

DENETİM DEĞİŞKENİ UÇUŞ YÖRÜNGE AÇISI OLAN BİR OTOPILOT TASARIMI

Bülent ÖZKAN*
TÜBİTAK SAGE
Ankara

M. Kemal ÖZGÖREN†
ODTÜ
Ankara

Gökmen MAHMUTYAZICIOĞLU‡
ROKETSAN A.Ş.
Ankara

ÖZET

Bu çalışmada, denetim değişkeni olarak uçuş yörüngesi açısının ele alındığı bir füze otopilotunun tasarımı ele alınmaktadır. Belirtilen kapsamda, öncelikle göz önüne alınan füzenin hareket denklemleri türetilmiş ve ardından bu denklemler, kinematik eşitliklerden yararlanılarak füzenin uçuş yörüngesi açıları cinsinden ifade edilmiştir. Ortaya çıkan füze modelinin üzerine tümlev işlevinin de eklenmesiyle durum değişkeni esaslı bir denetim sisteminin tasarlanmasının ardından füzenin göz önüne alınan hedef modeliyle olası angajman senaryoları üzerinde bilgisayar benzetimleri gerçekleştirilmiştir. Benzetimler sonucunda, füzenin doğrusallaştırılmış dinamik modeli üzerine inşa edilen denetim sisteminin füzenin doğrusal olmayan gerçekçi dinamik modeline de başarıyla uygulandığı gösterilmiştir.

GİRİŞ

Füze güdüm ve denetim (kontrol) sistemlerinin en önemli alt sistemlerinden olan otopilot, temelde; füze için belirlenen güdüm kuralı tarafından üretilen komutları yerine getiren kapalı çevrimli bir denetim sistemidir. Askerî terminolojiyi esas alan şekilsel bir ifadeyle, eğer güdüm sistemi “komutan” olarak kabul edilirse, otopilot da “emir subayı” tabir edilebilir [Özgören, 1991]. Bahsedilen komutlar güdüm kuralının tipine göre doğrusal ivme, açısal hız veya açısal konum değişkeni cinsinden olabilmektedir. Öte yandan, otopilot açısından denetim değişkeni olarak değerlendirilen güdüm değişkeninin türünden bağımsız olarak, güdüm sistemi tarafından üretilen güdüm komutlarını gerçekleyebilmesinin yanı sıra otopilotun füzenin kararlılık ve başarımlı (performans) gereksinimlerini de karşılaması beklenmektedir [Özkan, 2005; Berglund, 2000; Lin ve Su, 2000; Menon ve Yousefpor, 1996; Blakelock, 1965].

Tipik bir otopilot, denetleyici (kontrolcü), eyletici, denetlenen sistem (plant) ve algılayıcılardan oluşmaktadır. Füzenin belirlenen hedeften sapmasının sınırlanabilmesi veya en azından asgarî bir seviyeye çekilebilmesi için otopilot dinamiğinin olabildiğince hızlı olması gerekmektedir. Bu durum, yan rüzgâr gibi bozucu giriş etkileri ve modellenemeyen parametre belirsizlikleri ile birlikte değerlendirildiğinde, otopilotta kullanılacak denetim yöntemi seçimini oldukça önemli kılmaktadır. Konuyla ilgili olarak yapılan çalışmalar incelendiğinde, ele alınan denetim yaklaşımlarının büyük çoğunluğunun klasik denetim kuralları esaslı olduğu görülmektedir. Belirtilen kapsamda en fazla uygulanan denetim işlemleri oransal ve tümlevsel (integral) (İng. proportional plus integral, PI) ve oransal, tümlevsel ve türevsel (İng. proportional plus integral plus derivative, PID) işlemleridir. İfade edilen işlemlerin kullanıldığı denetim şemalarında denetleyici kazançlarının anlık uçuş koşullarına (irtifa, uçuş hızı ve hücum açısı gibi) göre güncellendiği uyarlamalı yapılar da sıklıkla tercih edilmektedir. Diğer taraftan, özellikle yukarıda ifade edilen bozucu giriş ve parametre

* Dr., E-posta: bulent.ozkan@tubitak.gov.tr

† Prof. Dr., E-posta: ozgoren@metu.edu.tr

‡ Dr., E-posta: gmahmut@roketan.com.tr

belirsizliklerinin başarımlar üzerindeki olumsuz etkilerini asgari düzeye çekebilmek için norm tabanlı veya kayan kipli gürbüz denetim yöntemlerinin de son dönemde gündeme alındığı anlaşılmaktadır. Bunların dışında, durum veya çıktı geribeslemeli modern denetim yöntemleri ile yapay sinir ağları veya bulanık mantık temelli yapay zekâ tabanlı denetim sistemleri de otopilot tasarımında göz önüne alınmıştır [Menon, Sweriduk ve Ohlmeyer, 2003; Helton ve James, 2000].

Denetim yaklaşımlarında, ele alınan füze için dikkate alınan durum değişkenlerinin tamamının ölçülebilmesi her zaman mümkün olmamaktadır. Bu tip durumlarda, kullanılan ölçerler yardımıyla elde edilemeyen durum değişkeni bilgisini kestirebilmek amacıyla çoğunlukla Kalman filtresi esaslı olan durum kestirimcileri (gözleyiciler) de tasarlanmaktadır [Özkan, 2005].

Bu çalışmada, füzenin uçuş yörüngesi açısının denetim değişkeni olarak alındığı bir otopilotun tasarımı ele alınmaktadır. Bu kapsamda, füzenin uçuş yörüngesi açısının yatay ve düşey düzlemdeki bileşenleri cinsinden üretilen güdüm emirlerini gerçeklemek üzere tümlev işlemi destekli durum geri beslemeli bir otopilot oluşturulmuş ve denetim sisteminin geribesleme bilgisinin füzenin ataletsel navigasyon sistemi tarafından sağlandığı kabulüyle benzetimler yapılmıştır.

FÜZE DİNAMİK MODELİ

Çalışma kapsamında ele alınan dönel simetriye sahip, tek parçalı ve sıfır 'cant' açılı füzenin hareket denklemleri aşağıdaki gibi yazılabilir [Zarchan, 1994; Faruqi ve Vu, 2002]:

$$\dot{u} - rv + qw = (X + X_T)/m + g_x \quad (1)$$

$$\dot{v} + ru - pw = (Y + Y_T)/m + g_y \quad (2)$$

$$\dot{w} - qu + pv = (Z + Z_T)/m + g_z \quad (3)$$

$$\dot{p} = (L + L_T)/I_a \quad (4)$$

$$\dot{q} - pr = (M + M_T)/I_t \quad (5)$$

$$\dot{r} + pq = (N + N_T)/I_t \quad (6)$$

Burada, füze gövdesine yapışık olduğu varsayılan eksen takımının (füze eksen takımının) üzerindeki bileşenleri cinsinden olmak üzere, u, v ve w harfleri füze kütle merkezinin sabit eksen takımının orijinine göre bağıl hız vektörünün boylamasına, yanlamasına ve düşey eksen üzerindeki bileşenlerini, p, q ve r harfleri füze açılma hız vektörünün yuvarlanma, yunuslama ve yandönme bileşenlerini, X, Y ve Z aerodinamik kuvvet bileşenlerini, L, M ve N de aerodinamik moment bileşenlerini ifade etmektedir. Ayrıca, m, I_a ve I_t sembolleri füzenin kütlesi ile füzenin eksenel ve yanal eylemsizlik momentini, X_T, Y_T ve Z_T sembolleri füze itki sistemi (roket motoru) tarafından sağlanan itki kuvvetinin bileşenlerini, L_T, M_T ve N_T sembolleri itki kaçıklığı momentinin bileşenlerini ve g_x, g_y ve g_z de yerçekimi ivmesinin bileşenlerini temsil etmektedir.

Çalışma kapsamında, füzenin itkisiz olarak ilerlediği son güdüm aşamasındaki angajman durumu göz önüne alınmıştır. Dolayısıyla, X_T= Y_T= Z_T= L_T= M_T= N_T=0 koşulunda (1)'den (6)'ya kadar olan eşitlikler, otopilot tasarımına esas teşkil edecek ifadeler müteakip formda elde edilebilir:

$$\dot{u} - rv + qw = (X/m) + g_x \quad (7)$$

$$\dot{v} + ru - pw = (Y/m) + g_y \quad (8)$$

$$\dot{w} - qu + pv = (Z/m) + g_z \quad (9)$$

$$\dot{p} = L/I_a \quad (10)$$

$$\dot{q} - pr = M/I_t \quad (11)$$

$$\dot{r} + pq = N/I_t \quad (12)$$

AÇI OTOPILOTU

Göz önüne alınan otopilota referans girdi olarak gönderilecek güdüm komutları uçuş yörünge açısı bileşenleri türünden üretildiğinden, füzenin hareket denklemlerinin de denetim değişkeni uçuş yörünge açısı olan otopilotun tasarımına kolaylık sağlayacak formda yeniden düzenlenmesi gerekmektedir. Burada, füzenin yuvarlanma düzlemindeki açısal hız bileşeninin yandönme ve yunuslama otopilotlarına göre dört kat daha hızlı olan (bant genişliği belirtilen otopilotların dört katı mertebesindeki) bir yuvarlanma otopilotu tarafından sıfırlandığı varsayılmakta ve böylelikle füzenin yuvarlanma, yunuslama ve yandönme düzlemlerindeki hareketleri birbirinden ayrıştırılmaktadır [Özkan, 2005]. Bu bağlamda, füzenin sahip olduğu dönel simetri dolayısıyla, yunuslama ve yandönme düzlemlerinden birisi için geliştirilecek otopilotun diğer düzlemde de kullanılması mümkün olacaktır.

Buna göre, füzenin yunuslama düzlemindeki yuvarlanma etkisinden ayrıştırılmış hareketi ele alınır ve yerçekimi ivmesi ($g=9.81 \text{ m/s}^2$) de bozucu giriş olarak değerlendirilirse, füze kütle merkezinin sabit eksen takımının orijinine göre bağlı doğrusal ivme vektörünün füze eksen takımının düşey bileşeni (a_z) ve füze yunuslama hızı bileşeninin zamana göre türevi (\dot{q}), (9) ve (11) numaralı denklemler kullanılarak aşağıdaki eşitliklerden elde edilir:

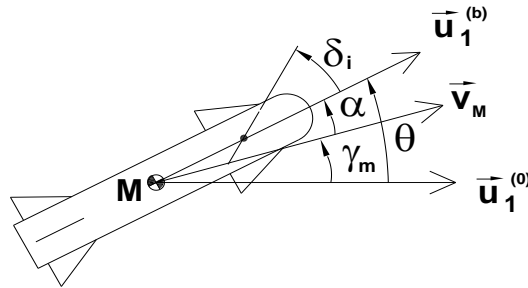
$$a_z = Z/m \quad (13)$$

$$\dot{q} = M/I_t \quad (14)$$

Yunuslama düzleminde, a_z ivme bileşeni füze hız vektörünün genliği (v_M) ve uçuş yörüngesi açısının yunuslama düzlemi bileşeninin ($\dot{\gamma}_m$) çarpımından da bulunabilir:

$$a_z = v_M \dot{\gamma}_m \quad (15)$$

M , δ_i , α , γ_m , θ , \bar{v}_M , $\bar{u}_1^{(0)}$ ve $\bar{u}_1^{(b)}$ sembolleri sırasıyla füze kütle merkezi, hareketli aerodinamik denetim yüzeyi (kanatçık) açısal yerdeğiştirmesi, hücum açısı, uçuş yörüngesi açısının yunuslama bileşeni, füze yunuslama açısı, füze kütle merkezinin sabit eksen takımının orijinine göre bağlı hız vektörü, sabit eksen takımının boylamasına eksenini birim vektörü ve füze eksen takımının boylamasına eksenini birim vektörünü temsil etmek üzere, otopilot tasarımında dikkate alınan füzenin başlıca açısal değişkenleri Şekil 1’de gösterilmektedir.



Şekil 1: Füzenin Başlıca Açısal Değişkenleri

Yunuslama düzlemindeki aerodinamik kuvvet ve moment bileşenleri (Z ve M); dinamik basınç (q_∞), füze kesit alanı (S_M) ve füze çapı (d_M) değişkenlerinin fonksiyonu olarak alttaki denklemler yardımıyla yaklaşık olarak hesaplanabilir [Şahin, 2002; Özkan, 2005]:

$$Z = C_z q_\infty S_M \quad (16)$$

$$M = C_m q_\infty S_M d_M \quad (17)$$

Yukarıdaki eşitliklerde C_z ve C_m aerodinamik katsayıları, α , yükseliş dümeni açısı (δ_e) ve q değişkenlerinin doğrusal fonksiyonları cinsinden ifade edilebilir [Şahin, 2002; Özkan, 2005]:

$$C_z = C_{z_\alpha} \alpha + C_{z_\delta} \delta_e + C_{z_q} \tau_M q \quad (18)$$

$$C_m = C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_\delta} \delta_e + C_{m_q} \tau_M q \quad (19)$$

Burada $\tau_M = d_M / (2v_M)$ olup, C_{z_α} , C_{z_δ} , C_{z_q} , C_{m_α} , C_{m_δ} ve C_{m_q} sembolleri; temelde Mach sayısının (M_∞) fonksiyonu olan kararlılık türevlerini temsil etmektedir.

Hücum açısı, füze yunuslama açısı ve uçuş yörüngesi açısının yunuslama bileşeninin farkı olarak da tanımlanabilir:

$$\alpha = \theta - \gamma_m \quad (20)$$

(15)'den (20)'ye kadar olan eşitlikler (13) ve (14) numaralı denklemlerde yerine yazılarak ara işlemler yapıldığında müteakip ifadeler ulaşılır:

$$\dot{\gamma}_m = -Z_\alpha \gamma_m + Z_\alpha \theta + Z_q q + Z_\delta \delta_e \quad (21)$$

$$\dot{q} = -M_\alpha \gamma_m + M_\alpha \theta + M_q q + M_\delta \delta_e \quad (22)$$

Burada, $f_z = (q_\infty S_M) / (mv_M)$ ve $f_M = q_\infty S_M d_M / I_t$ ara tanımlamaları yardımıyla, $Z_\alpha = f_z C_{z_\alpha}$, $Z_q = (f_z d_M / v_M) C_{z_q}$, $Z_\delta = f_z C_{z_\delta}$, $M_\alpha = f_M C_{m_\alpha}$, $M_q = [(f_M d_M) / (2v_M)] C_{m_q}$ ve $M_\delta = f_M C_{m_\delta}$ tanımları yapılmıştır.

(21) ve (22) numaralı denklemler, $\dot{\theta} = q$ kinematik bağıntısının yardımıyla matris formunda da ifade edilebilir:

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma}_m \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Z_\alpha & Z_\alpha & Z_q \\ 0 & 0 & 1 \\ -M_\alpha & M_\alpha & M_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_m \\ \theta \\ q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z_\delta \\ 0 \\ M_\delta \end{bmatrix} \delta_e \quad (23)$$

Oluşturulan denetim şemasında, denetim değişkeninin istenen (referans) ve gerçekleşen değerleri (γ_{md} ve γ_m) arasındaki farkın (hatanın) tümlevi de plant denetim girdisinin elde edilmesinde kullanılmaktadır. Böylelikle, hata tümlevi değişkeni de x_1 sembolü ile ifade edilen ek bir durum değişkeni olarak ortaya konulmaktadır. Bir başka deyişle denetim sisteminin hata değişkeni (e_γ), doğrudan x_1 değişkeninin zamana göre türevine karşılık gelmektedir:

$$\dot{x}_1 = e_\gamma = \gamma_{md} - \gamma_m \quad (24)$$

Göz önüne alınan denetim sisteminde γ_m değişkenini denetleyecek denetim kuralı, k_γ , k_θ , k_q ve k_i parametreleri denetim kazançlarını göstermek üzere, durum geribesleme yaklaşımıyla aşağıdaki gibi oluşturulmuştur:

$$u = \delta_e = k_\gamma (\gamma_{md} - \gamma_m) - k_\theta \theta - k_q q + k_i x_1 \quad (25)$$

Buradan, kapalı çevrimli bir denetim sistemi olan uçuş yörüngesi açısı otopilotunun blok diyagramı Şekil 2'deki gibi çizilebilir.

(25) numaralı denklem (23) numaralı denklemde yerine konularak elde edilen ifade (24) numaralı eşitlikle birlikte ele alındığında, genişletilmiş denetim sisteminin durum uzayı formundaki ifadesi müteakip durum uzayı formunda ortaya çıkmaktadır:

$$\dot{\bar{x}}_e = \hat{A}_e \bar{x}_e + \bar{b}_e r \quad (26)$$

Burada, "T" harfi matris devriği işlemini göstermek üzere, sistem girdisi ve genişletilmiş durum değişkenleri sütun matrisi sırasıyla $r = \gamma_{md}$ ve $\bar{x}_e = [\gamma_m \quad \theta \quad q \quad x_i]^T$ şeklinde tanımlanmış olup, sistem ve girdi matrisleri (\hat{A}_e ve \bar{b}_e) plant ve denetleyici parametrelerinin fonksiyonu olarak ifade edilmektedir.

Denetim değişkeni olarak γ_m seçildiğinden, çıktı denklemi de aşağıdaki gibi yazılabilir:

$$\bar{y} = \bar{c}_e^T \bar{x}_e \quad (27)$$

Yukarıdaki eşitlikte, \bar{y} sembolü çıktı değişkeni sütun matrisini tanımlamak üzere, çıktı sütun matrisi $\bar{c}_e = [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$ olarak ortaya çıkmaktadır.

Nihayet, (26) ve (27) numaralı denklemler kullanılarak, γ_{md} değişkeninden γ_m değişkenine olan kapalı çevrim transfer fonksiyonu aşağıdaki gibi bulunur:

$$\frac{\gamma_m(s)}{\gamma_{md}(s)} = \frac{n_{\gamma 3} s^3 + n_{\gamma 2} s^2 + n_{\gamma 1} s + 1}{d_{\gamma 4} s^4 + d_{\gamma 3} s^3 + d_{\gamma 2} s^2 + d_{\gamma 1} s + 1} \quad (28)$$

(28) numaralı denklemin karakteristik polinomu (29) numaralı denklemde verilmiş olup, bu eşitliğin (30) numaralı denklemde verilen sönüm oranının 0.707 olarak alındığı dördüncü dereceden Butterworth polinomuna eşitlenmesiyle, ω_c sembolü denetim sisteminden istenen bant genişliğini göstermek üzere k_γ , k_θ , k_q ve k_i kazançları (31) numaralı denklemde sunulan matris eşitliğinden hesaplanabilir [Özkan, 2005]:

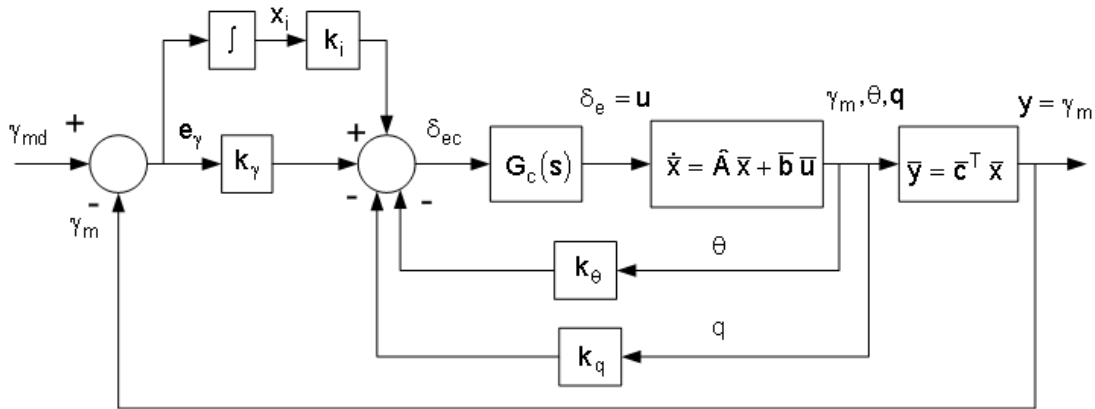
$$D(s) = d_{\gamma 4} s^4 + d_{\gamma 3} s^3 + d_{\gamma 2} s^2 + d_{\gamma 1} s + 1 \quad (29)$$

$$B_4(s) = (1/\omega_c^4) s^4 + (2.613/\omega_c^3) s^3 + (3.414/\omega_c^2) s^2 + (2.613/\omega_c) s + 1 \quad (30)$$

$$\bar{k} = \hat{M}_k^{-1} \bar{b}_k \quad (31)$$

Burada $\bar{k} = [k_\gamma \quad k_\theta \quad k_q \quad k_i]^T$ olup, \hat{M}_k matrisi ve \bar{b}_k sütun matrisinin elemanları plant ve denetleyici parametreleri cinsinden ifade edilmektedir.

Yukarıda açıklandığı üzere füzenin yunuslama düzlemi için yapılan otopilot tasarımı, ele alınan füzenin simetrik konfigürasyonu sayesinde yandönme düzlemine de uyarlanabilir [Özkan, 2005]. Ayrıca, gerçekleştirilen bilgisayar benzetimlerinde, plânlanan angajman senaryosunun tamamında oluşturulan denetim sisteminin kararlılığının garanti edilebilmesi amacıyla, k_γ , k_θ , k_q ve k_i parametrelerinin değerleri M_∞ , α ve δ_e değişkenlerinin değerlerine göre anlık olarak güncellenmektedir.



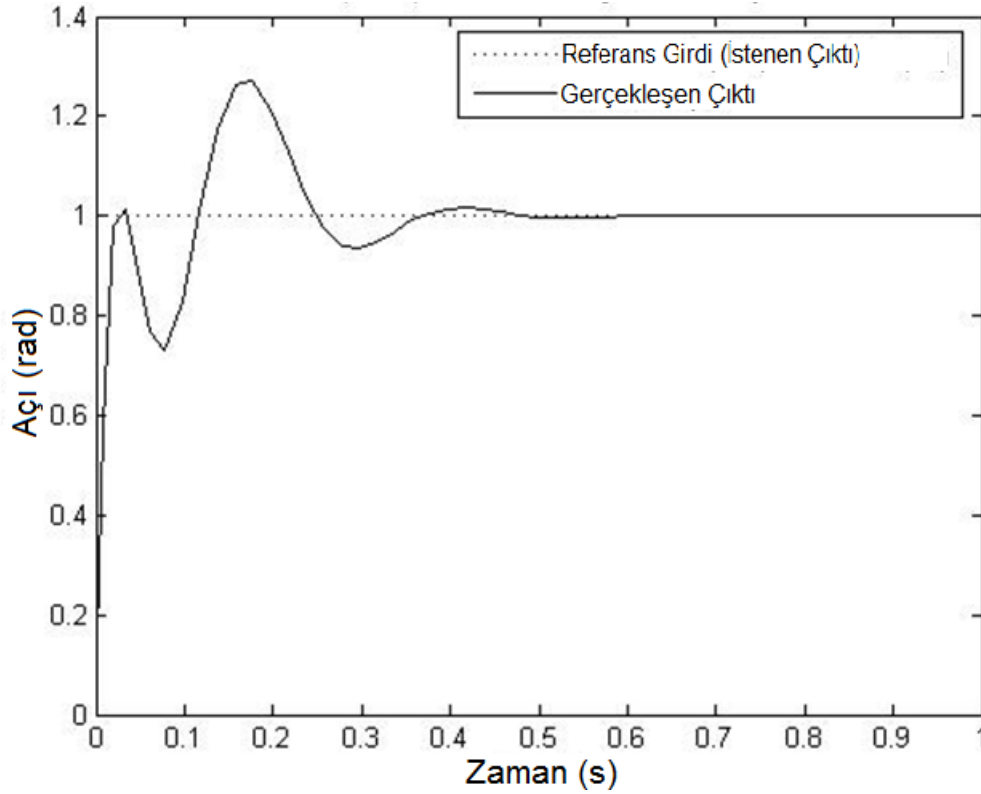
Şekil 2: Uçuş Yörüngesi Açısı Otopilotu Blok Diyagramı

BİLGİSAYAR BENZETİMLERİ

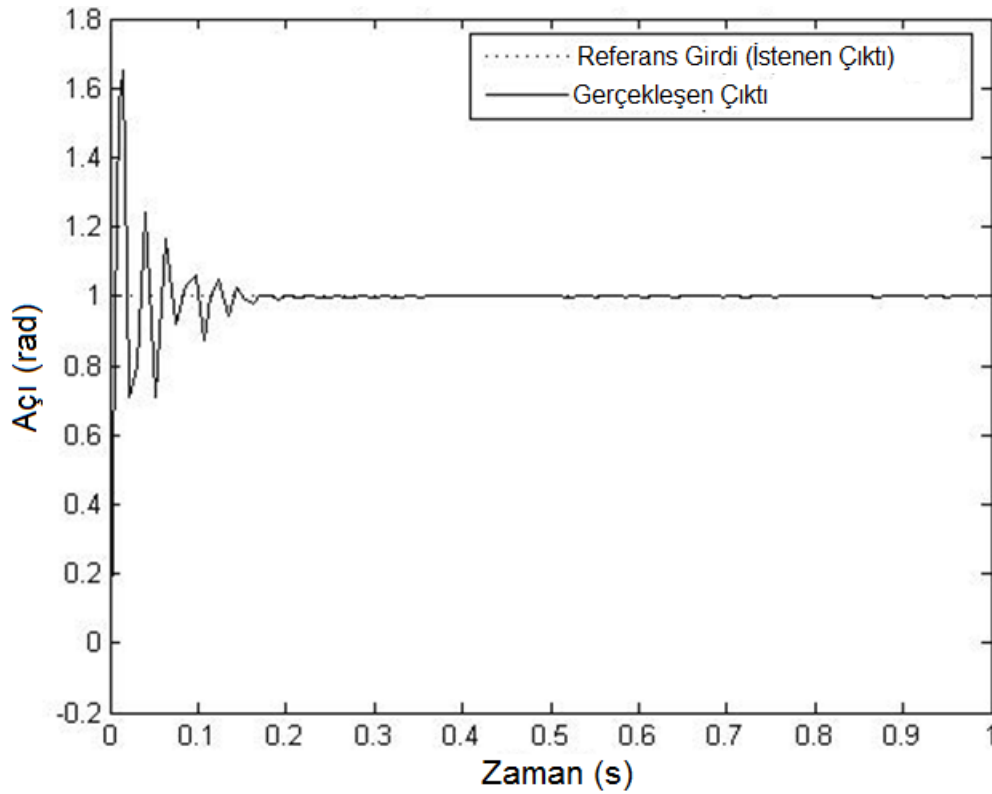
Yukarıda verilen modeller kullanılarak Tablo 1’de sunulan sayısal değerlerle gerçekleştirilen bilgisayar benzetimleri sonucunda, doğrusallaştırılmış ve doğrusal olmayan füze dinamiği esas alınarak tasarlanan uçuş yörüngesi açısı temelli otopilotların birim basamak cevapları sırasıyla Şekil 3 ve Şekil 4’de sunulmaktadır.

Tablo 1: Füze Parametreleri Sayısal Değerleri

Parametre	Sembol	Sayısal Değer
Çap	d_M	70 mm
Kesit Alanı	S_M	3848.5 mm ²
Boy	L_M	2000 mm
Kütle	m	17.55 kg
Eksenel Eylemsizlik Momenti	I_a	0.0215 kg·m ²
Yanal Eylemsizlik Momenti	I_t	5.855 kg·m ²



Şekil 3: Doğrusallaştırılmış Füze Dinamiği Esas Alınarak Tasarlanan Uçuş Yörüngesi Açısı Temelli Otopilotun Birim Basamak Cevabı



Şekil 4: Doğrusal Olmayan Füze Dinamiği Esas Alınarak Tasarlanan Uçuş Yörüngesi Açısı Temelli Otopilotun Birim Basamak Cevabı

DEĞERLENDİRME VE SONUÇ

Bildiride aktarılmaya çalışılan faaliyet kapsamında, tasarlanan uçuş yörünge açısı temelli otopilot kullanılarak gerçekleştirilen bilgisayar benzetimlerine göre belirlenen başarımlar gereksinimlerini karşıladığı görülmüştür. Öte yandan, doğrusallaştırılmış füze dinamiğinin göz önüne alındığı durum için elde edilen daha az salınımlı otopilot cevabına karşın, doğrusal olmayan füze dinamiğinin kullanımı sistem cevabındaki salınımları hissedilir oranda artırmıştır. Sistem cevabının azamî genliğinin de arttığı doğrusal olmayan durumda yerleşme zamanının ise azaldığı gözlenmektedir. Ancak, bahsedilen farklılıklar ele alınan sistemin dinamik özellikleri dikkate alındığında kabul edilebilir seviyelerde olup, genel olarak; önerilen denetim yaklaşımına göre tasarlanan otopilotun işlevini yerine getirdiği söylenebilir.

Kaynaklar

- Blakelock, J. H., 1965. *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley & Sons Inc..
- Berglund, E., 2000. *Guidance and control technology*, RTO SCI Lecture Series on Technologies for Future Precision Strike Missile Systems, Atlanta, ABD, s. 1-10.
- Faruqi, F. A. ve Vu, T. L., 2002. *Mathematical Models for a Missile Autopilot Design*, DSTO Systems Sciences Laboratory, Avustralya.
- Helton, J. W. ve James, M. R., 2000. Extending H_∞ control to nonlinear systems, *Bulletin of the American Mathematical Society*, Cilt. 38, Sayı. 1, s. 93-96.
- Lin, C. L. ve Su, H. W., 2000. *Intelligent control theory in guidance and control system design: an overview*, Proceedings of the National Science Council ROC(A), Cilt. 24, Sayı. 1, s. 15-30.
- Menon, P. K., Sweriduk, G. D. ve Ohlmeyer, E. J., 2003. *Optimal fixed-interval integrated guidance-control laws for hit-to-kill missiles*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Austin, ABD, 11-14 Ağustos.
- Menon, P. K. ve Yousefpor, M., 1996. *Design of nonlinear autopilots for high angle of attack missiles*, Proceeding of the Optimal Synthesis.

- Özgören, M. K., 1991. *Seminar Notes on Dynamics and Control of Guided Missiles*, Orta Doğu Teknik Üniversitesi Sürekli Eğitim Merkezi, 21 Şubat.
- Özkan, B., 2005. *Dynamic modeling, guidance and control of homing missiles*, Doktora Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Türkiye.
- Şahin, K. D., 2002. *A pursuit evasion game between an aircraft and a missile*, Yüksek Lisans Tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Türkiye.
- Zarchan, P., 1994. *Tactical and Strategic Missile Guidance*, Cilt. 157, Progress in Aeronautics and Astronautics, AIAA, Washington DC, ABD.