

HAVA SAVUNMA SİMÜLASYONLARINDA ALTI SERBESTLİK DERECELİ HAVA PLATFORMLARI VE FÜZE MODELLEME

İlyas Kandemir ^(a), Ayşe Kandemir ^(b), Erdem Reşber ^(b), M. Fatih Hocaoğlu ^(c,d)

^(a) Gebze Yüksek Teknoloji Enstitüsü, PK 141 41400 Gebze, Kandemir@gyte.edu.tr

^(b) Agena BST, Maltepe 34844 İstanbul, {ayse; erdem.resber}@kandemir.com

^(c) Agena BST, Cyberpark Ankara, hocaoglu@agenabst.com

^(d) İstanbul Medeniyet Üniversitesi, Kadıköy İstanbul, hocaoglu@agenabst.com

ÖZ

Bu çalışma ile altı eksen (öteleme ve dönme) manevra kabiliyetine sahip bir hava aracının yine altı eksen hareket eden bir başka hava aracını takip dinamik modeli oluşturulmuştur. Literatür en genel haliyle temel hareket denklemleri kullanılarak uçuş simülasyonunun gerçekleştirilebileceğini gösteren yöntemler içermektedir. Bunlar, basit sabit aerodinamik etkiler içeren üç serbestlik dereceli rijit cisim modellemelerinden, elastik cisim etkilerini de dahil eden veya tensör analizi gerektiren karmaşık modellemelere kadar çeşitlilik göstermektedir. Bu çalışmada rijit hava aracı kabulü yapılarak, aeroelastisite etkileri haricindeki hesaplamalar en genel hali ile yapılmıştır. Dünyanın jeodezik yapısı da göz önünde bulundurulmuş çalışmada yerçekimi modeli de buna göre kurgulanmış, verilen yükseklikteki atmosfer şartları hesaplamalara dahil edilmiştir.

Bu modelde hava aracı dinamiği zaman içindeki pozisyon ve oryantasyon bilgilerinin (öteleme ve dönme hızları ve ivmeleri hesaplanarak) güncellenmesi ile tanımlanmıştır. Altı eksenli dinamik kararlılığın sağlanması için hava aracına etki eden uzunlamasına ve yanal kuvvet dengeleri hesaplanmış, kontrol yüzeylerine gönderilen öngörülen manevra geri bildirimleri ile bağıntılı olarak moment değerleri elde edilmiştir. Bu şekilde verilen manevralarla altı serbestlik derecesi etkileri; ton, sapma ve bunların yunuslama ile birlikte koordine değişimleri olarak hesaplamalarda mevcuttur. Hedef takip ve irtifa kontrolü de benzer mantıkla sağlanmıştır. Hava aracına göre değişen itki modeli ve değişken yakıt kontrolü de hesaplamalara dahil edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Altı eksen hareket, EtSiS, Füze modelleme, Hava aracı kontrol simülasyonu, Hava aracı modellemesi, Hava savunma

6 DOF AIRCRAFT AND MISSILE MODELING FOR AIR DEFENCE SIMULATIONS

ABSTRACT

In this study, dynamic model of an aircraft with six axes manoeuvre capability tracking another six axes moving craft is presented. In literature, simulation methods with general force and moment equations are abundant. These methods may vary from a simple basic aerodynamic model with rigid 3 degrees of freedom to complex models with elasticity effects or calculations with tensor analysis. In this study, basic assumption for the body is rigidity that excludes aeroelasticity, while other calculations are based on general forms. In the calculation of the gravitation, effects of the geodetic form of the world is included and variation of atmospheric conditions with altitude is modeled, as well.

In the model, dynamics of the aircraft is defined by the update of the position and orientation by calculating the translational and rotational velocities and accelerations. For the dynamic stability in six axes, longitudinal and lateral force equilibrium states are modeled and corresponding moments are calculated along with the feedback of the control surfaces. Six degrees of freedom included in the calculations by the manoeuvres of rolling, yawing, and coordinated pitching. Target tracing and altitude control are also calculated with similar methodology. Craft dependent thrust model and fuel consumption effects are also modeled.

Keywords: 6DOF movement, AdSiF, Air defence, Aircraft control simulation, Aircraft modeling, Missile modeling

1. GİRİŞ

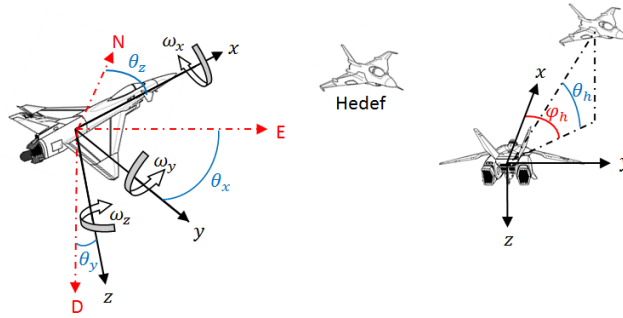
Hava platformları ve füzelerin modellenmesi ve simülasyonu savunma stratejileri açısından, özellikle günümüzde, önem arz etmektedir. Hava araçlarının 3 serbestlik dereceli (öteleme) simülasyonları ile pozisyon ve takibi mümkün olsa da, manevra kestirmeleri ve yeteneklerini doğru bir şekilde tasvir etmek için dönme hareketlerinin de probleme dahil edilmesi zorunludur.

Böyle bir simülasyonun tasarlanması amacıyla gerçekleştirilen bu çalışmada, genel bir hava aracı için (uçak, füze, ...) uçuş mekaniği modeli kullanılmıştır [1], [3]. Tasarımda yararlanılan eksen dönüşümleri, literatürde açıkça mevcuttur [3]. Füzelerin hedef takibi ve itki mekanizması nedeniyle farklı olarak ele alındığı çalışmalar olsa da, bu çalışmada bütün hava araçları genel bir model ile temsil edilmektedir [4]. Oluşturulan modelde, hava aracına etki eden kuvvetler, kontrol sistemince hesaplanan ivme geri bildirimlerine göre oluşmaktadır. Kontrol sistemine ilişkin olarak literatürde farklı kontrol ve geri bildirim yaklaşımları mevcuttur [5]. Bu çalışmada, problemin özünü tasvir etmek için

yeterli olan, sapma ve yalpa kontrolü için birer, irtifa ve yunuslama kontrolü için ise kaskad PD kontrol sistemi kullanılmıştır. Bu yaklaşım için gerekli kontrol parametreleri belirlenmiş ve geliştirilen bilgisayar simülasyonu ile işlerliği doğrulanmıştır. Gerçekleştirilen doğrulama senaryolarında, sabit veya hareketli hedefleri yakalamaya yönelik dönüş manevraları simülasyona entegre edilen takip modeliyle sağlanmıştır.

2. PROBLEM TANIMLAMALARI

Bu çalışmada, bütün hava platformları, mermiler, füzeler aynı tür genel nesne yapısı ile temsil edilmektedir. En genel anlamda bu nesnelere birer hava platformu olarak ele almak tercih edilmektedir. Hava platformları kendilerine atanan hedefe ulaşmak için gerekli manevraları koordineli olarak yaparak zaman içinde artımsal olarak ilerlemektedir. Her ilerleme adımında, belirlenen kontrol algoritması doğrultusunda uygulanan kumandalara göre aerodinamik ve itki kuvvetleri ve momentleri ile bunların uygulanacağı süre (Δt) hesaplanmaktadır. Bu kuvvetlere ve momentlere göre platform, sonraki zaman adımında açısal ve eksenel hızlarını güncellemekte ve bu hızlarla ilerlemektedir.



Şekil 1. Hava platformu için eksen ve açı tariflemeleri

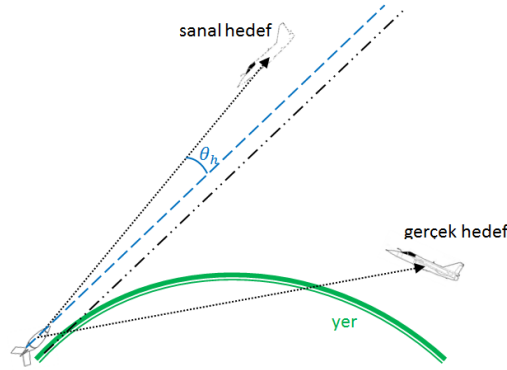
2.1. Eksen takımları

Hedef takibi yapan hava aracı simülasyonlarında farklı eksen takımlarının kullanımı ve bunların birbirlerine dönüşümleri sıklıkla kullanılır. Bu eksen takımları arasında yer, rüzgâr, takipçi, hedef ve gövde eksen takımları en gereklilerindendir. Bu çalışmada yeryüzü için jeodezik koordinatlar, ayrıca gövdeye bağlı NED (kuzey – doğu – aşağı) koordinatları ile oryantasyonu gösteren Euler açıları (θ_x , θ_y , θ_z) kullanılmıştır. Gövdeye bağlı kartezyen eksen takımı için; platformun burnunun gösterdiği doğrultu x eksenini, buna dik olarak sağ kanat doğrultusu y eksenini, bunlara dik olarak platformun altını gösteren doğrultu da z eksenini olarak alınmıştır. Bu eksenler etrafında dönüş açısal hızları (ω_x , ω_y , ω_z) olarak adlandırılmıştır. Hedefin hava platformuna göre açısal konumunu yükseliş (θ_h) ve sapma (φ_h) açıları göstermektedir. Şekil 1’de bu eksen takımları gösterilmiştir. Hava platformunun 3 boyutlu uzaydaki pozisyonu jeodezik

koordinatlarına göre yani enlem, boylam ve irtifa ile belirlenirken, oryantasyonu da NED eksen takımına göre Euler açılarıyla ifade edilmektedir.

2.2. Hedef koordinatları

Hedefin açısal konumunun Şekil 1'deki gibi yakın bir hedef için basit olarak ifade edilebileceği düşünülse de, dünya yuvarlaklığı göz önüne alındığında, uzak hedefler için daha yüksek irtifada olsalar dahi negatif θ_h yükselişleri gerekliliği gibi yanlış bir durum ortaya çıkar. Bu nedenle θ_h açısı hesaplanırken hedefle platform arasındaki irtifa farkından yararlanılmış, 3 boyutlu uzaydaki bu iki nesneyi bağlayan vektör buna göre revize edilmiştir (Şekil 2). Ayrıca platformun hedef koordinatların irtifasına belirlenen parametrelere göre uygun yükselme/alçalma hızı (varyo) ile gelmesi ve bu sabit irtifada seyretmesi planlanmıştır.



Şekil 2. Hedef yükseliş açısının dünyanın eğriliği için revizyonu

2.3. Değişken notasyonu

Bu çalışmada önerilen çözüm modeli zaman artımlı bir simülasyon olduğu için kullanılan değişkenlerin bir önceki adımdaki değerlerini belirtmek için "0" indisi kullanılmaktadır.

Çalışmada farklı eksen takımları kullanıldığından koordinatlar arasındaki geçişler için bir dönüşüm operatörü notasyonu gerekmektedir. Örneğin NED eksen takımındaki \vec{c} vektörünün \vec{X} orijinli jeodezik koordinatlara geçişi $\{NED \rightarrow Jeo\}(\vec{X}, \vec{c})$ ile ifade edilmektedir. Ayrıca, herhangi bir değişkenin indisi olarak kullanılan eksen takımı ismi, o değişkenin adı geçen koordinatlarda olduğunu ifade etmektedir. Bir vektörel \vec{b} büyüklüğün ilgili kartezyen eksen takımına göre bileşenleri de indisler yardımıyla gösterilmekte, böylece $\vec{b} = [b_x \ b_y \ b_z]^T$ olmaktadır.

2.4. Atmosfer modeli

Standart atmosfer modeline bölgesel rüzgar etkisi de ilave edilebilmektedir. Deniz seviyesi sıcaklığına bağlı olarak farklı irtifalardaki sıcaklıklar kolaylıkla hesaplanabilmektedir. Mutlak hava sıcaklığı (T), ortamdaki sesin yayılma hızını (a_{ses})

belirlemek için önemlidir: $a_{ses} = \sqrt{\gamma RT}$. Burada hava için gaz sabiti $R = 287 J/kgK$ ve özgül ısılar oranı $\gamma = 1,4$ olarak alınmaktadır. Buradan hareketle gövdeye göre hava hızı $|\vec{V}_{hava,gövde}|$ olan bir hava aracı için Mach sayısı $M = |\vec{V}_{hava,gövde}|/a_{ses}$ olarak ortaya çıkmaktadır. Mach sayısı, taşıma ve sürüklenme katsayısı gibi aerodinamik parametreler ile itki hesabında gereklidir.

3. ÇÖZÜM MODELİ

Simüle edilen probleme ait kontrol ve navigasyon algoritması oldukça karmaşık olmakla birlikte, burada genel hatlarıyla, bir bütün '6 eksenli hava aracı simülasyonu'nu gerçekleştirmeye yetecek çözüm yöntemi anlatılmaktadır. Platformun ağırlık merkezi üç boyutlu uzaydaki konumunu tespit için kullanılmaktadır. Bütün dönüşler bu merkezden geçen dik eksenler etrafında tariflenmiştir. Böylece hareket denklemlerinde gereksiz karmaşık terimlerin ortaya çıkmasının önüne geçilmiştir.

Hava platformuna ait kütleli, geometrik, aerodinamik ve manevra kısıtları gibi parametrelerin biliniyor olması gerekmektedir.

3.1. Başlangıç koşulları

Simülasyonun başlangıcında, temsil edilen hava platformuna ait durum; jeodezik konum (\vec{X}_0), NED hızı ($\vec{V}_{NED,0}$), oryantasyon ($\vec{\theta}_0$), hedef konumu ($\vec{x}_{h,0}$) ve itki (\vec{T}_0) vektörel bilgileri ile tanımlanmaktadır.

Simülasyon içindeki herhangi bir zaman artımı adımından önce ise gövde (x, y, z) eksenleri etrafındaki açısal hız ($\vec{\omega}_0$), Euler açısal hızları ($\vec{\theta}_0$), anlık yakıt miktarı (Y_0), toplam kütle (m_0) ile bu adımda uygulanacak açısal ivmeler ($\vec{\omega}$), öteleme ivmeleri (\vec{a}) ve Δt zaman artımı belirlenmiş olmalıdır.

3.2. Zamanın ilerletilmesi

Uygulanacak olan Δt adımı boyunca (eski ve hesaplanan yeni değerlerin aritmetik ortalamasıyla hesaplanarak) dönme ve öteleme hızlarının doğrusal değiştiği kabul edilmektedir. Buna göre

$$\vec{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \vec{\omega} \Delta t + \vec{\omega}_0 \quad (1)$$

şeklinde hesaplanan yeni açısal hızlar yardımıyla yeni Euler açısal hızları

$$\vec{\theta} = \begin{bmatrix} \omega_x + (\omega_y \sin \theta_{x,0} + \omega_z \cos \theta_{x,0}) \tan \theta_{y,0} \\ (\omega_y \cos \theta_{x,0} - \omega_z \sin \theta_{x,0}) \\ (\omega_y \sin \theta_{x,0} + \omega_z \cos \theta_{x,0}) \sec \theta_{y,0} \end{bmatrix} \quad (2)$$

olarak ifade edilebilir. Bu değer zamanda integre edilerek yeni oryantasyon bulunur:

$$\vec{\theta} = \Delta t (\vec{\dot{\theta}} + \vec{\dot{\theta}}_0) / 2 + \vec{\theta}_0 \quad (3)$$

Başta itki olmak üzere Mach sayısı ve irtifanın fonksiyonu olarak her hava aracı için anlık yakıt tüketimi $\left(\frac{dY}{dt}\right) = f(|\vec{T}|, M, z_{jeo})$ belirli olmalıdır.

Bu durumda anlık platform kütlesi şöyle güncellenebilir:

$$m = m_0 - \left(\frac{dY}{dt}\right)_0 \Delta t \quad (4)$$

Platforma ait güncel jeodezik konum da

$$\vec{X} = \{NED \rightarrow JEO\} \left(\vec{X}_0, \vec{V}_{NED,0} \Delta t + \frac{1}{2} \vec{a}_{NED} (\Delta t)^2 \right) \quad (5)$$

olarak hesaplanır. Yeni hız içinse zaman içindeki integrasyon yeterlidir:

$$\vec{V}_{NED} = \vec{a}_{NED} \Delta t + \vec{V}_{NED,0} \quad (6)$$

Böylece Δt sonrası yeni konum, yönelim, dönme ve öteleme hızları güncellenmektedir.

3.3. Yeni açısal ivmelerin ve zaman artırımının belirlenmesi

Mevcut platform durumuna ve hedef konumuna göre yapılacak manevra için, öngörülen ivmelerin ve bunlara karşılık gelen aerodinamik ve itki kuvvetlerinin hesabı gerekmektedir. Kritik sönüm civarında bir kaskad PD kontrolü uygun görülmüştür.

3.3.1. Kritik açıların hesabı

Aerodinamik etkilerin hesabı için öncelikle platformun havaya göre hızı belirlenmelidir:

$$\vec{V}_{hava,gövde} = \{NED \rightarrow Gövde\} (\vec{V}_{NED} - \vec{V}_{rüzgar,NED}) \quad (7)$$

$$\{NED \rightarrow Gövde\} = \{Gövde \rightarrow NED\}^T =$$

$$\begin{bmatrix} \cos \theta_y \cos \theta_z & \sin \theta_x \sin \theta_y \cos \theta_z - \cos \theta_x \sin \theta_z & \cos \theta_x \sin \theta_y \cos \theta_z + \sin \theta_x \sin \theta_z \\ \cos \theta_y \sin \theta_z & \sin \theta_x \sin \theta_y \sin \theta_z + \cos \theta_x \cos \theta_z & \cos \theta_x \sin \theta_y \sin \theta_z - \sin \theta_x \cos \theta_z \\ -\sin \theta_y & \sin \theta_x \cos \theta_y & \cos \theta_x \cos \theta_y \end{bmatrix}^T \quad (8)$$

olarak tariflenmiştir. Yunuslama ve sapma hücum açıları

$$\alpha_1 = \text{Arctan} \left(\frac{V_{hava,gövde,z}}{V_{hava,gövde,x}} \right) \quad (9)$$

$$\alpha_2 = \text{Arctan} \left(\frac{V_{hava,gövde,y}}{V_{hava,gövde,x}} \right) \quad (10)$$

ile bulunabilir. Bağlı hedef vektörü

$$\vec{r} = \{JEO \rightarrow NED\} (\vec{X}, \vec{X}_h) \quad (11)$$

ile bulunsa da Bölüm 2.2'de belirtilen irtifa revizyonu gerçekleştirilerek z bileşeni

$$r_z = X_z - X_{h,z} \quad (12)$$

şeklinde atanmaktadır. Bu durumda gövde eksen takımındaki bağıl hedef konumu

$$\vec{r}_{gövde} = \{NED \rightarrow Gövde\}(\vec{r}) \quad (13)$$

olmaktadır. Hava platformunun 3 boyutlu uzaydaki 3 eksendeki yönelimi ne olursa olsun, yönelmesi gereken kendisine göre yükselme ve sapma açıları artık hesaplanabilir:

$$\theta_t = \text{Arctan} \left(-\frac{r_{gövde,z}}{\sqrt{r_{gövde,x}^2 + r_{gövde,y}^2}} \right) \quad (14)$$

$$\varphi_t = \text{Arctan} \left(\frac{r_{gövde,y}}{r_{gövde,x}} \right) \quad (15)$$

3.3.2. Kontrol modeli

Yukarıdaki şekilde hesaplanan hedef bağıl açısal konumu, gerçekleştirilecek açısal manevra komutunun ($\vec{\gamma} = [\gamma_x \ \gamma_y \ \gamma_z]^T$) hesabındaki en önemli girdidir. Uygulanacak kontrolün amacı, bu açıları sıfırlamaktır. Bununla birlikte, çoğunlukla hedef çok yakın olmadığı için, öncelikle hedefin irtifasına çıkmak ve sonrasında o irtifada seyretmek suretiyle θ_t açısını sıfırlama yoluna gidilmiştir. Hedefin ne kadar sağda veya solda (belki de geride) olduğunu gösteren φ_t açısını azaltıcı yönde sapma kontrolü de yapılmalıdır. Bu ise, kuyruk dümeni veya itki yönlendirme ile sağlanan sapma açısal ivmesinin hesabını gerektirmektedir. Bunun için de $\gamma_z = \varphi_t$ kumandası planlanır.

İrtifa kontrolü, hedeflenen irtifaya gelmek anlamına gelen r_z değerini sıfırlamaya yönelik olarak uygulanması gereken $a_{NED,z}$ ivmesinin hesabı ile mümkündür. Kritik sönümlü bir yay-sönüm elemanı-kütle sistemi analogisiyle hedeften uzaktayken hedefe yaklaşırıcı yüksek ivme, yaklaşınca da yavaşlatıcı ters ivme uygulanmasını sağlayan

$$a_{NED,z} = r_z c_a^2 - 2c_a V_{NED,z} \quad (16)$$

PD kontrol modeli uygulanmaktadır. Bu yaklaşımdaki $2c_a$ sönüm sabiti, aracın karakteristiğine ve manevranın sertliğine göre belirlenmektedir. r_z ve $V_{NED,z}$ sıfırlanıncaya kadar $a_{NED,z}$ ivmesi, her Δt adımında güncellenerek uygulanmaktadır. Buradan hareketle, uygulanacak yunuslama momentini sağlayacak kumandanın planlanması için de çekül doğrultusundaki ilave kuvvetten yararlanmak gerekir:

$$\gamma_y = -\frac{m a_{NED,z}}{\frac{1}{2}\rho |\vec{v}_{hava,gövde}|^2 \left(\frac{dC_L}{d\alpha}\right) c_c} \quad (17)$$

Buradaki c_c katsayısı, gelen ilave taşıma kuvvetinin dikey bileşenini elde etmek içindir:

$$c_c = \cos(\theta_y - \cos\alpha_1) \cos\theta_x \quad (18)$$

Hava yoğunluğu ρ ve taşıma katsayısının hücum açısı ile değişimi $dC_L/d\alpha$ mevcut uçuş şartları ve hava aracı için belirlidir.

Hesaplanan γ_y kumandası, elevatör etkisini veya yunuslama itkisini temsil etmektedir. Dönüşlerde irtifa kaybına neden olmayacak hücum açısı doğal olarak oluşur.

Tono momenti, gerçekleştirilmek istenen dönüş manevrasına paralel olacak bir koordine yatış manevrasını temsil etmelidir. Buna göre $\gamma_x = \frac{\varphi_T}{2} - \theta_x$ tonno (yuvarlanma-yalpa) kumandası planlanmaktadır. Bu ise kanatçık kontrolünü temsil etmektedir.

Böylece bütün bileşenleri planlanan $\vec{\gamma}$ kumandası, bir $0 < k_M \leq 1$ manevra sertliği ile çarpılarak yeniden ölçeklendirilmektedir. Bu kontrollerin uygulaması da tıpkı irtifa kontrolünde olduğu gibi yaklaşık kritik sönümlü PD kontrolü ile gerçekleştirilmektedir:

$$\vec{\omega} = k_M c_\omega^2 \vec{\gamma} - 2c_\omega \vec{\omega} \quad (18)$$

Böylece sonraki adımda uygulanacak açısal ivmeler hesaplanmış olur.

3.3.3. Zaman artırımının hesabı

Yukarıda bulunan manevra öngörüsüne ilişkin zaman adımının da belirlenmesi gerekmektedir. Her ne kadar sabit zaman artımları ile simülasyon yapılabilirse de hızın ve yönelimin pek değişmediği durumlarda simülasyonun zaman içindeki ilerleme hızını artırmak, verimli kaynak kullanımı bakımından önemlidir. Bu amaçla Δt adımının eniyilemesini gerçekleştirmek için şu yöntem kullanılmıştır:

Sonraki adımda oluşacak gövdeye göre açısal değişimler

$$\vec{\delta} = \vec{\omega}(\Delta t)_{yeni} + \vec{\omega}^2 (\Delta t)_{yeni}^2 / 2 \quad (19)$$

olarak oluşmaktadır. Simülasyon boyunca bu değişimlerin belirli açısal toleranslar ($\vec{\epsilon}$) içinde tutulması arzulanmaktadır. Bu amaçla

$$\delta_i \leq \epsilon_i, \quad i = x, y, z \quad (20)$$

şartını sağlayan en büyük δ_i açısal değişimine karşılık gelen ve önceden belirlenmiş

$$(\Delta t)_{min} \leq (\Delta t)_{yeni} \leq (\Delta t)_{maks} \quad (21)$$

şartını sağlayan $(\Delta t)_{yeni}$ değeri bir sonraki adımın Δt değeri olarak planlanır.

En büyük hücum ve yatış açıları gibi kısıtlar da kontrole ve hesaba dahil edilmelidir.

3.4. Kuvvet, moment ve ivme hesabı

Aerodinamik kuvvetler ($\vec{F}_{aero, gövde}$) hücum açılarına, geometriye, dinamik basınca, Mach sayısına ve irtifaya bağlı olarak, hava aracı modelinden yola çıkarak hesaplanmaktadır. Füzeler için hareketi sağlayan itki büyüklüğü $|\vec{T}| = T_{maks} k_{gazayarı}$

şeklinde tasvir edilmektedir (mermi için sıfırdır). $\vec{\tau}_p$ itki merkezinin ağırlık merkezine göre gövdedeki konumunu ve $[I]$ atalet momenti matrisini göstermek üzere

$$\vec{T} = \left[T_x = \sqrt{|\vec{T}|^2 - T_y^2 - T_z^2} \quad T_y = \frac{\dot{\omega}_z}{\tau_{p,x} I_{zz}} \quad T_z = \frac{\dot{\omega}_y}{\tau_{p,x} I_{yy}} \right]^T \quad (21)$$

şeklinde itki vektörü hesaplanabilir. Bu durumda gövdeye gelen momentler şöyledir:

$$\vec{M}_{gövde} = [I] \vec{\omega} + \begin{bmatrix} 0 \\ T_z \tau_{p,x} + T_x \tau_{p,z} \\ -T_y \tau_{p,x} + T_x \tau_{p,y} \end{bmatrix} \quad (22)$$

Yerçekimi ivmesi de dahil edilerek Newton'un 2. Yasasından toplam ivme bulunur:

$$\vec{a}_{NED} = \{Gövde \rightarrow NED\} \left(\frac{\vec{F}_{aero,gövde} + \vec{T}}{m} \right) + \vec{g}$$

3.5. Faz Modelleme ve Çarpışma Hesapları

Füze ve hava platformları işletimi EtSiS [6], [7] simülasyon altyapısı üzerinde işletilerek test edilmiştir. Model davranışları EtSiS davranış betik dili ile tasarlanmıştır. Füze modelleri fazları; itkisiz serbest uçuş, itkili güdümsüz uçuş, itkili ve güdümlü uçuş ve itkisiz güdümlü uçuş olarak belirlenmiştir. Faz geçişleri, yükseklik kısıtlı, zaman kısıtlı, konum kısıtlı ve hedefe yakınlık kısıtlı olacak şekilde tanımlanabilmektedir.

Çarpışma hesapları, tahmin esaslı olarak yürütülmekte ve hava platformunun sonraki maksimum konum değişimi ile senaryo varlıklarının konum değişim yörüngelerinin kesişim noktaları belirlenerek hesap yürütülmektedir. Kurulan algoritma daha hızlı ve daha yüksek çözünürlüklü bir çözüm sağlamıştır.

4. SONUÇLAR

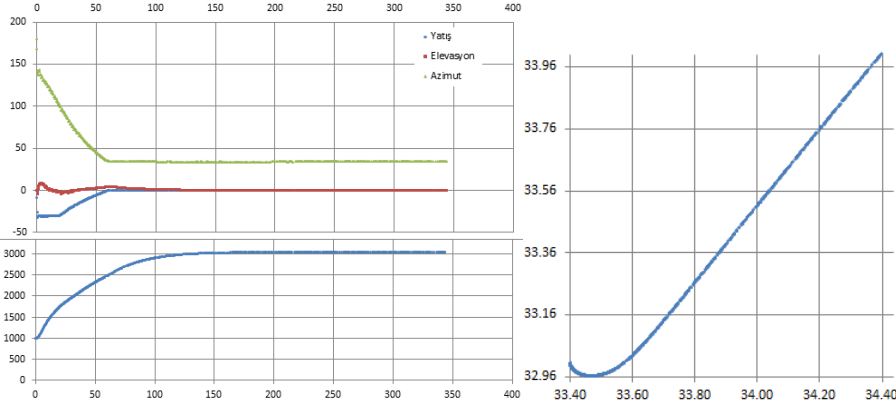
Sunulan modelle 6 serbestlik dereceli genel bir hava platformu simülasyonu gerçekleştirilmiş, oluşturulan yazılım farklı durumlarda test edilmiştir. Çizelge 1'deki örnek halde, güney yönelimli, 1000 m irtifadaki hava aracı, kuzeydoğusunda ve 3000 m irtifadaki bir hedefi yakalamaktadır. Soldaki grafikte yatış açısı sınırlandırıldığı için 30°de kalmış, hücum açısı uygun irtifa artışı ve yatış ile sapma açıları gereği değişerek elevasyonu oluşturmuştur. Sağdaki grafikte de N33-E33.4 koordinatlarından başlayan hava aracı rotasının N34-E34.4 koordinatlarındaki hedefte sonlandığı görülmektedir.

İrtifa ve hücum açısı kontrolleri kaskad olarak gerçekleştirilmekte, dolayısıyla sistem parametrelerinin tayini oldukça önem arz etmektedir.

Gerçekleştirilen doğrulama senaryolarında, sabit veya hareketli hedefleri yakalamaya yönelik dönüş manevraları simülasyona entegre edilen takip modeliyle sağlanmıştır. Hava aracı modeli, planlandığı üzere, hedefe yönelmek ve ulaşmak için gerekli

koordine manevra kumandalarını gerçekleştirmekte, gerektiğinde zaman adımını artırarak hesaplamayı da hızlandırmaktadır.

Çizelge 1. Bir hava platformu simülasyonu



Simülasyon işletiminde EtSiS'in sağlamış olduğu dinamik frekanslı işletim desteği, sürekli olay simülasyonlarında sıklıkla ihtiyaç duyulan değişken adımlı entegrasyon algoritması [8] için bir çözümü sunar. Çözüm ile simülasyon işletiminde değişken zaman zaman adımları (dinamik frekans) sürekli olay modelinin kendi dinamiği (matematik modeli) tarafından belirlenir. Bu anlamda merkezi olarak önceden tanımlı bir zaman adımı yerine modelin kurulduğu diferansiyel denklemler tarafından belirlenen ve simülasyon işletimi boyunca değişebilen adımlar ile işletilir. Simülasyonda bulunan her sürekli olay modeli kendi adımını diğer modellerin dinamiğinden bağımsız olarak belirler.

5. KAYNAKÇA

- [1] Hull, D.G., (2007), Fundamentals of Airplane Flight Mechanics, Springer-Verlag: Berlin Heidelberg, Almanya.
- [2] Kermode, A.C., Barnard, R.H. ve Philpot, D.R. (2006), *Mechanics of Flight* – 11th Edition, Pearson: Essex, İngiltere.
- [3] Military Handbook 1211 (1995), Missile Flight Simulation Part I: Surface to Air Missiles, ABD.
- [4] Murphy, C.H. ve Mermagen, W.H. (2000), Flight Mechanics of an Elastic Symmetric Missile, Army Research Laboratory: MD, ABD.
- [5] Roskam, J. (2003), Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls – Part II, DarCorporation: Lawrence, KS, ABD.
- [6] Hocaoğlu, M. F., “AdSiF: Agent Driven Simulation Framework”, *The Huntsville Simulation Conference 2005*, 26-27 October 2005.
- [7] Hocaoğlu, M. F., “EtSiS: Etmten tabanlı Simülasyon Sistemi”, *4. Ulusal Savunma Uygulamaları Modelleme ve Simülasyon Konferansı, USMOS'2011*, Ankara, Türkiye.
- [8] Murray-Smith, D.J., (1995), “Continuous System Simulation”, Chapman & Hall, ISBN 0 412 45150 6.