



DURUM GERİBESLEMELİ UÇUŞ KONTROL SİSTEM TASARIMI

Emre KIYAK^{1,*}

¹Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Y.O., ESKİŞEHİR

ÖZET

Durum geribeslemeli kontrol, belirli bir kapalı döngü sistem kutuplarının sabit kazançlı bir geribesleme matrisi ile elde edilebilmesine dayanır. Bu sayede denetlenen değişken arzu edilen değerde tutulabilir. Kontrol sistem tasarımlarında kullanılan geleneksel denetleyicilerden P, PI, PD ve PID tip denetleyicilerin dezavantajlı olması halinde bu tip denetim kullanılabilir. Bu çalışmada, bir uçağın uzunlamasına ve yanlamasına uçuş kalitesinin artırılması amacıyla tüm durumların doğrudan ölçülebildiği varsayılarak durum geribeslemeli kontrol ile tasarım gerçekleştirilmektedir.

Anahtar Kelimeler: Uçuş kontrol sistemi, Kararlılık artırımı, Durum geribeslemeli kontrol, Gözleyiciler.

FLIGHT CONTROL SYSTEM DESIGN WITH STATE FEEDBACK

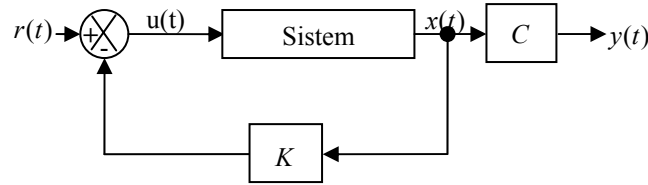
ABSTRACT

State feedback control is based on the fact that the system poles of a certain closed loop system can be obtained from the constant gain feedback matrix. Thus, the controlled variable can be kept at the preferred value. This kind of control can be used in case of the disadvantages of the traditional controllers such as P, PI, PD, and PID. In this study, the design, having the target of improving the quality of the longitudinal and lateral flight, is realized by state feedback control with the assumption that all of the states can be directly measured.

Keywords: Flight control system, Stability augmentation, State feedback control, Observers.

1. GİRİŞ

Durum geribeslemeli kontrol, ileri çevrim yolu üzerinde P, PI, PD ve PID denetleyicilerdeki olduğu gibi sabit bir yapıyla sağlanan denetim yerine, durum değişkenleri sabit kazançlarla çarpılarak geribesleme yoluyla sağlanan kontroldür [1]. Durum geribeslemesine ait blok diyagram yapısı Şekil 1’de verilmektedir.



Şekil 1. Durum geribeslemeli kontrol.

Şekil 1’de, $r(t)$ referans girişe, $u(t)$ karşılaştırıcı çıkışına, $x(t)$ sistem durumlarına, $y(t)$ sistem çıkışlarına, C çıktı katsayılar matrisine ve K durum geribesleme vektörüne karşılık gelmektedir.

Durum geribeslemeli kontrol, denetlenen çıkışa ait durumların ölçülüp, geribeslendiği ve arzu edilen giriş değeri ile kıyaslandığı bir kapalı çevrim denetim sistemidir. Sistem durumları, arzu edilen durumu sağlayacak şekilde karşılaştırıcı çıkışı üzerinde etki eder [2].

Tek girdili tek çıktılı sistemlerde PI denetleyici ile yapılan çok fazla çalışma mevcuttur. Çok girdili çok çıktılı sistemler için yapılan çalışmalardan bir tanesi kapalı çevrimli sistemin kararlı olması halinde sistemin istenen durgun durumlara gelmesi için durum denklemlerinin diyagonal formda yeniden tanımlanarak PI denetleyiciye ait kazançların bulunmasıdır [3]. Beş girdili iki çıktılı bir helikopter modeli kanonik formda yazılarak dinamik durum regülatörü tasarlanmıştır [4].

Çok girdili çok çıktılı uçak modeli için kazanç ölçeklemesine dayalı bir durum geribesleme kontrolünün kullanılabilirliği gösteren çalışma yapılmıştır [5]. Buna benzer bir başka çalışmada, parametreye bağımlı Lyapunov fonksiyonu yaklaşımı ve kazanç ölçeklemesine dayanan bir katsayı çarpanı yönteminin bir arada kullanıldığı yöntem ile adaptif kontrolden elde edilen

kazancın kullanıldığı benzetimler bir uzunlamasına uçak modeli için birbiriyle kıyaslanarak etkileri tartışılmıştır [6].

Durum geribeslemeli kontrolün havacılıktaki uygulamalarından bir tanesi koordineli dönüş yapan bir uçak modeli için performans ve kontrolde gürbüzlük sağlanması amacıyla geliştirilmiş Newton metodu kullanılarak optimum kazancın bulunmasıdır [7]. Bir uzunlamasına uçak modeli ve bir helikopter modeli için durum geribeslemeli kontrol ile gözleyicinin yaptığı kestirim sonuçlarının karşılaştırmaları tartışılmıştır [8].

Bu çalışmada, ‘durum geribeslemesi’ olarak bilinen kontrol metodunun bir uçağın uzunlamasına ve yanlamasına hareketindeki uçuş kalitesinin artırılması probleminde kullanılması amaçlanmıştır. Bu anlamda literatürde bilinen bir yöntemin mevcut bir probleme uygulanması şeklinde değerlendirilebilir. Ancak uygulama açısından değerlendirildiğinde önemli yararları bulunmaktadır. Tüm durumların doğrudan ölçülebildiği veya kestirilebildiği varsayılarak durum geribeslemeli kontrol ile uçağın uzunlamasına ve yanlamasına hareketi için tasarım gerçekleştirilmektedir. Yapılan tasarım ile kararsız bir uçak sisteminin kararlı hale getirilmesi benzetimlerle ve yöntemde kullanılan matematiksel ifadelerle gösterilmektedir. Bu anlamda uçak gibi hayati öneme sahip bir sistemin kararlılığının sağlanması açısından oldukça pratik bir yöntem olarak değerlendirilip, istenen performansta kararlılık sağlanabilir.

2. DURUM GERİBESLEMELİ KONTROL TASARIMI

Durum geribeslemeli kontrol tasarımı, karakteristik denklem köklerinin doğrudan kontrol edildiği bir kontrol yöntemi olup, kontrol edilebilir bir sistemin kararlı hale getirilmesinde kullanılabilir Sabit denetleyici yapıları ve fiziksel sınırlılıklar yerine, seçilen kutuplarla çalışmak çok daha serbestlik kazandırmaktadır [1].

2.1. Durumları Doğrudan Ölçülebilir Sistemler

2.1.1. Tek Girişli Sistemler İçin Tasarım

Doğrusal, zamanla değişmeyen ve tüm durumların ölçülebildiği bir sistemin durum uzayındaki gösterimi aşağıdaki gibi tanımlansın [1]:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1)$$

Burada; $A \in R^{n \times n}$ sistem katsayılar matrisi, $B \in R^{n \times 1}$ kontrol dağıtım katsayılar matrisi, $x \in R^{n \times 1}$ durum vektörü; $u \in R^{1 \times 1}$ giriş vektörü ve olarak tanımlanmıştır.

Bir $K \in R^{1 \times n}$ geribesleme matrisi tanımlayalım:

$$K = [k_1 \quad k_2 \quad \dots \quad k_n] \quad (2)$$

Bu durumda u giriş vektörü,

$$u = -K^T x + r \quad (3)$$

şeklinde yazılabilir. Eşitlik (3), Eşitlik (1)'de yazılırsa,

$$\dot{x} = Ax + B(-K^T x + r) = (A - BK^T)x - Br \quad (4)$$

olarak elde edilir. $[A, B]$ çifti tamamen kontrol edilebilir olması halinde,

$$\left| sI - A + BK^T \right| = 0 \quad (5)$$

eşitliğinden K geribesleme matrisi bulunabilir.

Eşitlik (5)'den elde edilebilen K yerine Bass-Gura tekniği kullanılarak durum geribesleme kazançları doğrudan bulunabilir [9]:

$$K = \left[(VW)^T \right]^{-1} [\bar{a} - a] \quad (6)$$

Burada V kontroledilebilirlik matrisi, W dönüşüm matrisi, \bar{a} istenen karakteristik denklemin katsayılarından elde edilen vektör ve a açık çevrim karakteristik denklemin katsayılarından elde edilen vektör olarak tanımlanmıştır.

İstenen karakteristik denklem, sönümlenme oranı (ζ) ve doğal frekansı (w_n) terimleri kullanılarak

$$\lambda^n + \bar{a}_1 \lambda^{n-1} + \dots + \bar{a}_n = 0 \quad (7)$$

şeklinde yazıldığında, istenen karakteristik denklemin katsayılarından \bar{a} elde edilir.

$$\bar{a} = \begin{bmatrix} \bar{a}_1 \\ \bar{a}_2 \\ \vdots \\ \bar{a}_n \end{bmatrix} \quad (8)$$

Öte yandan açık çevrim karakteristik denklemi

$$|\lambda I - A| = 0 \quad (9)$$

şeklindedir. Eşitlik (10) denklemin çözümü olarak düşünülürse

$$\lambda^n + a_1 \lambda^{n-1} + \dots + a_n = 0 \quad (10)$$

açık çevrim karakteristik denklemin katsayılarından elde edilen vektör

$$a = \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ \vdots \\ a_n \end{bmatrix} \quad (11)$$

olarak elde edilir. Kontroledilebilirlik matrisi

$$V = [B \quad AB \quad \dots \quad A^{n-1}B] \quad (12)$$

şeklindedir. Dönüşüm matrisi

$$W = \begin{bmatrix} 1 & a_1 & \cdots & a_n \\ 0 & 1 & \cdots & a_{n-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

şeklindedir.

Eşitlik (6)'da verilen K geribesleme vektörü

$$u = -K^T x + r \quad (14)$$

şeklinde sisteme girdi olarak verilerek kararlılık sağlanır.

2.1.2. Çok Girişli Sistemler İçin Tasarım

Eğer giriş vektörü $u \in R^{m \times 1}$ şeklinde çok girişli ise Eşitlik (4)

$$\dot{x} = (A - BGK^T)x - Br \quad (15)$$

şeklinde yazılır. Burada $G = \begin{bmatrix} g_1 \\ g_2 \\ \vdots \\ g_m \end{bmatrix}$ şeklinde tasarımcı tarafından belirlenen bir vektördür [10].

$|sI - A + BGK| = 0$ çözümünden K bulunabilir ve

$$u = -GK^T x + r \quad (16)$$

şeklinde sisteme girdi olarak verilerek kararlılık sağlanır.

2.2. Durumların Tamamı Doğrudan Ölçülemeyen Sistemler

Eğer Eşitlik (1)'deki durumların tamamı ölçülemiyorsa, bu durumda gözleyici kullanım yoluna gidilir.

Gözleyici dinamiği, doğrusal bir sistem için y ölçüm vektörüyle u giriş vektörünün lineer kombinasyonu şeklinde ifade edilebilir [11]:

$$\dot{z} = Fz + Gy + Lu \quad (17)$$

Burada;

F : Gözlemleyici dinamikleri matrisi (n x n)

G : Ölçüm dağıtım matrisi (n x n),

L : Kontrol dağıtım matrisi (n x m)

olarak tanımlanmaktadır.

Eşitlik (1), n x n boyutlu bir T matrisiyle çarpılıp, Eşitlik (17)'den çıkartıldığında

$$\dot{z} - T\dot{x} = Fz + Lu + GCx - TAx - TBu \quad (18)$$

elde edilir.

Hata vektörü;

$$e = z - Tx \quad (19)$$

tanımlanırsa; Eşitlik (18)'deki denklem aşağıdaki şekilde yazılabilir:

$$\dot{e} = F(z - Tx) + (FT - TA + GC)x + (L - TB)u \quad (20)$$

Eşitlik (20)'de,

$$FT - TA + GC = 0 \quad (21)$$

$$L - TB = 0 \quad (22)$$

olarak seçilirse, $\dot{e}(t) = Fe(t)$ şeklinde olur. Bu diferansiyel denklemin çözümü ise

$$e(t) = e^{Ft} e(0) \quad (23)$$

şeklindedir. Bu durumda F Hurwitz seçilirse;

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0 \quad (24)$$

şeklinde yazılabilir. Bu durumda da $\lim_{t \rightarrow \infty} z(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} Tx(t)$ haline dönüşmüş olur.

Burada seçilen T matrisi, n boyutlu birim matris olursa, gözleyicinin durumları gerçek sistem durumlarına yakınsar.

3. UÇUŞ KONTROL SİSTEMİ İÇİN DURUM GERİBESLEME TASARIMI

Bir uçağın uzunlamasına ve yanlamasına uçuş kalitesinin artırılması için kararlılık artırıcı sistem olarak durum geribeslemesi kullanılabilir. [2]. Burada yapılan esas, sistemin özdeğerlerini durum geribeslemesi yoluyla değiştirerek istenen performansta kararlılık sağlamaktır.

3.1. Uçak Hareket Eksenleri

Bir uçak üç eksen etrafında hareket eder. Bunlardan uzunlamasına eksen, uçağın ağırlık merkezinden geçip burnundan kuyruğuna uzanan eksendir. Uçağın bu eksen etrafında yaptığı harekete yatış hareketi denir. Uçağın bu eksen etrafında hareket, uçak tipine bağlı olarak kanatçık, elevon veya spoiler ile kontrol edilir. Enlemesine eksen, uçağın ağırlık merkezinden geçip bir kanat ucundan diğer kanat ucuna doğru uzanan eksendir. Uçağın bu eksen etrafında yaptığı harekete yunuslama hareketi denir. Uçağın bu eksen etrafında yaptığı hareket, irtifa dümeni (elevatör), hareketli yatay stabilize (stabilizatör) ve elevonlar tarafından kontrol edilir. Düşey eksen, uçağın ağırlık merkezinden geçip gövde üst kısmından gövde alt kısmına uzanan eksendir. Uçağın düşey eksen etrafında yaptığı harekete sapma hareketi denir. Uçağın bu eksen etrafındaki hareket, istikamet dümeni tarafından sağlanır [12].



Şekil 2. Uçak hareket eksenleri [12].

3.2. Uzunlamasına Kararlılık Artırımı

Uzunlamasına hareket durum değişkenleri ve kontrol girdisi Eşitlik (25)'de gösterilmektedir [9]:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = [\delta_E] \quad (25)$$

Kararlılık türevlerinden M_w 'nin önemsiz derecede küçük olduğu kabulü yapılarak \mathbf{A} ve \mathbf{B} matrisleri ise Eşitlik (26)'daki gibi tanımlıdır [9]:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ Z_\delta \\ M_\delta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

Bu ifadelerde; u uçağın ileriye doğru hızı, w uçağın dönüş hızı, U_0 uçağın ileriye doğru denge hızı, q yunuslama açısal hızı, θ yunuslama açısı, δ_E irtifa dümeni açısı, g yerçekimi ivmesi, $X_u, X_w, Z_u, Z_w, M_u, M_q, M_w, Z_\delta, M_\delta$ ise ilgilenilen uçuş durumundaki kararlılık türevleridir.

Geniş gövdeli bir uçağın uzunlamasına hareketine ait durum denklemindeki \mathbf{A} ve \mathbf{B} katsayı matrisleri aşağıdaki gibi elde edilmiştir [10]:

$$A = \begin{bmatrix} 0.0002 & 0.039 & 0 & -9.81 \\ -0.07 & -0.317 & 250 & 0 \\ 0.00006 & -0.003 & -0.339 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ -5.46 \\ -1.16 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

Katsayı matrisleri incelendiğinde modelin tek girdili bir sistem olduğu görülmektedir. Bu durumda, Bass-Gura tekniği kullanılarak durum geribesleme kazançları bulunabilir.

İstenen kısa ve uzun karakteristikler $\zeta_k = 0.6$, $w_{n_k} = 3$, $\zeta_u = 0.05$ ve $w_{n_u} = 0.1$ olsun. Bu durumda, kontroledilebilirlik matrisi

$$V = \begin{bmatrix} 0 & -0.2129 & 0.1371 & 3.5399 \\ -5.46 & -288.2692 & 193.8012 & 120.0388 \\ -1.16 & 0.4096 & 0.7259 & -0.8275 \\ 0 & -1.16 & 0.4096 & 0.7259 \end{bmatrix} \quad (28)$$

şeklinindedir. Dönüşüm matrisi

$$W = \begin{bmatrix} 1 & 0.3168 & 0.7527 & -0.0001 \\ 0 & 1 & 0.3168 & 0.7527 \\ 0 & 0 & 1 & 0.3168 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (29)$$

şeklinindedir. İstenen karakteristik denklemin katsayılarından elde edilen vektör

$$\bar{a} = \begin{bmatrix} 3.61 \\ 9.05 \\ 0.126 \\ 0.09 \end{bmatrix} \quad (30)$$

şeklinde ve açık çevrim karakteristik denklemi

$$\lambda^4 + 0.3168\lambda^3 + 0.7527\lambda^2 - 0.0001\lambda + 0.0022 \quad (31)$$

şeklinde olup, bu denklemin katsayılarından elde edilen vektör

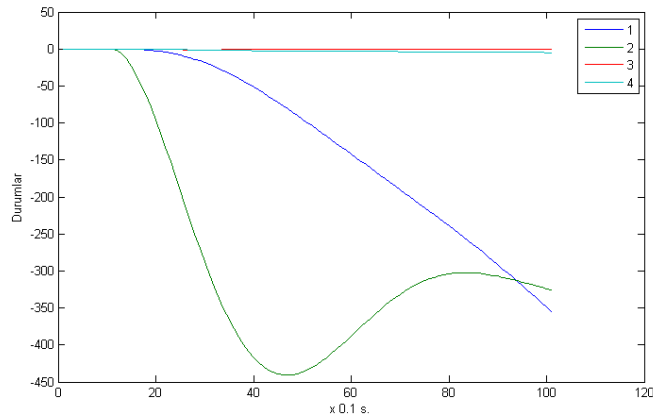
$$a = \begin{bmatrix} 0.3168 \\ 0.7527 \\ -0.0001 \\ 0.0022 \end{bmatrix} \quad (32)$$

şeklindedir. Bütün bu eşitlikler Eşitlik (7)'de yerine yazılırsa

$$K = \begin{bmatrix} -0.2116 \\ 0.0045 \\ -2.8601 \\ -8.3418 \end{bmatrix} \quad (33)$$

olarak elde edilir.

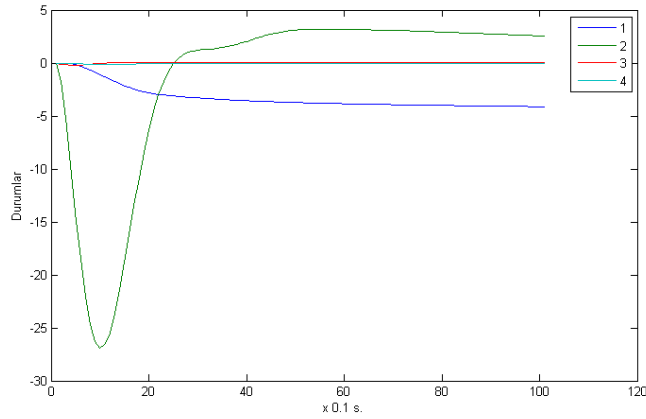
Eşitlik (27)'de verilen uzunlamasına uçak modeli kullanılarak birim basamak girdi için durum değişkenleri tepkileri Şekil 3'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 3. Kararsız sistem için durum değişkenleri.

Şekil 3'de 1, 2, 3 ve 4 nolu numaralar sırasıyla u , w , q ve θ durum değişkenlerine karşılık gelmektedir. Durum değişkenlerinin kararsızlığı göze çarpmaktadır.

Şekil 4'de ise, Eşitlik (33)'de verilen durum geribeslemesi kullanılarak elde edilen kararlı sistemin durum değişkenleri verilmektedir.



Şekil 4. Kararlı sistem için durum değişkenleri.

Şekil 4’de verilen durum değişkenlerinin tamamının bir süre sonra yatışkın duruma geldiği görülmektedir.

3.3. Yanlamasına Kararlılık Artırımı

Yanlamasına hareket durum değişkenleri ve kontrol girdisi Eşitlik (34)’de verilmektedir [9]:

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_k \\ \delta_i \end{bmatrix} \quad (34)$$

Kararlılık türevlerinden oluşan **A** ve **B** matrisleri ise Eşitlik (35)’deki gibi tanımlıdır [10]:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & g/u_0 \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & Y^*_{\delta_R} \\ L'_{\delta_A} & L'_{\delta_R} \\ N'_{\delta_A} & N'_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (35)$$

Bu ifadelerde; β yana kayış açısı, p yatış açısız hızı, r sapma açısız hızı, ϕ yatış açısı, δ_k kanatçık açısı, δ_i istikamet dümeni açısı, $Y_v, L'_\beta, L'_p, L'_r, N'_\beta, N'_p, N'_r, Y^*_{\delta_R}, L'_{\delta_A}, L'_{\delta_R}, N'_{\delta_A}, N'_{\delta_R}$ ise ilgilenilen uçuş durumundaki kararlılık türevleridir.

Geniş gövdeli bir uçağın yanlamasına hareketine ait durum denklemindeki A ve B katsayı matrisleri aşağıdaki gibi elde edilmiştir [10]:

$$A = \begin{bmatrix} -0.056 & 0 & -250 & 9.81 \\ -1.05 & -0.47 & 0.39 & 0 \\ 0.6 & -0.032 & -0.115 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0.012 \\ 0.14 & 0.15 \\ 0.008 & -0.48 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

Katsayı matrisleri incelendiğinde modelin çok girdili bir sistem olduğu görülmektedir.

İstenen kısa ve uzun karakteristikler $\zeta_k = 0.6$, $w_{n_k} = 3$, $\zeta_u = 0.05$ ve $w_{n_u} = 0.1$ olsun.

Aşağıdaki gibi bir matris seçilsin:

$$G = \begin{bmatrix} 1 \\ 0.25 \end{bmatrix} \quad (37)$$

Bu durumda;

$$\bar{B} = BG = \begin{bmatrix} 0 & 0.012 \\ 0.14 & 0.15 \\ 0.008 & -0.48 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0.25 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.003 \\ 0.1775 \\ -0.112 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (38)$$

şeklinde \bar{B} kullanılarak Bass-Gura yöntemi uygulanabilir. Bu durumda, kontroledilebilirlik matrisi

$$V = \begin{bmatrix} 0 & 28 & -2.1 & -4201.9 \\ 0.2 & -0.1 & -29.3 & 22.5 \\ -0.1 & 0 & 16.8 & -2.2 \\ 0 & 0.2 & -0.1 & -29.3 \end{bmatrix} \quad (39)$$

şeklindedir. Dönüşüm matrisi

$$W = \begin{bmatrix} 1 & 0.641 & 150.1 & 89.2 \\ 0 & 1 & 0.641 & 150.1 \\ 0 & 0 & 1 & 0.641 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (40)$$

şeklindedir. İstenen karakteristik denklemin katsayılarından elde edilen vektör

$$\bar{a} = \begin{bmatrix} 3.61 \\ 9.05 \\ 0.126 \\ 0.09 \end{bmatrix} \quad (41)$$

şeklinde ve açık çevrim karakteristik denklem

$$\lambda^4 + 0.641\lambda^3 + 150.1\lambda^2 + 89.2\lambda - 1.11 \quad (42)$$

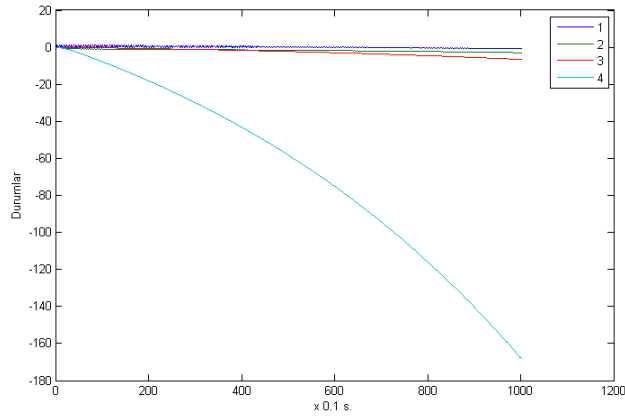
şeklinde olup, bu katsayılardan elde edilen vektör

$$a = \begin{bmatrix} 0.641 \\ 150.1 \\ 89.2 \\ -1.11 \end{bmatrix} \quad (43)$$

şeklindedir. Bütün bu eşitlikler Eşitlik (7)'de yerine yazılırsa

$$K = \begin{bmatrix} -5.0934 \\ 2.155 \\ -23.2293 \\ 0.8566 \end{bmatrix} \quad (44)$$

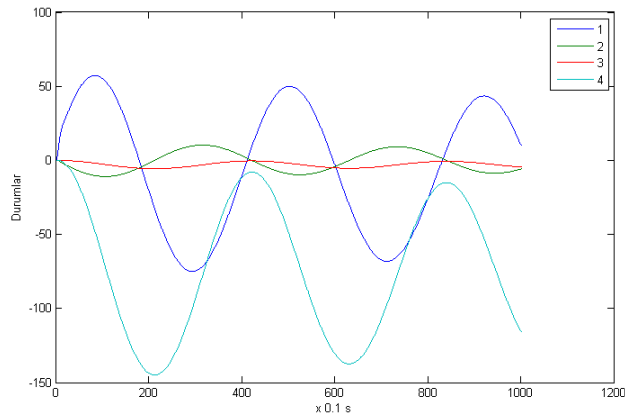
Eşitlik (36)'da verilen yanlamasına uçak modeli kullanılarak birim basamak girdi için durum değişkenleri tepkileri [Şekil 5](#)'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 5. Kararsız sistem için durum değişkenleri.

Şekil 5’de 1, 2, 3 ve 4 nolu numaralar sırasıyla β , p , r ve ϕ durum değişkenlerine karşılık gelmektedir. Durum değişkenlerinin kararsızlığı göze çarpmaktadır.

Şekil 6’da ise, Eşitlik (44)’de verilen durum geribeslemesi kullanılarak elde edilen kararlı sistemin durum değişkenleri verilmektedir.



Şekil 6. Kararlı sistem için durum değişkenleri.

Şekil 6’da verilen durum değişkenlerinin tamamının çok yavaş da olsa sönümlenerek yatışkın duruma ulaşacakları görülmektedir.

4. TARTIŞMA ve SONUÇ

Kontrol sistemlerinin amacı girişte istenen değerin çıkışta elde edilebilmesidir. İstenen tasarım kriterine bağlı olarak denetleyici tasarımı yapılabilecek ilk işlerden biridir. Klasik denetleyici yapılarından P, PI, PD veya PID tip denetleyicilerle birlikte günümüzün dijital ortamında bulanık mantığa, yapay sinir ağlarına veya genetik algoritmaya dayanan algoritmalarla bir denetleyici tasarım yoluna gidilebilir. Ancak bu tip denetleyiciler de sabit yapıdan veya fiziki durumdan kaynaklanan sınırlılıklar olabilir. Üç ya da daha yüksek mertebeden bir sistem kontrolünde sadece iki serbest parametre bulunduğundan sistemin tüm kutupları birbirinden bağımsız olarak kontrol edilemez.

Durum geribeslemeli kontrol durum değişkenlerinin sabit kazançlarla çarpımı şeklinde olan bir kontrol yöntemi olup, yukarıda sözü geçen dezavantajların giderilmesinde bir çözüm olarak düşünülebilir.

Durum geribeslemeli tasarımda karakteristik denklem kökleri, doğrudan kontrol edildiğinden, sabit yapıli denetleyicilere göre daha esnektir. Kararsız bir sistem bile kararlı hale getirilebilir. Bilgisayarla tasarım açısından da oldukça pratiktir. Geliştirme ve yenilemeye müsaittir. Az durum değişkenli sistemler için ekonomiktir.

Durum geribeslemeli kontrolün dezavantajlı durumlarından bir tanesi, tüm durumların ölçülmesi gereksinmesidir. Bunun mümkün olmaması durumunda alternatif olarak gözleyici tasarlanması da gerekecektir. İkincisi ise, çok sayıda durum değişkenine sahip sistemler için her birinin algılayıcıyla ölçülmesi gerekmesidir. Bu durumda, maliyetin artması anlamına gelir.

Bu çalışmada, uçuş kontrol sisteminde uçuş kalitesinin artırılması amacıyla durum geribeslemeli kontrol ile denetim gerçekleştirilmiştir. Bu amaçla ayrı ayrı olarak durumlarının tamamı ölçülebilen uçak uzunlamasına ve yanlamasına hareket denklemleri kullanılmıştır. Durum geribeslemeli kontrol ile kararlılık artırımı sağlanmıştır ve istenen durumlar/çıkışlar elde edilmiştir.

KAYNAKLAR

1. Kuo B.C., Otomatik Kontrol Sistemleri, Literatür Yayınları, 2002.
2. Yüksel İ., Otomatik Kontrol Sistem Dinamiği ve Denetim Sistemleri, Uludağ Üniversitesi, 2001.
3. Lin C.A., Gundes A.N., Multi-input Multi-output PI Controller Design, Proceedings of the 39. IEEE Conference on Decision and Control, Sydney, Australia, 2000.
4. Ramirez H.S., Zribi M., Ahmad S., Dynamical Sliding Mode Control Approach for Vertical Flight Regulation in Helicopters, IEE Proceedings of the Control Theory Applications, 141, 1, 1994.
5. Lee C.H., Chung M.J., Gain-Scheduled State Feedback Control Design Technique for Flight Vehicles, IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems, 37, 1, 2001.
6. Yang G.H., Lum K.Y., Gain-Scheduled Flight Control via State Feedback, Proceedings of the American Control Conference, Denver Colorado, 2003.
7. Legowo A., Okubo H., Robust Flight Control Design for a Turn Coordination System with Parameter Uncertainties, American Journal of Applied Sciences 4 (7), 496-501, 2007.
8. Srinathkumar S., Eigenstructure Control: A Flight Vehicle Handling Qualities Design Tool, Proceedings of the International Conference on Aerospace Science and Technology, Bangalore, India 2008.
9. Nelson R.C., Flight Stability And Automatic Control, McGraw-Hill, 1998.
10. Mclean D., Automatic Flight Control Systems, Prentice-Hall, 1990.
11. Hajiyeve C., Çalışkan F., Fault Diagnosis And Reconfiguration In Flight Control Systems, Kluwer Academic Publishers, United Kingdom, 2003.
12. <http://slonder.tripod.com/kumanda/kumanda.htm>