



TEKNOFEST-2022 ROKET YARIŞMASI
COSMOS INSTRUMENTS OF AVIATION TAKIMI ÖTR
AŞAMASI
UÇUŞ BENZETİMİ VE RAPOR GEREKSİNİMLERİ



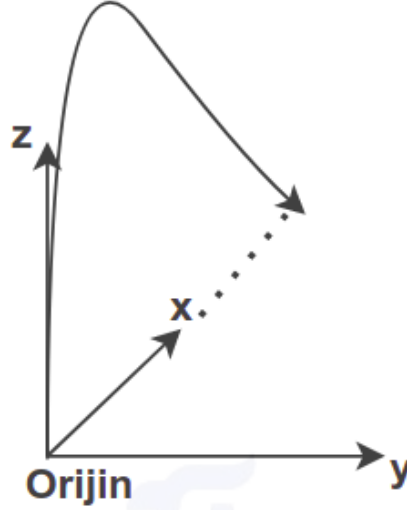
İÇİNDEKİLER

1. UÇUŞ BENZETİMİ GEREKSİNİMLERİ VARSAYIMLARI	3
2. RAPOR GEREKSİNİMLERİ	4
2.1 SORULAR VE CEVAPLAR	4
2.1.1 SORU 1	4
2.1.2 SORU 2	5
2.1.3 SORU 3	6
2.2 Kinematik Denklemler	7
2.2.1 Hız Denklemleri	8
2.2.2 Konum Denklemleri	8
2.2.3 Uçuş Yolu Açısı Denklemi	8
2.3 Benzetim Yapısı	8
2.4 Benzetimin Doğrulanması	11
3. REFERANSLAR	13



1. UÇUŞ BENZETİMİ GEREKSİNİMLERİ VARSAYIMLARI

1.1



Şekil 1. Ateşleme Noktası Eksen Takımı ve Belirlenmiş Yörüngeler

Roketin hareketini tarif ederken başlangıç noktası (referans noktası) şekildeki gibi belirtilmiştir. Koordinat eksenleri şekildeki gibi yerleştirilmiş olup roketin hareketi bu koordinat ekseninin orijinine (0,0,0) göre tarif edilecektir.

1.2 Roket için noktasal kütle/parçacık varsayımı yapılmıştır.

1.3 Z eksenini yukarı yöne doğru alınmıştır. Benzetim, 2 serbestlik dereceli olarak yapılmış olup, X ve Z eksenleri için birer doğrusal hareket serbestliği tanımlanmıştır.

1.4 Benzetimin başlangıç koşulları olarak roketin ilk pozisyon değeri (1.1 nolu maddede belirtilen eksen takımına göre), ilk bileşke hız değeri ve ilk uçuş yolu açısı değeri (flight path angle) yeterli olmaktadır. İlk hız vektörü elemanları ilk uçuş yolu açısı değeri ile hesaplanıp benzetime girilmektedir.

1.5 Dünya dönüşümü benzetime dahil edilmemiştir.

1.6 Yer çekimi ivmesi sabit 9.801 m/s^2 kabul edilmiştir.

1.7 Motor itki kuvveti benzetime dahil edilmemiştir.

1.8 Aerodinamik sürüklenme (drag) kuvveti benzetime dahil edilmemiştir.

1.9 Aerodinamik taşıma/kaldırma (lift) kuvveti benzetime dahil edilmemiştir.

1.10 Rüzgar etkisi benzetime dahil edilmemiştir.

1.11 Benzetim denklemlerinin çözümü için Forward Euler sayısal entegrasyon yöntemi seçilmiştir. Çözüm Matlab yazılımında gerçekleştirilmiştir.

1.12 Uçuş benzetiminin çözüm zaman adımı 0.01 olarak alınmıştır.

1.13 1.7 ve 1.8 numaralı maddelerdeki değişkenler KTR aşamasında benzetime dahil edilecektir.

2. RAPOR GEREKSİNİMLERİ

2.1 SORULAR VE CEVAPLAR

2.1.1 SORU 1

Kinematik ve dinamik hareket denklemleri nedir, aralarındaki farklar nelerdir?

Hareket denklemleri, bir nesnenin sabit hareketteki hızını, yer değiştirmesini ve ivmesini belirlemek için kullanılmaktadır.

Fiziğin cisimlerin hareketini inceleyen alanı olan “Mekanik” bilimi, kinematik ve dinamik olarak adlandırılan iki alt alanı kapsamaktadır.

Kinematik; cisimlerin uzay-zaman’daki hareketlerinin, harekete neden olan etkenlere bakılmaksızın matematiksel olarak açıklandığı bir bilim alanıdır. Roketin 2 ekseninde (x ve z eksenleri) hareketini betimlemek ve bu hareketin zaman içindeki değişimini tahmin edebilmek kinematik biliminin amaçlarındandır. Hareketin geometrisini inceleyen bilim dalıdır. Hareketin sebebini araştırmadan konum, hız, ivme ve zaman arasındaki bağıntıları incelemektedir.

Dinamik, ivmeli hareket yapan sistemlerin üzerlerine etkiyen kuvvet ve momentleri incelemektedir. Hareket esnasında cisimlerin hızlanma, yavaşlama ve yön değiştirme gibi durumlarda ivmeleri ve bu ivmelerin değişimleri gözlenir. İvmenin gözlemlendiği durumlarda bu ivmeli yöne zıt yönde bir de atalet kuvvetleri oluşur. Dinamik, tüm bu kuvvetleri birlikte ele alan bir bilim dalıdır.

Dinamik ile kinematik arasındaki en temel fark ise; dinamikte harekete sebep olan kuvvetler hesaba katılırken kinematikte bu durum hesaba katılmadan hareketin incelenmesi olarak özetlenebilmektedir.

2.1.2 SORU 2

İki serbestlik dereceli kinematik benzetimin, roket dinamik denklemlerinin (motor itki kuvveti ve aerodinamik sürükleme kuvveti) de katılarak roket uçuşuna uyarlanması ile elde edilecek uçuş benzetimi, roket tasarımında ne amaçlarla kullanılabilir, faydaları nelerdir?

Serbestlik dereceli hareket denklemlerinin benzetimi roketin hareketini incelemek ve bu hareketi simüle etmek amacıyla yapılmaktadır. Gerçek hayatta verebileceği yanıtlara yakın cevaplar elde etmek ve üzerindeki değişimleri/etkileri incelemek amacıyla yapılmaktadır. Böylelikle roketin davranışı hakkında bilgi edilebilmektedir. Yapılan geliştirmeler ile roketin gerçek hayattaki yanıtı simüle edilebilmektedir. Rokete etki eden kuvvetler, uçuş süresi ve irtifası, maksimum irtifa, alınan mesafe, hız-ivme grafiği, uçuş profili gibi parametrelere ait değerleri incelemek amacıyla uçuş benzetimi kullanılmaktadır. İstenilen değerlerin elde edilememesi gibi durumların tespit edilmesiyle birlikte güncellemeler ile roket, imalat sürecine girmeden ortaya çıkabilecek istenmeyen durumların önüne geçebilme imkanı sunmaktadır.

2.1.3 SORU 3

İki serbestlik dereceli dinamik uçuş benzetimine Y eksenini etrafında açısal hareket eklenerek elde edilecek 3 serbestlik dereceli benzetimin getireceği faydalar nelerdir? Bu benzetimin kullanılması için roketin ek olarak hangi bilgilerinin bilinmesi ve kullanılması gerekir?

Roketin referans noktalarının yerleştirildiği düzlem 2 öteleme (x, z) ve ekstradan eklenen 1 dönme (y) ile sağlanacak fayda, roketin dönüş kabiliyeti kazanmasıdır. Dönüş açısının entegre edilmesi roketin burnuna dönme kabiliyeti ve akabinde rokete bir yörüngeyi daha kolay ve stabil bir şekilde takip edebilme yeteneğini kazandırmaktadır. X ve Z yönünde sağlanan lineer ivmeler sayesinde x ve z 'de öteleme yapılabilir. Y eksenini ile birlikte yapılan dönme o yörüngeyi roketin burnu ile takip edebilmesini sağlaması noktasında önemli olmaktadır. Kısacası rokete Pitch hareketini entegre ederek yunuslama hareketini, uzayda açılı hareket yapabilmesini ve dolayısıyla yörünge takibinin sürdürülebilirliğini daha kolay elde etme imkanı sunmaktadır.

C_m (Yunuslama momenti katsayısı), C_{mq} (Yunuslama oranından dolayı oluşan momentin katsayısı veya yunuslama momenti değişim oranı) gibi parametrik bilgilerin bilinmesi

gerekmektedir. Bununla birlikte yunuslama momenti ve katsayısı (C_m) sadece hücum açısının değiştirilmesiyle değişen kaldırma kuvveti ve CP'nin pozisyonuna değil aynı zamanda söz konusu moment için hangi noktanın esas alınacağına göre de değişmektedir.

2.2 Kinematik Denklemler

2.2.1 Hız Denklemleri

Roketin hız denklemleri, başlangıç koşulu olarak verilen ilk hız değeri olarak olmak üzere x ve z eksenlerindeki değerleri elde edilerek hesaplanmıştır. Y ekseninde herhangi bir hareket kabulü olmadığı için 0 olarak alınmıştır.

$$V = [v_{in} \cdot \cos(70) \quad 0 \quad v_{in} \cdot \sin(70)];$$

2.2.2 Konum Denklemleri

Konum denklemleri, roketin noktasal parçacık varsayımı sonucunda eksenlerinin yerleştirildiği noktalar orijin noktaları kabul edilerek hesaplanmıştır. Koordinat eksenlerinde her bir eksenin başlangıç konum değeri 0 olarak uçuş benzetimi hesaplamalarına dahil edilmiştir.

$$X_{in} = [0 \quad 0 \quad 0]$$

2.2.3 Uçuş Yolu Açısı Denklemi

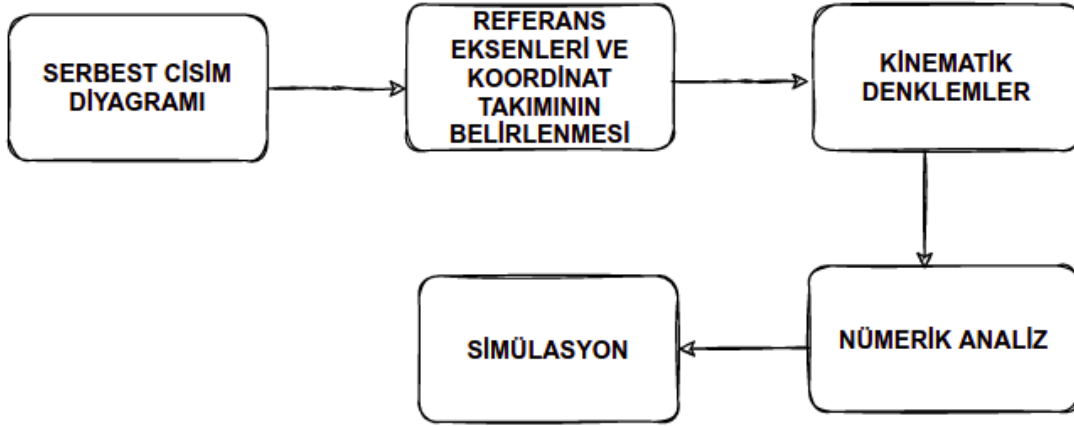
Başlangıç açısı $\Theta = 70$ olarak kabul edilmiştir.

2.3 Benzetim Yapısı

Tasarımı yapılacak olan roketin çıktılarının istenilen değerlere yakın olması ve dolayısıyla kontrol edilebilmesi için atmosfer içi hareketinin dinamik ve kinematik incelemesi yapılmalıdır. Roket üzerine etkiyen kuvvetler serbest cisim diyagramında belirtilmeli ve kuvvetlerin eksen takımları atanmalıdır. Eksen takımlarına atanan kuvvetler, Newton kanunları kullanılarak kinematik denklemler oluşturulmuştur. Elde edilen denklemler kullanılarak roketin performansını etkileyecek ve herhangi bir gerçek roket fırlatma denemesi

yapmadan bize ön bilgiler sağlayacak olan hız, irtifa ve menzil gibi parametreler formülize edilmiştir. Ardından nümerik çözücülerden olan Euler metodu kullanılarak uçuş benzetimi simüle edilmiştir. Uçuş benzetimi sonucunda elde edilen Menzil-Yükseklik grafiği paylaşılmıştır.

Bu adımlar aşağıdaki görselde özetlenmektedir. (Demir, 2020, 1)



Şekil 2. Uçuş Benzetimi Adımları (Demir, 2020)

Roketimizin yapılan varsayımlarla birlikte yapılması hedeflenen uçuş benzetimi Matlab ortamında gerçekleştirilmiştir. Nümerik analiz yöntemlerinden olan Forward Euler yöntemi kullanılarak uçuş benzetimi gerçekleştirilmiştir.

Euler metodu, Taylor serisinin 1. mertebeden ifadelerini içeren ve her adım için yenilenen bir yöntemdir. Posteriori (bir sonraki değer) adında bir fonksiyon oluşturulmuş olup bu fonksiyon, priori adında bir önceki anlamına gelen değerleri temsil eden ve benzetime bir girdi olarak verilen değerleri içeren bir fonksiyonun zaman aralığı ile çarpılarak toplanmasından oluşmaktadır. Uçuş benzetimine bir girdi olarak sağlanacak başlangıç koşulları tanımlanmıştır. While döngüsü ile şart boolean ifadesi true değeri döndürdükçe iterasyon devam etmekte, uçuş simülasyonu adım adım işlenmektedir. İvme, hız, konum ve adım değerleri her iterasyonla birlikte güncellenmektedir. Böylelikle uçuş simülasyonu zamana bağlı olarak değişen her i adımı ile birlikte çizdirilmektedir. Tasarlanan algoritmanın ve akabinde Matlab ortamında yazılan kodun doğruluğunu test edebilmek için mevcut uçuş benzetimi probleminin nümerik çözümü yine Forward Euler metodu ile dört adımdan ibaret olmak üzere el ile çözülmüştür. Matlab ortamında debugging modda elde edilen değerleri ile

karşılaştırılmış ve doğruluğundan emin olunmuştur. Uçuş benzetimi raporunda bizden istenilen çıktıların Command Window penceresinde simülasyon biter bitmez görüntülenebilmesi için ise tek satırlık kodlar yazılmış ve çıktılar görüntülenebilmiştir.

```
g= 9.801; % Yer Çekimi
dt=0.01; % Zaman Aralığı
v_in= 100; % Başlangıç Skalar Hız
X_in= [0 0 0]; %Başlangıç Pozisyon
X= X_in;
t=0; % Zaman
theta = 70; % Başlangıç A.ısı
V= [ v_in*cosd(70) 0 v_in*sind(70)];
a= [ 0 0 -9.801]; % Referans Yukarıya Dogru
sart=true;
i=1;
tol= 10^(-4);
while sart

    a(i+1,:)= a(1,:); %% ivme güncelleme

    V(i+1,:) = euler_(V(i,:), a(i,:),dt); %% hız güncelleme

    X(i+1,:) = euler_(X(i,:),V(i,:),dt); %% konum güncelleme

    t(i+1) = t(i) + dt; %% zaman güncelleme

    i= i+1;
    if i > 1 && X(i,3)<= tol % X ----> Durum Vektörü, i ----> her adımdaki pozisyon, adım güncelleme
        sart=false;
    end
end
plot( X(:,1), X(:,3))
xlabel( 'Menzil [m]')
ylabel('Yükseklik [m] ')
xlim([0,700])
ylim([0,700])
flight_time = max(t) %% Uçuş Zamanı

max_height = max(X(:,3)) %% Tepe Noktası Yüksekliği

last_position = max(X) %% Son Pozisyon

max_tepenoktasi_zamani = max(t)/2; %% Tepe Noktası Zamanı

son_hiz= sqrt((V(end,3)^2+ (V(end,1)^2))) %% Son Hız Bileşke

function posteriori= euler_(priori,input, dt)
posteriori=priori+input*dt;
end
```

Koda ulaşmak için;

<https://paste.ubuntu.com/p/4ZnsssyGwS/>



2.4 Benzetimin Doğrulanması

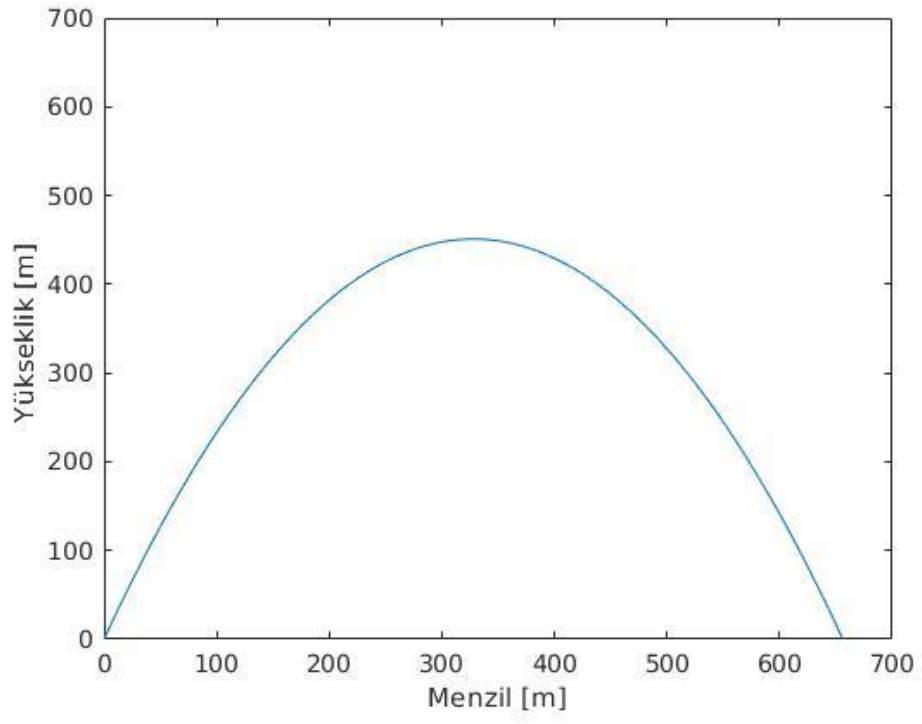
Tablo 1. Doğrulama Başlangıç Koşul Değerleri

Doğrulama Başlangıç Koşul Değerleri	
	Değer
Pozisyon [m]	[0, 0, 0]
Hız (bileşke) [m/s]	100
Uçuş Yolu Açısı [derece]	70

Tablo 2. Benzetim Çıktı Formatı

Benzetim Çıktı Formatı	
	Değer
Tepe Noktası Yüksekliği [m]	450.9455
Tepe Noktası Hızı (bileşke) [m/s]	34.2020
Tepe Noktası Zamanı [s]	9.5950
Son Pozisyon [m]	[656.3367 , 0 , 450.9455]
Son Hız (bileşke) [m/s]	100.1341
Son Uçuş Yolu Açısı [derece]	70
Son Uçuş Zamanı [s]	19.1900

Verilen başlangıç koşulları uçuş benzetimine girdi olarak verildiğinde elde edilen Menzil-Yükseklik grafiği şekildeki gibi olmaktadır. Böylelikle yaptığımız varsayımlarla noktasal bir parçacık olarak kabul ettiğimiz roketimizin, sağladığımız başlangıç koşulları ile vereceği yanıtı Matlab ortamında nümerik olarak çözdürerek elde etmiş olduk.



Şekil 3. Uçuş Benzetimi Sonucu Elde Edilen Grafik



3. REFERANSLAR

Demir, E. (2020, July). BİR ROKETİN ATMOSFER İÇİNDEKİ HAREKETİNİN
KİNEMATİK VE DİNAMİK ANALİZİ.

[http://siga.uubf.itu.edu.tr/uubftez/upload/itu/uubf/ucak/Esra_Demir-ucak-20200730.p
df](http://siga.uubf.itu.edu.tr/uubftez/upload/itu/uubf/ucak/Esra_Demir-ucak-20200730.pdf)

YAVÇIN, E. (2014). UÇMA HAREKETİNİN BİYOMEKANİĞİNİN İNCELENMESİ ve
ROBOTİK KUŞ TASARIMI.

[https://acikerisim.sakarya.edu.tr/bitstream/handle/20.500.12619/79959/T06207.pdf?se
quence=1](https://acikerisim.sakarya.edu.tr/bitstream/handle/20.500.12619/79959/T06207.pdf?sequence=1)

[https://acikders.ankara.edu.tr/pluginfile.php/153345/mod_resource/content/2/5.Hafta%20-%2
0Kinematik.pdf](https://acikders.ankara.edu.tr/pluginfile.php/153345/mod_resource/content/2/5.Hafta%20-%20Kinematik.pdf)