a * t^2}{2}$$

$$r = r_0 + v * t - \frac{at^2}{2}$$

$$s = u * t + \frac{1}{2} * \alpha * t^2$$

$$s = \frac{1}{2} (u + v) * t$$

$$s = v * t - \frac{1}{2} * a * t^2$$

- Uçuş yolu açısı hesabı denklemi

$$\theta = \theta_0 + \omega_0 * t + \frac{1}{2} * \alpha * t^2$$

$$\theta = \theta_0 + \frac{1}{2} (\omega_0 + \omega) * t$$

$$\theta = \theta_0 + \omega * t - \frac{1}{2} * a * t^2$$

## 2.2. Atmosfer Modeli

Atmosfer modellemesi roketin kalkış anından tepe noktasına (apogee) ulaşma anına kadar geçen süre için gerçekleştirilmiştir. Model, MATLAB üzerinde aşağıdaki formüller kullanılarak tasarlanmıştır. Aynı formüller ile Simulink üzerinde blok model oluşturulmuştur. Model sonucu irtifaya bağlı olarak hava basıncı, hava yoğunluğu, ses hızı ve hava sıcaklık değişimi verilerini vermektedir. Çıktı olarak alınan hız verisi üzerinden Mach sayısındaki değişim elde edilebilmektedir.

İtke ve sürtünme kuvvetleri hesaplayabilmek için yüksekliğin etkisi, Dünya'nın atmosferik basıncı, hava yoğunluğu ve ses hızını bilmek gerekmektedir.

Deniz Seviyesinde Sabit Parametreler:

$$T_0 = \text{Sıcaklık} (288.1667)[\text{Kelvin}]$$

$$P_0 = \text{Statik Basıncı} (101314.628)[\text{N}/\text{m}^2]$$

Yükseklik 0-11.000 metre arasında kullanılan denklem setleri:

$$\text{Sıcaklık} = T_a = T_0 - (0.006499708) * Z$$

Z:Yükseklik

$$\text{Statik Basıncı} = P_a = P_0 * (1 - 2.255692257 * 10^{-5} * Z)^{5.2561}$$

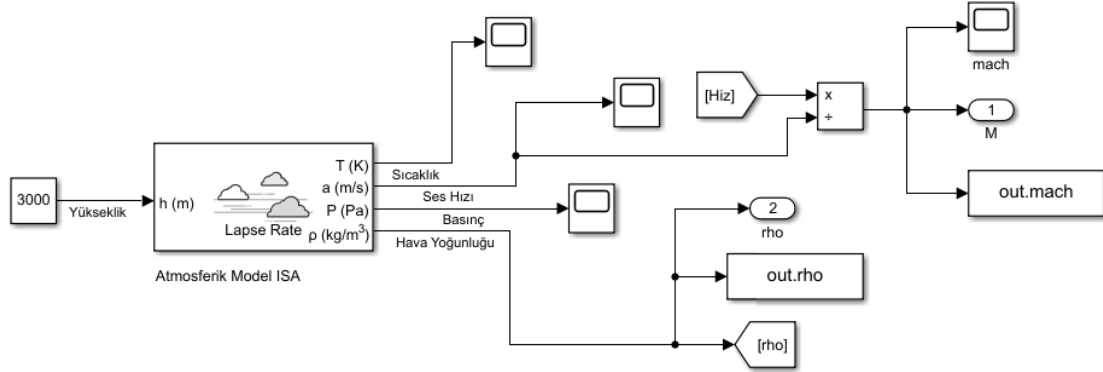
$$\text{Hava yoğunluğu} = \rho_a = \frac{P_a}{R * T_a} [\text{kg}/\text{m}^3]$$

```
for yukseklik=1:3000
    Tkelvin=288.1667-(0.006499708*yukseklik);
    fprintf('Sıcaklık: %f\t',Tkelvin)

    basinc=101314.628*power((1-(2.255692257*power(10,-5)*yukseklik)),5.2561);
    fprintf('Basıncı: %f\t',basinc)

    rho=basinc/(286.99236*Tkelvin);
    fprintf('Yoğunluk: %f\t',rho)
end
```

*MATLAB Üzerinde Yapılmış Atmosferik Modelleme*



*Simulink Üzerinde Yapılmış Atmosferik Modelleme*

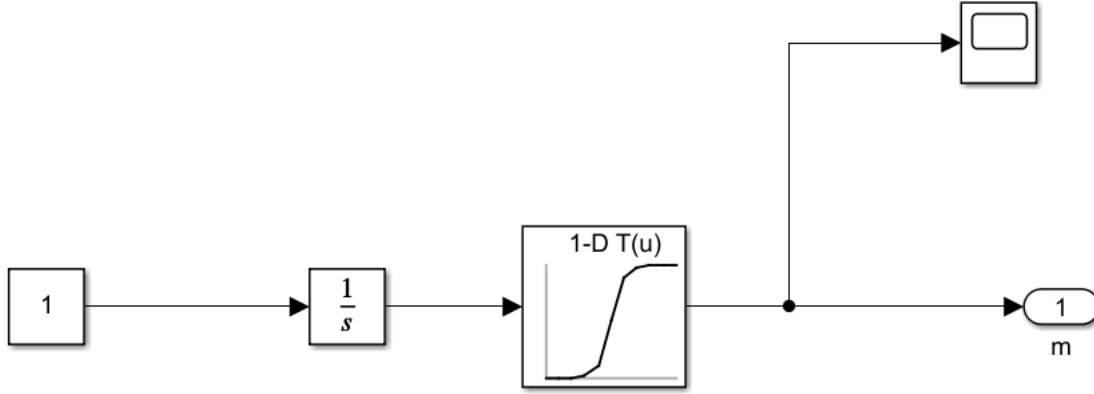
## 2.3. Motor Modeli

Roketin kütlesi uçuş süresi boyunca sürekli değişmektedir. Roket tepe noktasına (apogee) kadar uçuş süresi boyunca kütle değişimini hesaplayabilmek için roketin itki kuvvetine ihtiyaç duyulmaktadır. Kütle değişimi iki farklı yolla hesaplanmıştır. İlk olarak MATLAB programında kütle değişim kodu yazılmıştır. Kodun içinde roketin yakıt kütlesi ve yanma süreci verileri yer almaktadır. Veriler seçilmiş roket motorunun kataloğundan alınmıştır. Yakıtın yanma süresi 4.27 saniye ve yakıt miktarı 4349 gram'dır. MATLAB programında yazılmış olan kütle değişim yazılımının çıktı sonucu Simulink bloğuna grafik şeklinde aktarılmıştır. Sonuç olarak ekranda uçuş süresi boyunca roketin kütle değişimini vermektedir.

```
>> m=25;
>> m_yakit=4.659;
>> m_dot=m_yakit/4.27;
>>
>> for i=1:1000

    m(i+1)= m(i)-m_dot;
    if i>4.27
        m(i)=25-m_yakit;
    end
end
```

*Matlab Kütle Değişim Yazılım Kodu*

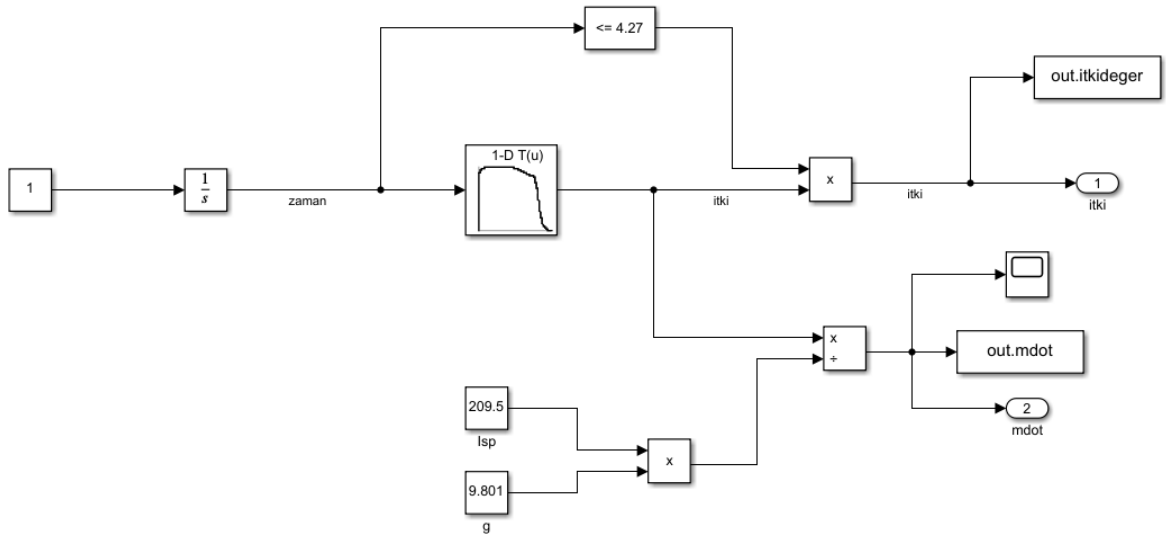


*Simulink Kütle Değişim Blok*

İkinci seçenek olarak kütle değişimi, motorun özgül itki formülüne göre hesaplanmıştır. Yarışma Komitesi tarafından verilen girdi değerlerine göre aşağıdaki formülden Simulink'te blok seti kurulmuştur.

Roket itki kuvveti yakıt yanma süreci boyunca değişmekte olup, Simulink bloğuna grafik şeklinde aktarılmıştır.

$$\text{İtki} = I_{sp} * \frac{dm}{dt} * g_0$$



*Isp ve İtki Değerine Göre Hesaplanan Kütle Değişim Modeli*

- İtki kuvveti – zaman grafiği
- Atılan kütle – zaman grafiği

## 2.4. Aerodinamik Model

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} * \rho * V^2 * A}$$

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} * \rho * V^2 * A}$$

$$C_l = 0$$

$$Mach Sayısı = \frac{V_0}{a}$$

$$V_0 = \text{Roketin hızı} \left( \frac{m}{s} \right)$$

$$a = \text{Ses hızı}$$

## 2.5. Benzetim Yapısı

## 2.6. Benzetimin Doğrulanması

## 2.7. Benzetim Sonuçları

## 3. Benzetim Çıktı Formatı

### 3.1. Doğrulama Benzetim Çıktıları

Tablo 4. Benzetim Çıktı Formatı

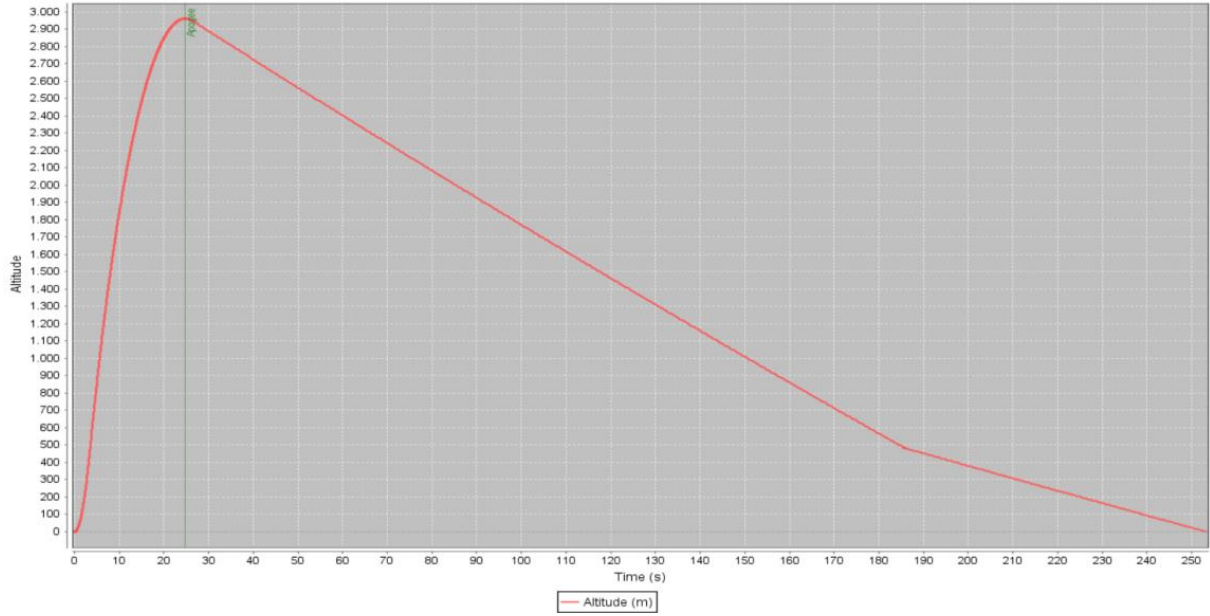
	Değer
Maksimum Mach Sayısı [-]	
Tepe Noktası Pozisyonu [m]	[-, 0, -,]
Tepe Noktası Hızı (bileşke) [m/s]	
Tepe Noktası Mach Sayısı [-]	
Tepe Noktası Zamanı [s]	

### 3.2. Benzetim çıktıları ve Karşılaştırma Formatı

Tablo 5. Benzetim Çıktı ve Karşılaştırma Formatı

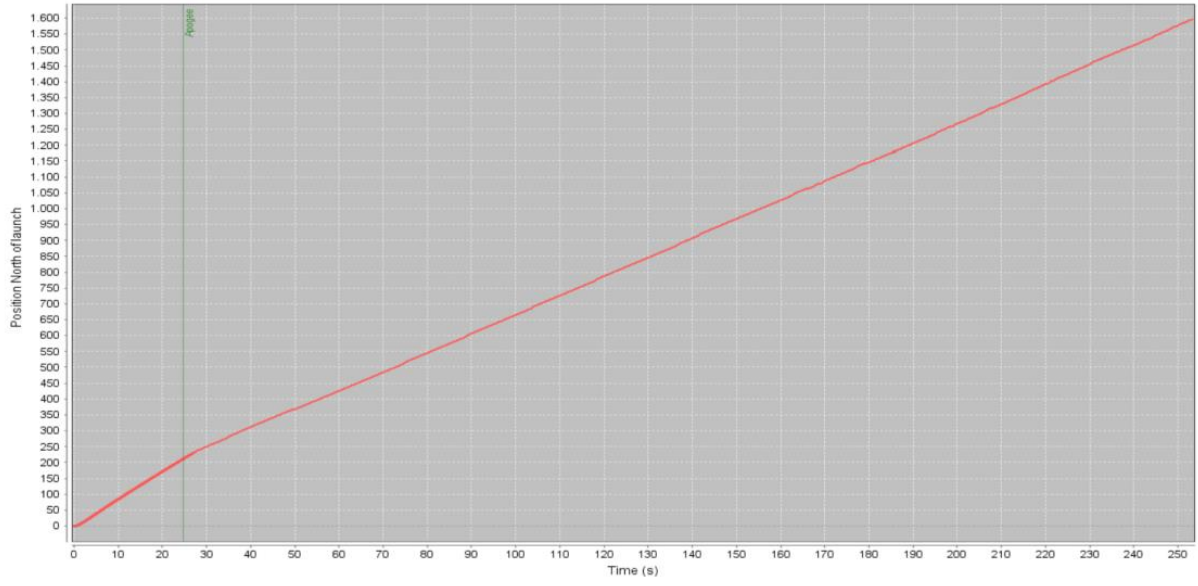
	OpenRocket Değeri (a)	Benzetim Değeri (b)	Yüzdece Fark (b-a)/a*100
Maksimum Mach Sayısı [-]	0,77		
Tepe Noktası Pozisyonu [m]	[1600, 0, 2945]		
Tepe Noktası Hızı (bileşke) [m/s]	8,45		
Tepe Noktası Mach Sayısı [-]	0,0072		
Tepe Noktası Zamanı [s]	24,8		

### 4. Grafikler

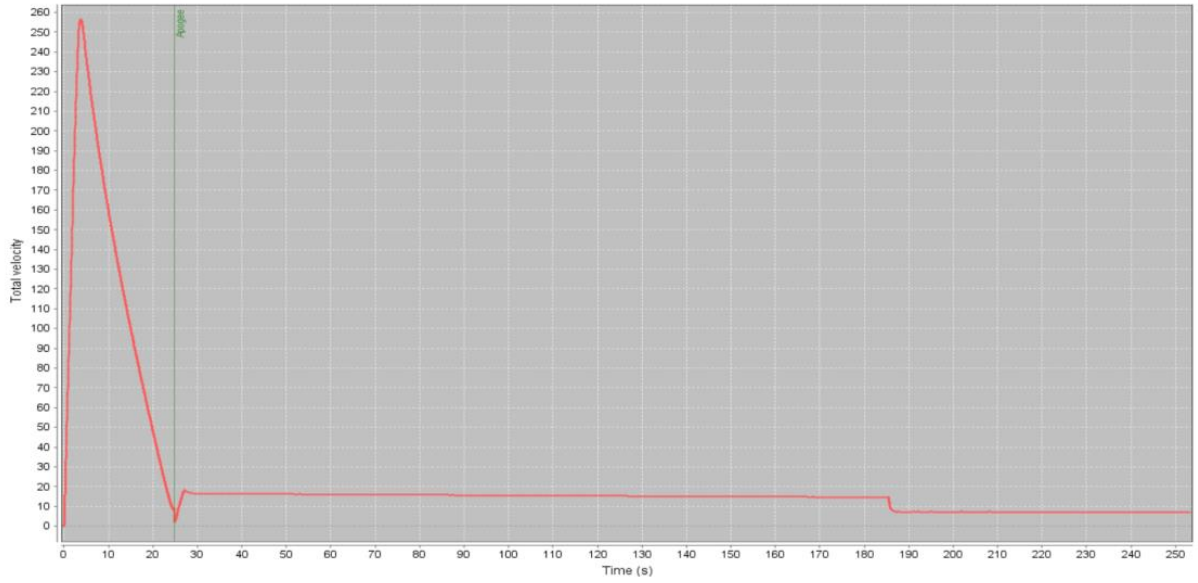


Yükseklik-Zaman Grafiği

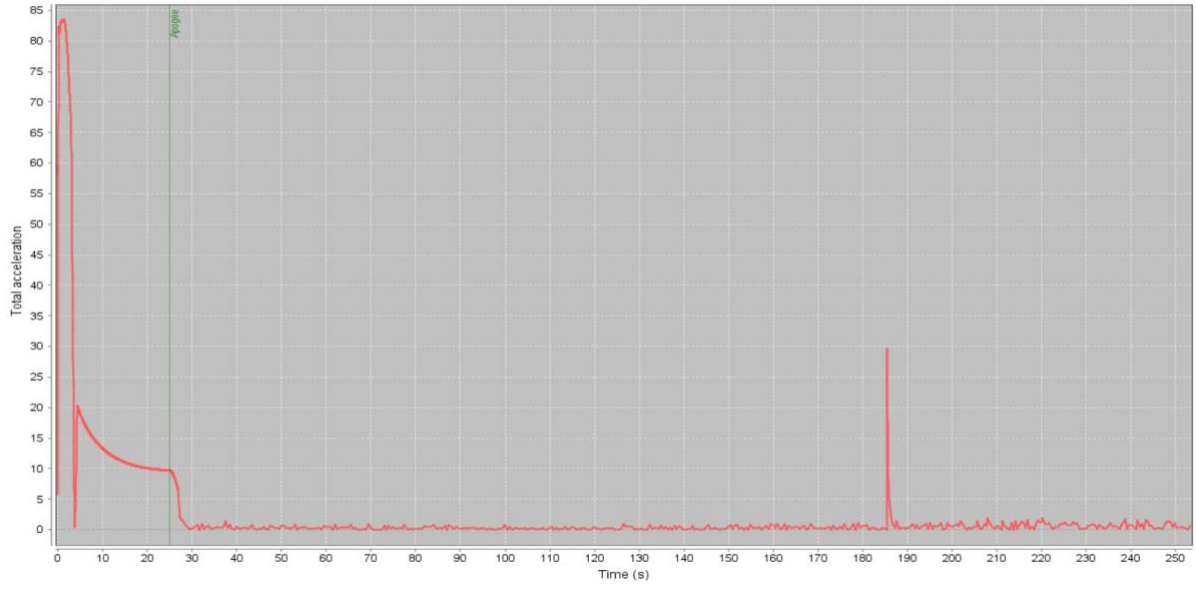




Menzil-Zaman Grafiği



Bileşke Hız-Zaman Grafiği



Bileşke İvme-Zaman Grafiği

## Kaynakça

<https://www.youtube.com/watch?v=4HowuHLWavg&t=1151s>

2003, M. G.-G. (tarih yok).

Hammargren, K. (2018). Aerodynamics Modeling of Sounding Rockets.

[https://engineering.fandom.com/wiki/Specific\\_impulse](https://engineering.fandom.com/wiki/Specific_impulse). (tarih yok).

<https://www.mathworks.com/help/aeroblks/3dofbodyaxes.html>. (tarih yok).

Siouris, G. (2003). Missile Guidance and Control System.