



TEKNOFEST 2022 ROKET YARIŞMASI UÇUŞ BENZETİM RAPORU

HAZIRLAYAN:

ARCTURUS ROCKET TEAM

DANIŞMAN:

DR. ÖĞRETİM ÜYESİ ERDEM ÖZYURT

ARCTURUS ROKET TEAM

ESKİŞEHİR TEKNİK ÜNİVERSİTESİ

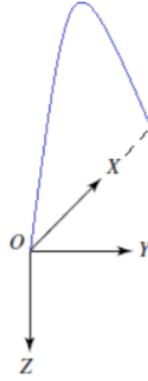
01.05.2022



İÇİNDEKİLER

1. GİRİŞ.....	3
2. KİNEMATİK DENKLEMLER.....	4
3. ATMOSFER MODELİ.....	7
4. MOTOR MODELİ.....	9
5. ZAMANA BAĞLI İTKİ KUVVETİ MODELİ.....	9
6. ZAMAN BAĞLI YAKIT KÜTLESİ MODELİ.....	10
7. AERODİNAMİK MODEL.....	12
8. BENZETİM YAPISI.....	14
9. BENZETİMİN DOĞRULANMASI.....	18
10. BENZETİM SONUÇLARI.....	20
11. MAKSİMUM DİNAMİK BASINCIN ROKET İÇİN ÖNEMİ NEDİR?.....	22
12. REFERANSLAR.....	23

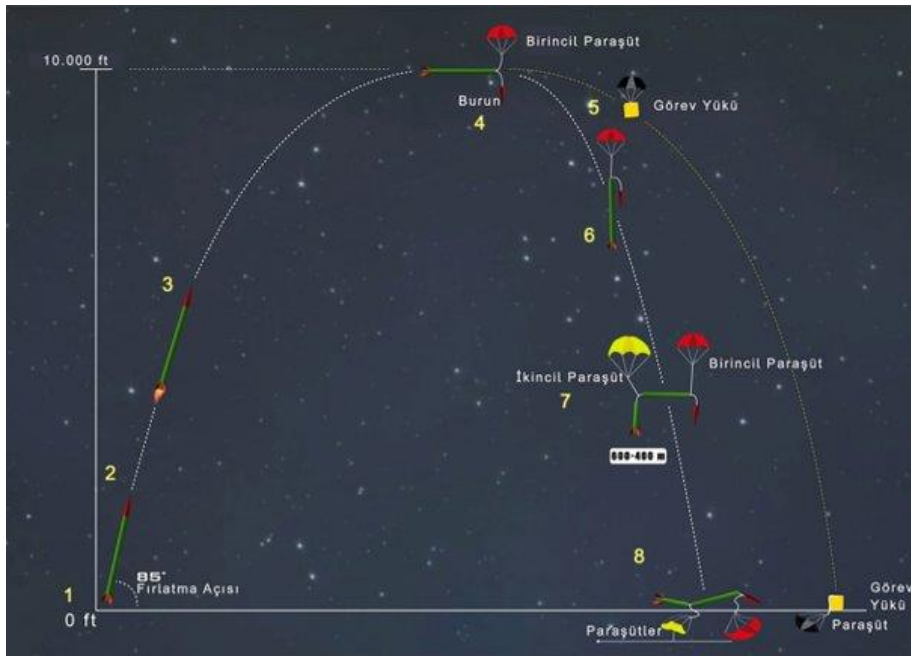
Serbestlik derecesinin tanımı: mekanik sistemlerde, sistemin konfigürasyonunu veya durumunu tanımlayan bağımsız değişkenlerin sayısıdır. Fizikte toplam 6 serbestlik derecesi vardır. Bunlar X Y Z eksenleri ve bu eksenler etrafındaki dönme hareketleridir. Roket modellemesi yapılırken kullanılacak serbestlik dereceleri X ve Z eksenleridir. Bunun nedeni yazının ilerleyen kısımlarında açıklanacaktır. Bu eksen takımında X ve Y eksenleri yer yüzeyine paraleldir. X eksen atış hattı doğrultusuna, Y eksen sağa, Z eksen ise aşağıya doğru tanımlıdır.

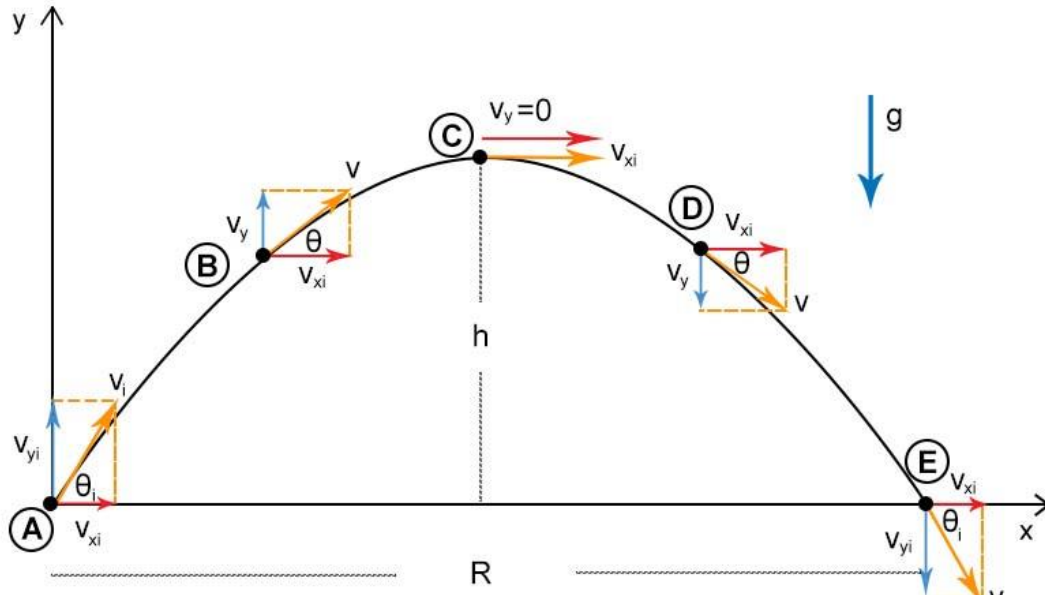


Şekil 1: Ateşleme Noktası Eksen Takımı ve Örnek Yörünge

Roketler, motorlarından çıkan itki kuvveti sayesinde irtifa kazanan ve yakıtları bittiği zaman kütle çekim kuvveti etkisiyle yer yüzeyine doğru düşmeye başlayan hava araçlarıdır. Bu araçların görevleri hedeflenen irtifaya çıkıp gerekli ölçümleri yapmak ve/veya faydalı yüklerini bırakmaktır. İki eksenli roket fırlatım modellemesini aerodinamik sürüklenme ve motor itki kuvvetlerini hesaba katmadan ve açılı bir şekilde ilk hız ile fırlatma yaptığımız için roketimizi “**Projectile Motion (Atış hareketi)**” kullanarak modelleyebiliriz. Örnek vermek gerekirse şekil 1’de iki eksenli roket hareketini ve grafik 1’de yatay atış hareketinin modellemesini görmekteyiz.

Şekil 2: Model Roketin Uçuşu





Şekil 3: Örnek Eğik Atış Hareketi

Grafik 1 ve Şekil 1’den de görüldüğü üzere roket yatay atış hareketi yapmaktadır. Yatay atış hareketi iki eksen ele alınarak ilk hız ve açı ile yapılan atış hareketidir. Bu atış hareketinde yatay hız (Dış kuvvetler ihmal edilirse) sabit kalır dikey hız sürekli değişkenlik gösterir.

Roketin bu hareketi yapmasındaki en büyük etkenler aerodinamik sürüklenme ve itki kuvvetinin ihmal edilmesidir. Bu varsayım sonucu şekil 2’deki roket hareketini grafik 1’deki yatay atış hareketi şeklinde modelleyebiliriz.

Kinematik Denklemler [5]

Konum:

Verilen bir anda P parçacığı (Roket) s eğrisel yolu üzerinde (x, y, z) noktasında ise konumu 1.1’ de verilen konum vektörü ile tanımlanır.[1]

$$\mathbf{r} = x\mathbf{i} + y\mathbf{j} + z\mathbf{k} \quad (1.1)$$



Parçacığın hareketi ve yörüngesinin şeklinden dolayı, genellikle \mathbf{r} 'nin x , y , z , bileşenlerinin tamamı zamana bağlı fonksiyonlardır. 1.1'de verilen vektör üzerinden yorum yaparak $\mathbf{r} = \mathbf{r}(t)$ olacak şekilde

$$x = x(t) \quad (1.2)$$

$$y = y(t) \quad (1.3)$$

$$z = z(t) \quad (1.4)$$

eşitlikleri kabul edilir.

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (1.5)$$

\mathbf{r} 'nin büyüklüğü daima 1.5'teki eşitlik olarak tanımlanır. \mathbf{r} 'nin doğrultusu $\mathbf{u}_r = \mathbf{r}/r$ birim vektörünün bileşenleri yardımıyla belirlenir.

Hız:

\mathbf{r} 'nin zamana göre birinci türevi (1.6) parçacığın \mathbf{v} hızını verir.

$$\mathbf{v} = \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \frac{d}{dt}(xi) + \frac{d}{dt}(yj) + \frac{d}{dt}(zk) \quad (1.6)$$

Türev alındığı zaman, vektörün bileşenlerinin her birinin hem büyüklüğü hem de doğrultusundaki değişimleri hesaba katmak gerekir. Bu yüzden \mathbf{v} 'nin \mathbf{i} bileşenine türev işlemi uygulanır. (1.7) [1]

$$\frac{d}{dt}(xi) = \frac{dx}{dt}\mathbf{i} + x\frac{d\mathbf{i}}{dt} \quad (1.7)$$

x , y , z referans sistemi sabit olduğundan ve dolayısıyla \mathbf{i} 'nin doğrultusu ve büyüklüğü zamanla değişmediğinden, sağ taraftaki ikinci terim sıfırdır. \mathbf{j} ve \mathbf{k} bileşenlerinin türevi benzer şekilde oluşturulabilir ve 1.8'de verilen sonuç elde edilir.

$$\mathbf{v} = \frac{d\mathbf{r}}{dt} = v_x\mathbf{i} + v_y\mathbf{j} + v_z\mathbf{k} \quad (1.8)$$

\dot{x} , \dot{y} , \dot{z} sırasıyla 1.2, 1.3 ve 1.4’ de verilen parametrik denklemlerin zamana göre birinci türevlerini göstermektedir. Hız vektörü pozitif

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} \quad (1.9)$$

$$\mathbf{u}_v = \mathbf{v}/v \quad (1.10)$$

1.9 ile tanımlanan bir büyüklük ve 1.10 birim vektörünün bileşenleri ile belirlenen bir doğrultuya sahiptir. Bu doğrultu daima yörüngeye teğettir.

İvme:

Bir parçacığın ivmesi denklem 1.8’in zamana göre birinci türevini alarak elde edilebilir. Buna göre 1.11’deki sonuç [1]

$$\mathbf{a} = \frac{d\mathbf{v}}{dt} = a_x \mathbf{i} + a_y \mathbf{j} + a_z \mathbf{k} \quad (1.11)$$

$$v_x = v_x(t), v_y = v_y(t), v_z = v_z(t) \quad (1.12)$$

elde edilir. a_x, a_y, a_z sırasıyla 1.12’deki fonksiyonlarının zamana göre birinci türevlerini veya 1.2, 1.3 ve 1.4’te verilen fonksiyonlarının zamana göre ikinci türevlerini gösterir. İvme vektörü, pozitif 1.13

$$a = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \quad (1.13)$$

$$\mathbf{u}_a = \mathbf{a}/a \quad (1.14)$$

değeri ile tanımlanan bir büyüklük ve 1.14 birim vektörünün bileşenleri ile belirlenen bir “doğrultuya” sahiptir. “a”, hız vektörünün zamana göre değişim hızını gösterdiğinden, genellikle parçacığın izlediği yola teğet olmaz.

Uçuş Yolu Açısı Hesabı Denklemi:

Bir parçacık belirli bir açıyla fırlatıldığı zaman, yatay ve dikey hızının bileşkeleri bize t anındaki bileşke hızını verir. Şekil 3’te B anındaki parçacık hızı incelendiğinde, dikey ve yatay ekseninde bileşenlerine ayrılır. Bu bileşenlerin birbirine oranlarının ters tanjant fonksiyonu alındığında 1.15’teki eşitlik elde edilir.

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{v_y}{v_x}\right) \quad (1.15)$$

Atmosfer Modeli

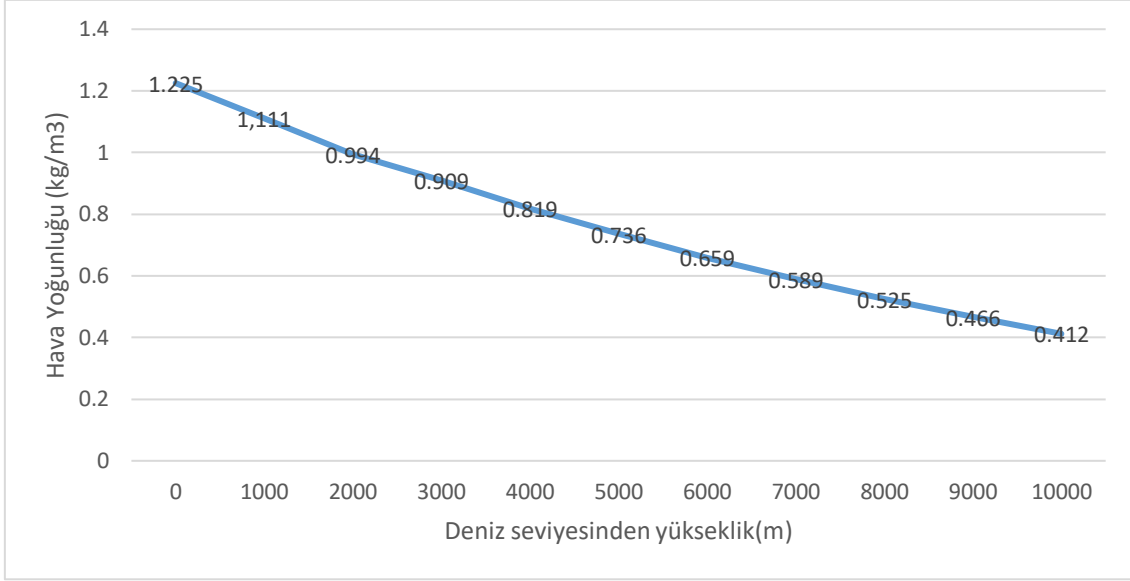
Atmosfer modeli olarak Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modeli seçilmiştir. Uluslararası Standart Atmosfer (ISA), Dünya atmosferinin sıcaklık, basınç, yoğunluk, viskozite gibi özelliklerinin irtifaya bağlı olarak nasıl değiştiğini gösteren bir atmosfer modelidir. ISA şartlarında deniz seviyesinde sıcaklık $+15^{\circ}\text{C}$; atmosfer basıncı 1013,25 mb; yoğunluk 1 p/p_0 ; kinematik viskozite $1,461 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{sn}$; ısı iletkenliği $2,534 \times 10^{-2} \text{ W/m}$; ses hızı 340,3 m/s'dir. [2]

Tablo 1: Atmosfer Katman Özellikleri Tablosu

Katman	Katman İsmi	Temel Jeopotansiyel Yükseklik h (km)	Temel Jeometrik Yükseklik z (km)	Değişim Oranı ($^{\circ}\text{C}/\text{km}$)	Temel Sıcaklık T ($^{\circ}\text{C}$)	Temel Atmosfer Basıncı p (pa)
0	Troposfer	0	0	-6,5	+15,0	101325
1	Tropopoz	11	11,019	+0	-56,5	22632
2	Stratosfer	20	20,063	+1	-56,5	5474,9
3	Stratosfer	32	32,162	+2,8	-44,5	868,02
4	Stratopoz	47	47,350	+0	-2,5	110,91
5	Mezosfer	51	51,413	-2,8	-2,5	66,939
6	Mezosfer	71	71,802	-2	-58,5	3,9564
7	Mezopoz	84,852	86	--	-86,2	0,3734

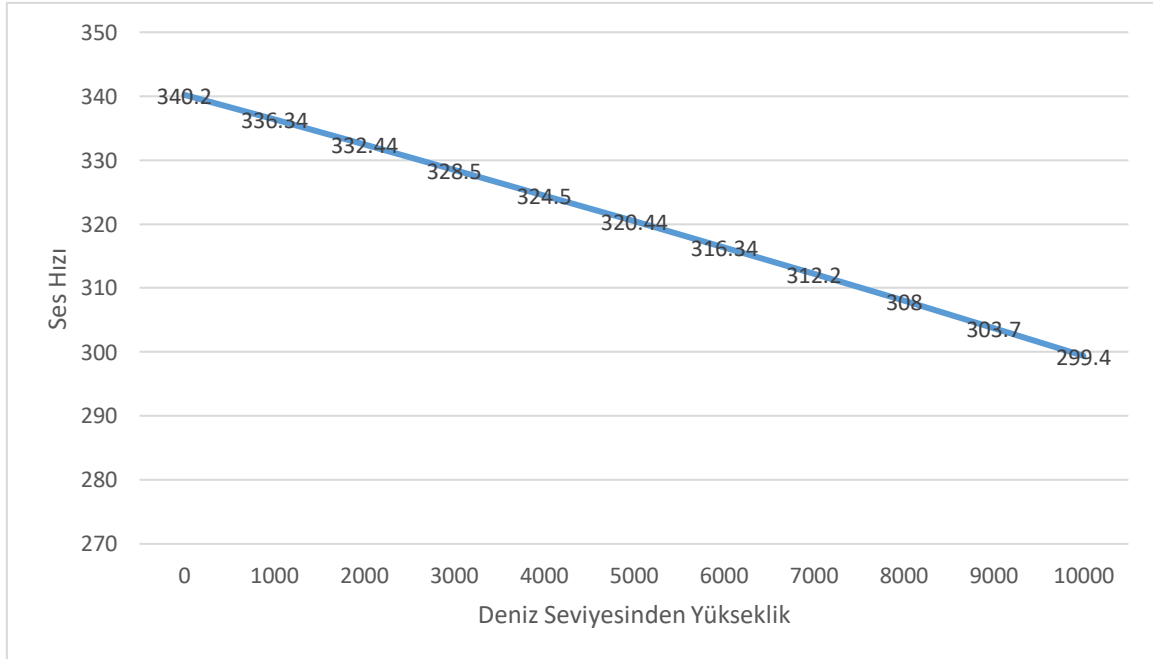
Hava Yoğunluğu- Deniz yüksekliği grafiği:

Aşağıdaki grafik hazırlanırken, hava yoğunluğu hesabının yapılabilmesi için, belirlenen yükseklik seviyesindeki hava basıncı ve sıcaklık değerlerine ihtiyaç duyulur. Basınç ve sıcaklık değerleri NASA (1976) ASHRAE Handbook-Fundamentals,2013 kaynağından referans olarak alınmıştır. Deniz seviyesinden yükselmeye başlandığında hava sıcaklığı ve basınç değeri azaldığı için hava yoğunluğunda da azalma görülmektedir.



Şekil 4: Deniz Seviyesine Bağlı Hava Yoğunluğu

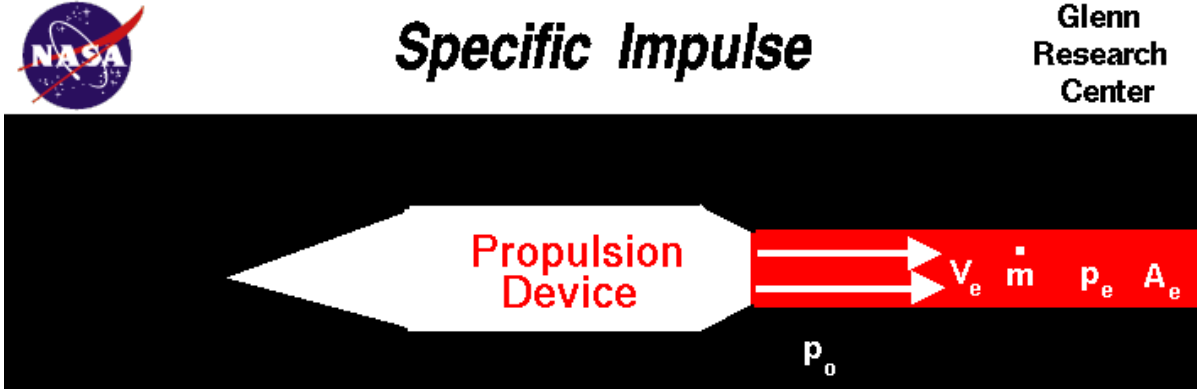
Ses hızı – Deniz seviyesi yüksekliği:



Şekil 5: Deniz Seviyesine Bağlı Ses Hızı

Yukarıdaki grafik hazırlanırken ses hızının deniz seviyesinden yükseldikçe sıcaklık ile değişimi gözükmemektedir. Her 1000 metrede hava sıcaklığı hesaplanmıştır. Havanın yükseldikçe soğuması ile orantılı olarak ses hızında azalma gözükmemektedir.

Motor Modeli



İtke kuvveti bir roketi havada hareket ettiren kuvvettir. İtke roket motoru tarafından gaz kütlesinin hızlandırılması reaksiyonu yoluyla üretilir. Gaz arkaya doğru hızlandırılır ve roket gaz çıkışının tersi yönünde hızlanır. Gazı hızlandırmak için bir tür itke sistemine ihtiyaç duyulur. En temel şekilde itke sistemi gazı hızlandıran bir makinedir. Newton'un ikinci hareket yasasında, bir cismin momentumundaki değişim, cismin üzerine uygulanan itme ile orantılıdır ve itmenin uygulandığı düz doğru boyunca meydana gelir. [3]

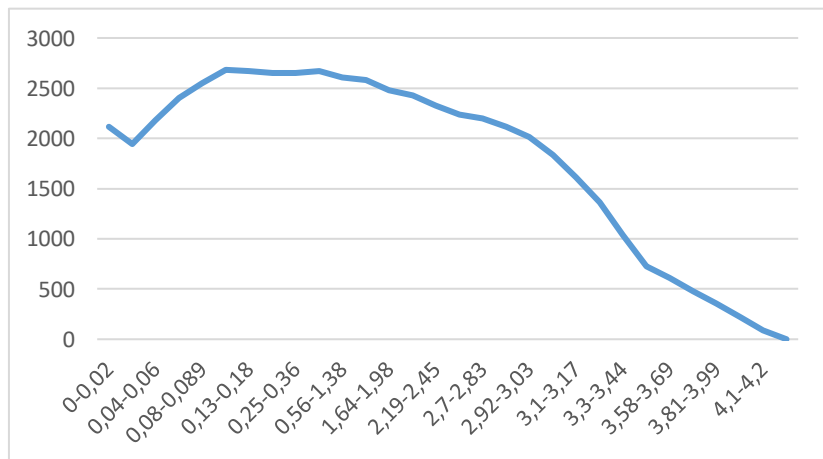
$$F = \dot{m} \times v_e - \dot{m} \times v_0 + (p_e - p_o) \times A_e \quad (1.16)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \quad (1.17)$$

Zamana Bağlı İtke Kuvveti Modeli

M2020 motorun zamana bağlı itke grafiğini doğrusal hale getirip iki grafik birleştirildiğinde doğrulama sağlanmıştır. Grafikteki seçilen saniyelerdeki itke kuvveti değerlerini alınarak yeni bir grafik elde edilir.

Şekil 6: Zamana Bağlı İtke Kuvveti



Zamana Bağlı Yakıt Kütlesi Modeli

Newton'un ikinci hareket yasasında, bir cismin momentumundaki değişim, cismin üzerine uygulanan itme ile orantılıdır ve itmenin uygulandığı düz doğru boyunca meydana gelir. Sıvı veya katı yakıtlı roket motorları için 1.16'daki denklem sadeleştirilerek 1.17 elde edilir.[3]

$$F = \dot{m} \times v_e + (p_e - p_0) \times A_e \quad (1.17)$$

Bir roketin toplam itkisi (I), toplam atış süresinin ortalama itme kuvveti ile çarpımı olarak 1.18'deki gibi tanımlanır.

$$I = F \cdot \Delta t \quad (1.18)$$

İtke zamanla değişebileceğinden toplam itme için bir integral denklemi de tanımlanabilir ve 1.19'daki ifade elde edilir.

$$I = \int f \, dt \quad (1.19)$$

Yukarıda verilen itki denklemi yerine koyulduğunda 1.20'deki ifadeye ulaşılır.

$$I = \int \dot{m} \times V_{eq} \quad (1.20)$$

$$I = m \times V_{eq} \quad (1.21)$$

Son olarak m değeri yakıtın toplam kütlesidir. Spesifik itkiyi tanımlamak için bu denklemi yakıtın ağırlığına böleriz. Spesifik kelimesi burada sadece "ağırlığa bölünen" (I_{sp}) anlamına gelir.

$$I_{sp} = V_{eq} / g_0 \quad (1.22)$$

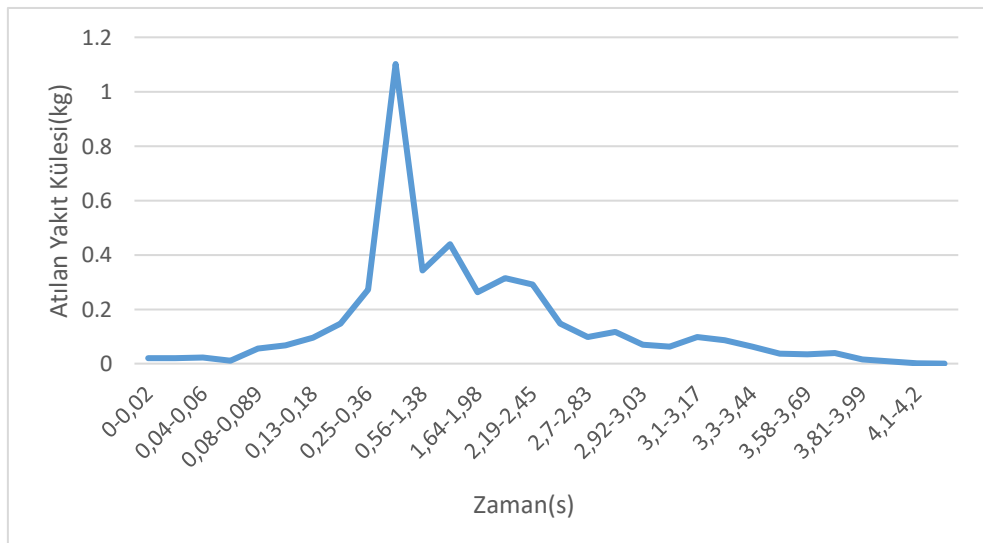
Burada g_0 yer çekimi ivme sabitidir. İvme cinsinden eşdeğer hızı denkleme yazdığımızda 1.23 elde edilir.

$$I_{sp} = F / (\dot{m} \times g_0) \quad (1.23)$$

Matematiksel olarak I_{sp} üretilen itmenin itici gazların ağırlık akışına oranıdır.

first time	last time	geçen zam	thrust1	thrust2	avg thrust	avg imp	prop mass (Yakıt Kütlesi)	Prop Coefficient (Spesifik İtki)	Yakıt Ağırlı
0	0,02	0,02	0	2113	1056,5	21,13	4,33824	1963,687	4,349
0,02	0,04	0,02	2113	1945	2029	40,58	4,317574	1963,687	
0,04	0,06	0,02	1945	2180	2062,5	41,25	4,296568	1963,687	
0,06	0,08	0,02	2180	2403	2291,5	45,83	4,273229	1963,687	
0,08	0,089	0,009	2403	2549	2476	22,284	4,261881	1963,687	
0,089	0,13	0,041	2549	2683	2616	107,256	4,207262	1963,687	
0,13	0,18	0,05	2683	2672	2677,5	133,875	4,139086	1963,687	
0,18	0,25	0,07	2672	2649	2660,5	186,235	4,044247	1963,687	
0,25	0,36	0,11	2649	2649	2649	291,39	3,895858	1963,687	
0,36	0,56	0,2	2649	2672	2660,5	532,1	3,624888	1963,687	
0,56	1,38	0,82	2672	2605	2638,5	2163,57	2,523098	1963,687	
1,38	1,64	0,26	2605	2582	2593,5	674,31	2,179708	1963,687	
1,64	1,98	0,34	2582	2482	2532	860,88	1,741309	1963,687	
1,98	2,19	0,21	2482	2426	2454	515,34	1,478874	1963,687	
2,19	2,45	0,26	2426	2325	2375,5	617,63	1,164348	1963,687	
2,45	2,7	0,25	2325	2236	2280,5	570,125	0,874014	1963,687	
2,7	2,83	0,13	2236	2202	2219	288,47	0,727112	1963,687	
2,83	2,92	0,09	2202	2113	2157,5	194,175	0,628229	1963,687	
2,92	3,03	0,11	2113	2012	2062,5	226,875	0,512694	1963,687	
3,03	3,1	0,07	2012	1833	1922,5	134,575	0,444162	1963,687	
3,1	3,17	0,07	1833	1610	1721,5	120,505	0,382795	1963,687	
3,17	3,3	0,13	1610	1364	1487	193,31	0,284353	1963,687	
3,3	3,44	0,14	1364	1039	1201,5	168,21	0,198693	1963,687	
3,44	3,58	0,14	1039	726	882,5	123,55	0,135775	1963,687	
3,58	3,69	0,11	726	614	670	73,7	0,098244	1963,687	
3,69	3,81	0,12	614	480	547	65,64	0,064817	1963,687	
3,81	3,99	0,18	480	357	418,5	75,33	0,026455	1963,687	
3,99	4,1	0,11	357	223	290	31,9	0,01021	1963,687	
4,1	4,2	0,1	223	89	156	15,6	0,002266	1963,687	
4,2	4,3	0,1	89	0	44,5	4,45	0	1963,687	

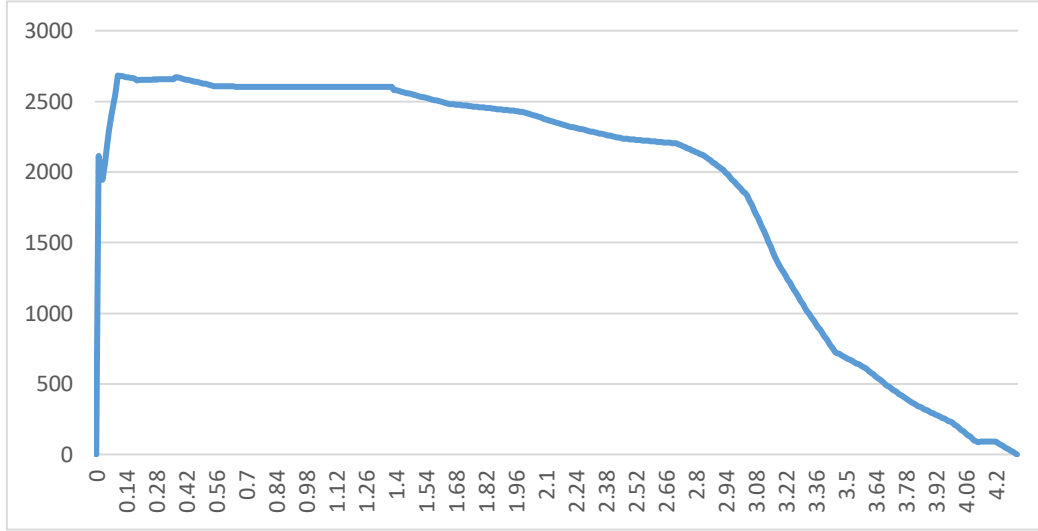
Şekil 7: M2020 Roket Motorunun Yakıt Kütlesi Tablosu



Şekil 8: Zamana Bağlı Atılan Yakıt Külesi Grafiği

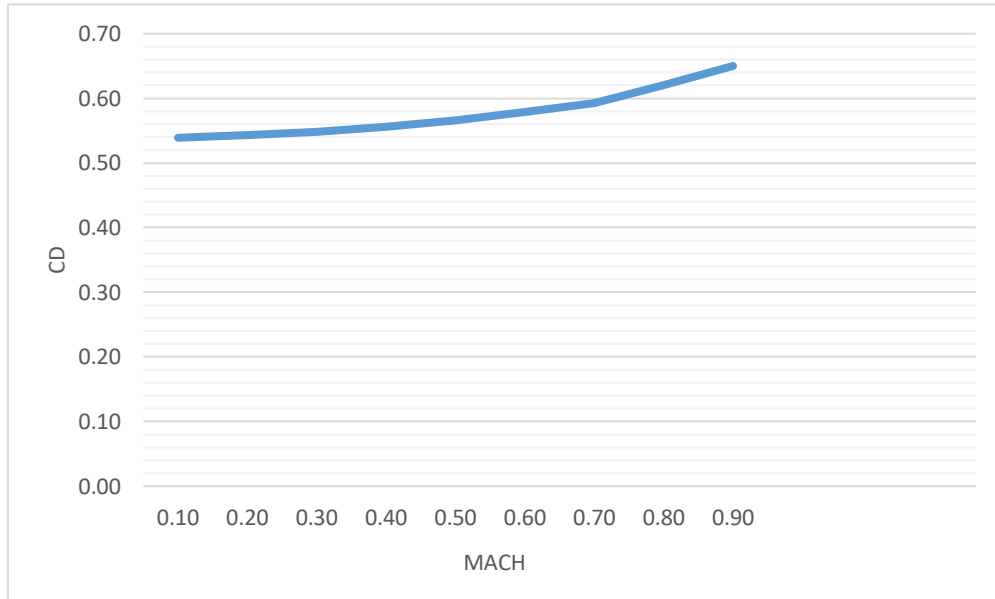
Aerodinamik model

M2020 roket motorunun firmanın verdiği itki grafiğine interpolasyon uygulanarak 0,01 saniyelik aralıklara bölünmüştür. Aşağıdaki grafiğe tüm veriler yüklenmesine rağmen grafiğe veriler sığmamıştır. 0,01 saniye aralıklarıyla oluşturulan itki zaman grafiği 432 satırdan oluştuğu için Excel dosyasında paylaşılacaktır.



Şekil 9: M2020 Roket Motoru İtki Kuvveti Grafiği

Roketimizin Mach değeri en fazla 0.77'dir. Bizim tasarladığımız modelde mach değerleri 0- 0,9 aralığında belirlenmiştir. 0- 0,77 Mach aralığındaki C_d değerleri open rocket programından alınmıştır. 0,77 – 0,9 Mach aralığındaki değerler grafik çizerek, değerler çizilen grafik üzerinden tespit edilmiştir.



Şekil 10: C_d - Mach Sayısı Grafiği



Benzetim Yapısı

Benzetimin yapısı eğik atış modeli şeklinde modellenmiştir. Bunun başlıca nedeni ise hareketin iki eksenli (x ve z) olup aerodinamik sürüklenme, motor iki kuvveti kullanılırken taşıma/kaldırma hesaba katılmamıştır.

Hesaplamalar yapılırken MATLAB programından yararlanılmış olup internet tabanlı çevrimiçi ortamda bulunmuş mevcut kod metinleri geliştirilip gerekli çözümler yaptırılmıştır. MATLAB çıktısı ve çözümlemenin yapıldığı kod bloğu rapor içerisinde verilmiştir.[4]



```
% Program:
% rocket uçuş rotası hesaplama

% Değişkenler:
% Delta = Zaman Adımı (s)
% t = Süre (s)
% Thrust = İtke (N)
% Mass = Kütle (kg)
% Mass_Rocket_With_Motor = Motor dahil kütle(kg)
% Mass_Rocket_Without_Motor = Motor hariç kütle(kg)
% Theta = Açık (deg)
% C = Sürüklenme katsayısı
% Rho = hava yoğunluğu (kg/m^3)
% A = Rocket kesit alanı (m^2)
% Gravity = Yer çekimi (m/s^2)
% n = Sayaç
% Fn = Normal Kuvveti (N)
% Drag = Drag Kuvveti (N)
% Fx = Yatay kuvvetler toplamı (N)
% Fy = Dikey kuvvetler toplamı (N)
% Vx = Yatay Hız (m/s)
% Vy = Dikey Hız (m/s)
% Ax = Yatay ivme (m/s^2)
% Ay = Dikey ivme (m/s^2)
% x = Yatay pozisyon (m)
% z = Dikey Pozisyon (m)
% Distance_x = Yatay yönde katedilen mesafe (m)
% Distance_z = Dikey yönde katedilen mesafe (m)
% Distance = Toplam katedilen mesafe (m)
% Memory_Allocation = İzin verilen maksimum adım sayısı

clear, clc, format longG

% Parametreler
Delta = 0.01;           % Zaman Adımı
Memory_Allocation = 30000;

t = zeros(1, Memory_Allocation);
Thrust = zeros(1, Memory_Allocation);
Mass = zeros(1, Memory_Allocation);
Theta = zeros(1, Memory_Allocation);
Fn = zeros(1, Memory_Allocation);
Drag = zeros(1, Memory_Allocation);
Fx = zeros(1, Memory_Allocation);
Fz = zeros(1, Memory_Allocation);
```

```
Ax = zeros(1, Memory_Allocation);
Ay = zeros(1, Memory_Allocation);
Vx = zeros(1, Memory_Allocation);
Vz = zeros(1, Memory_Allocation);
x = zeros(1, Memory_Allocation);
z = zeros(1, Memory_Allocation);
Distance_x = zeros(1, Memory_Allocation);
Distance_z = zeros(1, Memory_Allocation);
Distance = zeros(1, Memory_Allocation);

C(1) = 0.434; % Sürüklenme katsayısı
Rho = 1.043168; % 900 metrede hava yoğunluğu(kg/m^3)
A = pi*(0.14^2)/4; % Roket kesit alanı (m^2)
Gravity = 9.801; % Yer çekimi(m/s^2)
Mass_Rocket_With_Motor = 29.659; % Motor dahil kütle (kg)
Mass_Rocket_Without_Motor = 25; % Motor Hariç Kütle(kg)
itki = readtable("veri_itki_F_2022_w0T8e.xlsx");
Cd = readtable("veri_aero_Cd_2022_3QHIV.xlsx");
Theta(1) = 85; % Başlangıç Açısı (deg)
Vx(1) = 2*cosd(85); % Başlangıç yatay hız(m/s)
Vz(1) = 2*sind(85); % Başlangıç dikey hız(m/s)
x(1) = 0; % Başlangıç yatay pozisyon(m)
z(1) = 0.1; % Başlangıç dikey pozisyon (m)
Distance_x(1) = 0; % Başlangıç yatay katedilen mesafe (m)
Distance_z(1) = 0; % Başlangıç dikey katedilen mesafe (m)
Distance(1) = 0; % Başlangıç katedilen mesafe (m)
Mass(1) = Mass_Rocket_With_Motor; % Başlangıç roket kütlesi (kg)
V = sqrt(Vx(1)^2+Vz(1)^2)/340; % Mach olarak net hız
Isp = 209.5;
Fnet(1) = sqrt(Fx(1)^2+Fz(1)^2);
P=0.5*Rho*(sqrt(Vx(1)^2+Vz(1)^2))^2;

n = 1;
while Vz(n) > 0 % Apogee ye kadar çalış
    n = n+1; % zaman adımını arttır

    t(n)= (n-1)*Delta; % Geçen süre

    % Roket thrust hesapla
    if t(n) <= 0.1
        Thrust(n) = itki{n,2};
        Mass(n) = Mass_Rocket_With_Motor - exp(log(4.659)-(Thrust(n)/(Isp*Gravity)));
    elseif t(n) > 0.1 && t(n) < 4.24
        Thrust(n) = itki{n,2};
        Mass(n) = Mass_Rocket_With_Motor - exp(log(4.659)-(Thrust(n)/(Isp*Gravity)));
    elseif t(n) >= 4.24
        Thrust(n) = 0;
```

```
Mass(n) = Mass_Rocket_Without_Motor; % Motor yakıtı bitiyor
end

% Sürüklenme katsayısı hesaplama
V(n) = sqrt(Vx(n-1)^2+Vz(n-1)^2)/340;
if V(n) > 0 && V(n) <= 2 && z(n) < 3000
    for c= 1:height(Cd)
        if Cd{c,"Mach"} < V(n) && Cd{c+1,"Mach"} > V(n)
            C = Cd{c,"Cd"};
        end
    end
end

Drag(n)= 0.5*C*Rho*A*(Vx(n-1)^2+Vz(n-1)^2); % Sürüklenme kuvveti hesaplama

% Net kuvvetleri hesaplama
Fx(n)= Thrust(n)*cosd(Theta(n-1))-Drag(n)*cosd(Theta(n-1))...
-Fn(n)*sind(Theta(n-1)); % x eksenindeki kuvvetler
Fz(n)= Thrust(n)*sind(Theta(n-1))-(Mass(n)*Gravity)-...
Drag(n)*sind(Theta(n-1))+Fn(n)*cosd(Theta(n-1)); % z eksenindeki kuvvetler

% İvme hesapları
Ax(n)= Fx(n)/Mass(n); % x eksen
Ay(n)= Fz(n)/Mass(n); % z eksen

% Hız hesapları
Vx(n)= Vx(n-1)+Ax(n)*Delta; % x eksen
Vz(n)= Vz(n-1)+Ay(n)*Delta; % z eksen

% Pozisyon hesapları
x(n)= x(n-1)+Vx(n)*Delta; % x eksen
z(n)= z(n-1)+Vz(n)*Delta; % z eksen

if z(n) > 3000
    for c= 1:height(Cd)
        if Cd{c,"Mach_1"} < V(n) && Cd{c+1,"Mach_1"} > V(n)
            C = Cd{c,"Cd_1"};
        end
    end
end

% Mesafe Hesapları
Distance_x(n) = Distance_x(n-1)+abs(Vx(n)*Delta); % x eksen katedilen mesafe
```




```
Distance_z(n) = Distance_z(n-1)+abs(Vz(n)*Delta);    % y eksenini katedilen mesafe
Distance(n) = (Distance_x(n)^2+Distance_z(n)^2)^(1/2); % Toplam katedilen mesafe

% Roket açısı hesapları
Theta(n)= atan(Vz(n)/Vx(n));    % hız tarafından açı bulma
P(n)=0.5*Rho*(sqrt(Vx(n)^2+Vz(n)^2))^2;
end

figure('units','normalized','outerposition',[0 0 1 1])

subplot(3,3,1)
plot(x(1:n),z(1:n));
xlim([0 inf]);
ylim([0 inf]);
xlabel({'Menzil (m)'});
ylabel({'İrtifa (m)'});
title({'Yörünge Grafiği'});

subplot(3,3,2)
plot(t(1:n),Vx(1:n));
xlabel({'Zaman (s)'});
ylabel({'Vx (m/s)'});
title({'Dikey Hız - Zaman Grafiği'});

subplot(3,3,3)
plot(t(1:n),Vz(1:n));
xlabel({'Zaman (s)'});
ylabel({'Vz (m/s)'});
title({'Yatay Hız - Zaman Grafiği'});

subplot(3,3,4)
plot(t(1:n),Theta(1:n));
xlabel({'Zaman (s)'});
ylabel({'Açı (Deg)'});
title({'Uçuş Yolu Açısı - Zaman Grafiği'});

subplot(3,3,5)
plot(t(1:n),Mass(1:n));
xlabel({'Zaman (s)'});
ylabel({'Kütle (kg)'});
title({'Roketin Kütle - Zaman Grafiği'});
```

```
subplot(3,3,6)
plot(t(1:n),Thrust(1:n));
xlim([0 0.8]);
xlabel({'Zaman (s)'});
ylabel({'İtki (N)'});
title({'İtki - Zaman Grafiği'});

subplot(3,3,7)
plot(t(1:n),Drag(1:n));
xlabel({'Zaman (s)'});
ylabel({'Sürükleme Kuvveti (N)'});
title({'Sürükleme kuvveti - Zaman Grafiği'});

subplot(3,3,8)
plot(t(1:n),P(1:n));
xlabel({'Zaman (s)'});
ylabel({'Dinamik Basınç'});
title({'Dinamik Basınç - Zaman Grafiği'});

subplot(3,3,9)
plot(z(1:n),V(1:n));
xlabel({'Yükseklik'});
ylabel({'Mach'});
title({'Mach - Yükseklik Grafiği'});
```

Şekil 11: MATLAB Üzerinde Yapılan Benzetim Kodları

Benzetimin Doğrulanması

MATLAB üzerinde hazırlanan kod Tablo 2 ve Tablo 3'teki veriler kullanılarak düzenlenmiş ve benzetim yapılmıştır. Yapılan benzetim tepe noktasına kadar çalıştırılmıştır.

Benzetim sonucunda, sonuç çıktı tablosu (Tablo 4) ve yörünge grafiği (Şekil 10) oluşturulmuş ve rapora eklenmiştir.

Tablo 2. Doğrulama Çalışması Başlangıç Koşul Değerleri

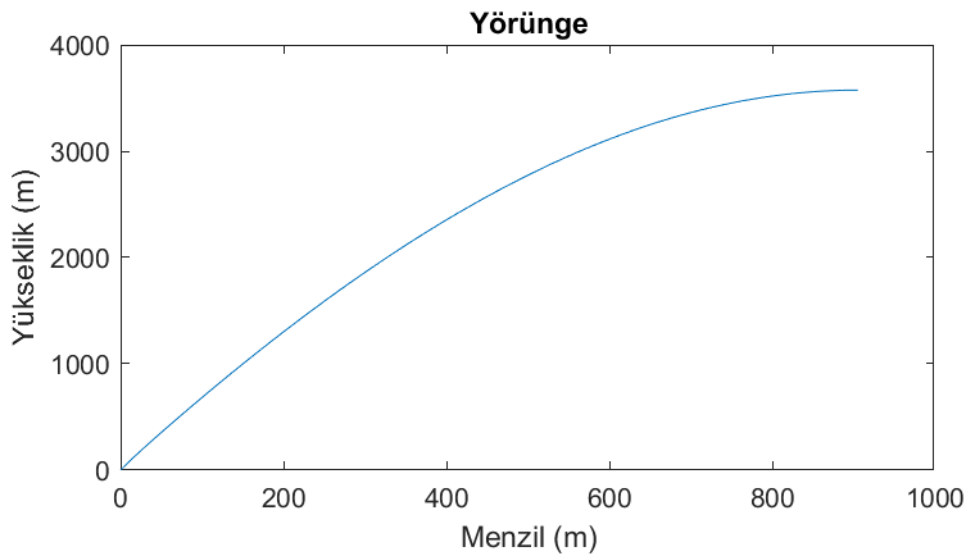
Doğrulama Başlangıç Koşul Değerleri	Değer
Pozisyon [m]	[0, 0, 0]
Hız (bileşke) [m/s]	2
Uçuş Yolu Açısı [derece]	85

Tablo 3. Doğrulama Çalışması Diğer Verileri

	Değer
Başlangıç Kütlesi [kg]	25
Atış Noktası Rakımı [m]	980
Başlangıç Yakıt Kütlesi [kg]	4.659
Özgül İtki (Isp) [s]	209.5
İtki Profili Dosyası	veri_itki_F_2022.xlsx
Aerodinamik Veri Seti Dosyası	veri_aero_Cd_2022.xlsx
Roket Çapı [m]	0.14

Tablo 4. Benzetim Çıktı Sonuçları

	Değer
Maksimum Mach Sayısı	0.854
Tepe Noktası Pozisyonu [m]	[905.04, 0, 3574.33]
Tepe Noktası Hızı (bileşke) [m/s]	30.8
Tepe Noktası Mach Sayısı	0,0905
Tepe Noktası Zamanı [s]	26.91



Şekil 12: Yörünge Grafiği(yükseklik-menzil)

Benzetim Sonuçları

Bir sonraki aşama olarak benzetim, kendi roketimiz üzerinden Tablo 5'teki veriler kullanılarak yapılmıştır.

Tablo 5. Başlangıç Koşul Değerleri

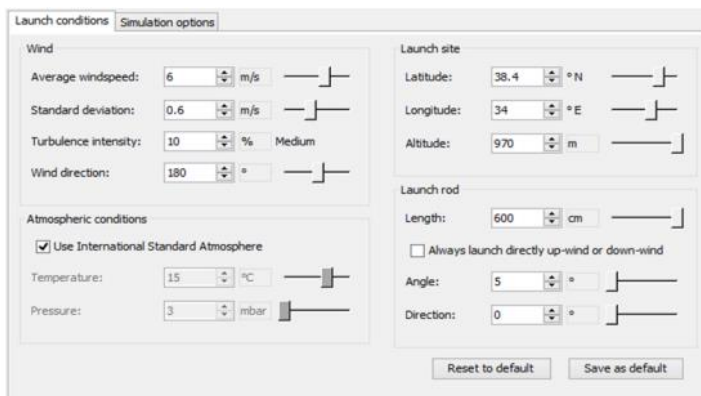
	Değer
Pozisyon [m]	[0,0,0]
Hız(bileşke) [m/s]	2
Uçuş Yolu Açısı [derece]	85
Başlangıç Kütlesi [kg]	28.986
Atış Noktası Rakımı [m]	980

Tablo 6. Benzetimler Arasındaki Farklar

	Open Rocket Değeri(a)	Benzetim Değeri (b)	Yüzdece Fark
Maksimum Mach Sayısı	0,77	0,73	-5.1948
Tepe Noktası Pozisyonu	[345.28,0,2984,3]	[734.09,0,2797.88]	[52.96,0,-6.62]
Tepe Noktası Hızı	13,14	28.49	53,87
Tepe Noktası Mach Sayısı	0,04001218	0,08672	53,87
Tepe Noktası Zamanı	25,04	23,98	-4.42035

Benzetimler arasındaki farkın (Open Rocket ve Benzetim sonuçları) en büyük sebebi Open Rocket'te simülasyon çalıştırılırken Open Rocket programının rüzgârı hesaba dahil etmesidir. Bunun sonucu olarak verilerden de görülebileceği üzere menzile de yüzde 50'lik bir fark ortaya çıkmıştır. Open Rocket simülasyonu çalıştırılırken TEKNOFEST'in bizden istediği değerler ile simülasyon çalıştırıldığından ve bu değerlerde (wind direction) 180° yani yatay olarak estiğinden yatay değerlerde böyle bir hata çıkmıştır. Diğer değerlere bakıldığında, örneğin maksimum Mach sayısı arasındaki yüzdece fark -7.79 gibi küçük bir sayı olduğundan değerliğin doğruluğunu kabul edebiliriz.

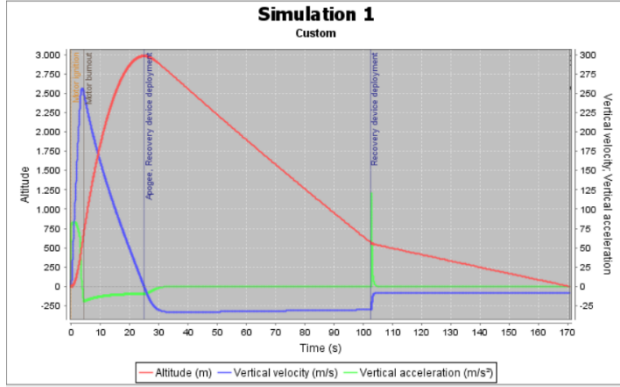
Şekil 13: Open Rocket Simülasyon Başlangıç Değerleri



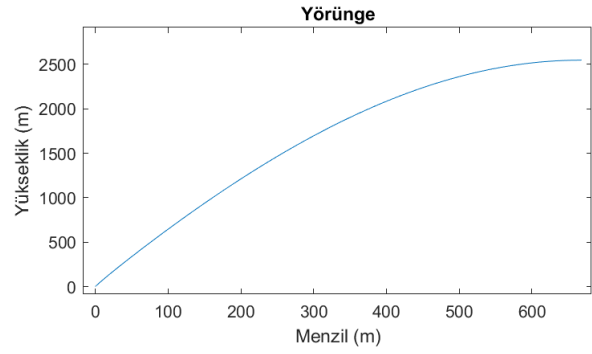
The screenshot shows the 'Launch conditions' tab in the Open Rocket software. It contains several input fields for wind, atmospheric conditions, launch site, and launch rod settings. The values are as follows:

- Wind:** Average windspeed: 6 m/s, Standard deviation: 0.6 m/s, Turbulence intensity: 10 %, Wind direction: 180 °.
- Atmospheric conditions:** ☒ Use International Standard Atmosphere, Temperature: 15 °C, Pressure: 3 mbar.
- Launch site:** Latitude: 38.4 ° N, Longitude: 34 ° E, Altitude: 970 m.
- Launch rod:** Length: 600 cm, ☐ Always launch directly up-wind or down-wind, Angle: 5 °, Direction: 0 °.

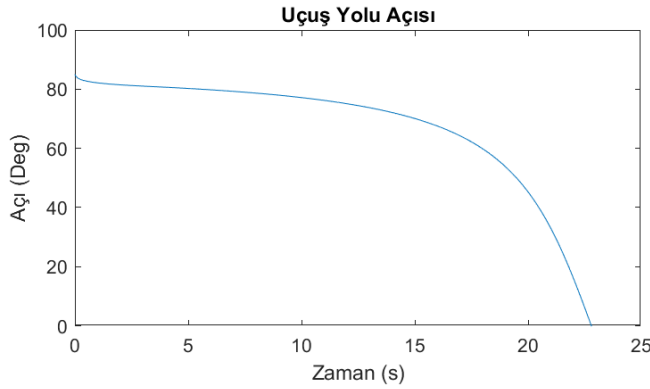
Buttons for 'Reset to default' and 'Save as default' are at the bottom.



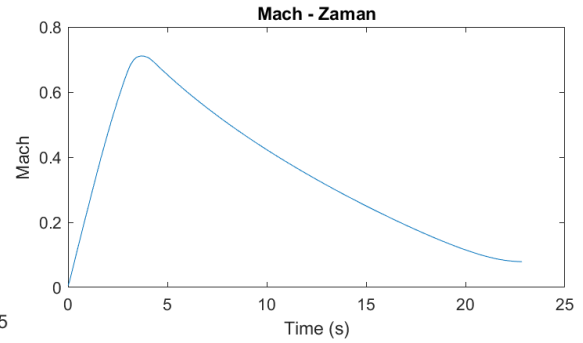
Şekil 14:Open Rocket Simülasyon Grafiği



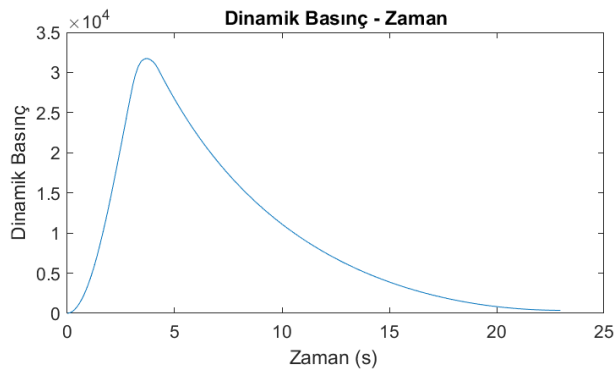
Şekil 15:Yörünge Menzil Grafiği



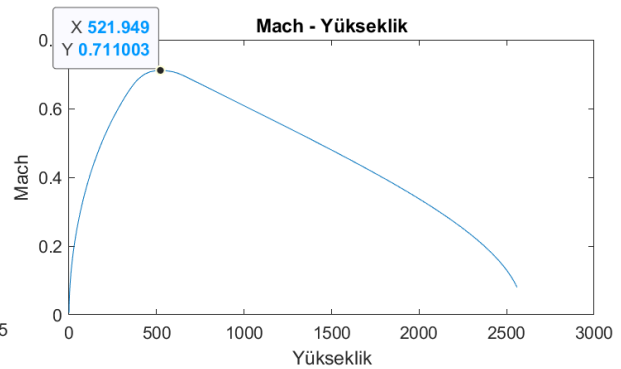
Şekil 16: Uçuş Yolu Açısı Grafiği



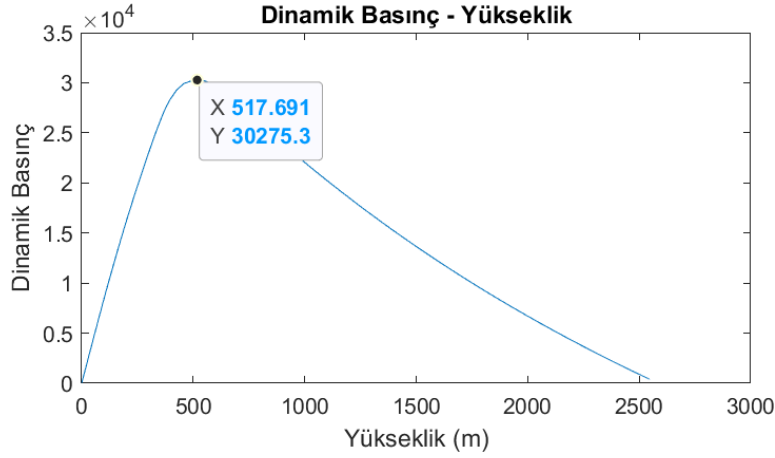
Şekil17: Mach Sayısı- Zaman Grafiği



Şekil 18: Dinamik Basınç- Zaman Grafiği



Şekil 19: Mach Sayısı – Yükseklik Grafiği

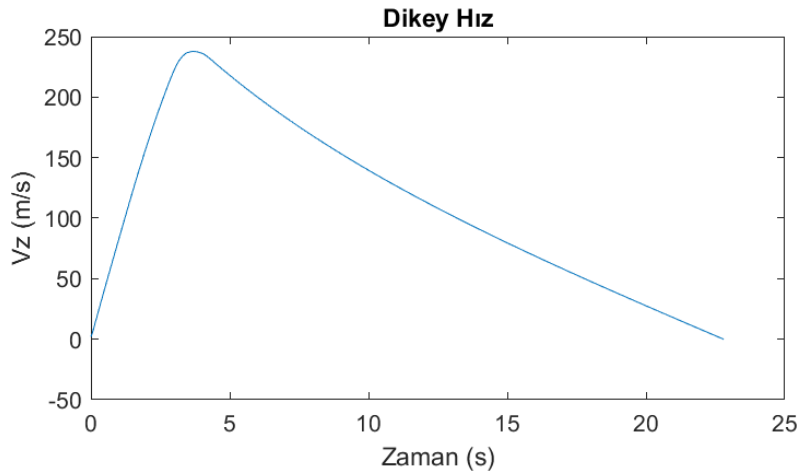


Şekil 20: Maksimum Dinamik Basınç Yüksekliği Grafiği

Maksimum Dinamik Basıncın Roket için Önemi Nedir?

$$\frac{1}{2} \rho u^2 \quad (1.24)$$

Dinamik basıncın formülü denklem (1.24) te belirtilmiştir. Denklemden de anlaşılacağı üzere dinamik basınç hava yoğunluğu ve hızın karesine doğru orantı olarak bağlıdır. Dinamik basınç yardımıyla roketimizin maruz kaldığı aerodinamik stres hesaplanabilir. Buradan yola çıkarak roketimizin mukavemet değerleri ele alınarak roketin hangi basınç şartlarında nasıl tepki verebileceği ve dayanımını hesaplamamıza yardımcı olur.



Şekil 21: Dikey Tırmanma Hızı – Zaman Grafiği



Referanslar

[1]:R. C. HIBBELER, Mühendislik Mekaniği-Dinamik. İstanbul: Literatür Yayıncılık, 2019

[2]:Kollektif,(2022,03,27).Uluslararası Standart Atmosfer. Vikipedi.

[https://tr.wikipedia.org/wiki/Uluslararası_Standart_Atmosfer#:~:text=Uluslararası%20Standart%20Atmosfer%20\(ISA\)%2C,International%20Standard%20Atmosphere%20kavram%C4%B1n%C4%B1n%20akronimidir.](https://tr.wikipedia.org/wiki/Uluslararası_Standart_Atmosfer#:~:text=Uluslararası%20Standart%20Atmosfer%20(ISA)%2C,International%20Standard%20Atmosphere%20kavram%C4%B1n%C4%B1n%20akronimidir.)

[3]: HALL Nancy,(2017,05,13).Specific Impulse. NASA.

<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html>

[4]:PARSONS Kevin,(2022). Rocket Trajectory Simulation. Github-Gist.

<https://gist.github.com/KevinKParsons/98b3cb980536802a9ac56cf75786d1e6>