YÜKSEK MANEVRA KABİLİYETİNE SAHİP HAVA ARACI İÇİN DİNAMİK TERSLEME METODU İLE KONTROLCÜSÜ TASARIMI

İsmail Özdemir Uzunlar¹ TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara

Coşku Kasnakoğlu² TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Ankara Habib Ghanbarpourasl ³ Türk Hava Kurumu Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bu çalışma kapsamında yüksek manevra kabiliyetine sahip F16 hava aracı için dinamik tersleme metodu ile kontrolcü tasarımı yapılmıştır. F16 hava aracının rüzgar tüneli testlerinden elde edilen aerodinamik katsayı veri tabanı kullanılarak hava aracı dinamiği modellenmiştir. Sonrasında aynı veri tabanı kullanılarak dinamik tersleme kontrolcüsünün yapısı oluşturulmuştur. Kontrolcü yapısı iç döngü ve dış döngü kontrolcüleri olmak üzere iki yapıya ayrılmıştır. Dış döngü kontrolü için Euler açıları seçilmiş, iç döngüde ise açısal hızlar için kontrolcü tasarlanmıştır. Kontrolcü tasarımı sonrası model tabanlı tasarım yaklaşımı kullanılarak, tasarlanan kontrolcülerin döngüde yazılım testleri gerçekleştirilmiştir.

GİRİŞ

Hava araçları için kontrolcü tasarımı havacılık çalışmaları açısından büyük önem taşımaktadır. İlk başlarda hava aracının istikrarını arttırmak için kullanılan kontrol yapıları sonrasında bilgisayarların ve uçuş teknolojilerinin gelişmesi ile birlikte yerini kapsamlı otomatik uçuş sistemlerinine bırakmıştır.

Günümüze gelene kadar tasarlanan uçuş kontrol sistemlerine bakıldığında, özellikle 2000 yılı ve öncesinde, klasik kontrol metotlarının çokça kullanıldığı görülmektedir. Bu metotlar uçuş profillerini belirli aralıklara bölerek tasarım yapılmasına olanak sağlamaktadır. Bölünen bu alanlarda doğrusallaştırma işlemi yapıldıktan sonra klasik kontrol metotları ile kontrolcü katsayıları elde edilmekte ve bu aralıklar için bulunan katsayılar uçuş profiline göre programlanarak kontrol sistemlerinin yapısı oluşturulmaktadır. Lakin bu metodolojinin zaman geçtikçe yetersiz kaldığı görülmektedir. YF-22 ve Gripen uçaklarında yaşanılan kazalar buna örnek olarak gösterilebilir. İki

¹Yüksek Lisans Öğrencisi,Elektrik-Elektronik Mühendisliği, E-posta: i.uzunlar@etu.edu.tr

²Prof.Dr.,Elektrik-Elektronik Mühendisliği, E-posta: kasnakoglu@etu.edu.tr

³Dr.Öğr.Üyesi,Mekatronik Mühendisliği, E-posta: hghanbarpourasl@thk.edu.tr

kazanın da sebebinin, uçuş kontrol sistemi içerisinde bulunan katsayılardan kaynaklandığı raporlanmıştır [Dornheim, 1992; Shifrin, 1993].

Günümüze gelindiğinde ise, havacılık alanında artan isterler ile birlikte, modern kontrol metotlarının kullanımı ve implementasyonu duyulan ihtiyaç artmıştır. Bu metotlara örnek vermek gerekirse, H_{∞} çevrim şekillendirme, dinamik tersleme, μ -sentezi, model takibi ile adaptif kontrol ve doğrusal quadratik regülatör(LQR) bunlardan bazılarıdır. Günümüzde dinamik tersleme metodu, özellikle savunma alanında, firmalar tarafından en sık kullanılan kontrolcü tasarım aracı olarak gösterilmektedir [Balas,Hodgkinson, 2009].

Çalışma kapsamında bu bildiride ilk olarak doğrusal olmayan hava aracı dinamik modeli hakkında bilgi verilecektir. Sonrasında yöntem kısmına geçildiğinde, dinamik tersleme metodu teorisi ile birlikte doğrusal olmayan sisteme uyarlanması ve kontrol döngülerinin tasarımı anlatılacaktır. Uygulamalar alanında, tasarlanan kontrolcünün model tabanlı tasarım aracılığı ile koda çevrilmesi ve doğrusal olmayan model ile birlikte çevrilen kodun tepkileri incelenecektir. Sonuç kısmında ise bu kapsamda yapılan deneylerin değerlendirmesi ve ileride yapılacak çalışmalardan bahsedilecektir.

Doğrusal Olmayan F16 Hava Aracı Dinamik Modeli

Bu kapsamda kullanılacak olan hava aracı dinamik modeli MATLAB/Simulink yazılımı kullanılarak ve komponentlerine ayırılarak oluşturulacaktır. Hava aracı dinamik matematiksel modeli hareket denklemleri, aerodinamik, itki, atmosfer ve dünya modellerinin birleşiminden oluşmaktadır. Kullanılan atmosfer ve dünya modeli, COESA standart atmosfer ve WGS-84 dünya modelidir. Modellenen hava aracı hareket denklemlerini içeren doğrusal ve açısal hız denklemleri şu şekildedir;

$$m(\dot{u} + qw - rv) = -mg\sin\theta + (\bar{q}SC_{X_{total}} + F_{T_x})$$

$$m(\dot{v} + ur - pw) = mg\cos\theta\sin\phi + (\bar{q}SC_{Y_{total}} + F_{T_y})$$

$$m(\dot{w} + pv - qu) = mg\cos\theta\cos\phi + (\bar{q}SC_{Z_{total}} + F_{T_z})$$

$$\dot{p}I_{xx} - \dot{r}I_{xz} - pqI_{xz} - rq(I_{zz} - I_{yy}) = \bar{q}SbC_{L_{total}} + LT$$

$$\dot{q}I_{yy} + pr(I_{xx} - I_{zz}) + (p^2 - r^2)I_{xz} = \bar{q}S\bar{c}C_{N_{total}} + M_T$$

$$\dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} + pq(I_{yy} - I_{xx}) + qrI_{xz} = \bar{q}SbC_{N_{total}} + N_T$$
(1)

Denklem 1'de gösterilen [u, v, w] hava aracı gövde eksenine göre doğrusal hızları, [p, q, r] gövde ekseni açısal hızlarını, m hava aracı kütlesini, $[C_{X_{total}}, C_{Y_{total}}, C_{Z_{total}}]$ ile $[F_{T_x}, F_{T_y}, F_{T_z}]$ total aerodinamik kuvvet katsayılarını ve itki kuvvetlerini $[C_{L_{total}}, C_{M_{total}}, C_{N_{total}}]$ ile $[M_{T_x}, M_{T_y}, M_{T_z}]$ total aerodinamik moment katsayılarını ve itki momentlerini, \bar{q}, S, \bar{c} değerleri sırası ile serbest akış dinamik basıncı, kanat açıklığını ve ortalama aerodinamik veterini, I ise hava aracı ataletsel momentlerini ifade etmektedir.

Çalışmanın ana hatlarından birini oluşturacak kontrolcü tasarımı için de önemli olan aerodinamik veri tabanı bölümü, NASA'nın doğruluğu yüksek rüzgar tüneli test verilerinden elde edilmiştir [Nguyen, 1979]. Bu kapsamda hava aracı veri tabanı için hücum açısı ve kayma açısı limitleri şu şekildedir;

$$-10 \le \alpha \le 90 \qquad -20 \le \beta \le 20$$

Kontrol Yüzeyi Parametreleri				
	Min Lim	Max Lim	Rate Lim	Time $Constant(\tau)$
δ_a , Elevator	-25.0°	$+25.0^{\circ}$	$60.0^{\circ}/\text{sec}$	0.0495 sec
δ_e , Aileron	-21.5°	$+21.5^{\circ}$	$80.0^{\circ}/\text{sec}$	0.0495 sec
δ_r , Rudder	-30.0°	$+30.0^{\circ}$	$120.0^{\circ}/\text{sec}$	0.0495 sec
δ_{lef} , LEF	0.0°	$+25.0^{\circ}$	$25.0^{\circ}/\mathrm{sec}$	0.1360 sec

Tablo 1: Kontrol Yüzeyi Parametreleri

Bu limitler dahilinde hava aracının kuvvet ve moment katsayılarının fonksiyonları şu şekildedir;

$$C_{X_{total}} = C_{X_{total}}(C_X, C_{X_q}, C_{X_{lef}}, \Delta C_{X_{sb}}, \Delta C_{X_q})$$

$$C_{Y_{total}} = C_{Y_{total}}(C_Y, C_{Ylef}, C_{Yr}, C_{Yp}, C_{Y_{\delta_a}}, C_{Y_{\delta_r}})$$

$$C_{Z_{total}} = C_{Z_{total}}(C_Z, C_{Z_q}, C_{Z_{lef}}, \Delta C_{Z_{sb}}, \Delta C_{Z_q})$$

$$C_{L_{total}} = C_{L_{total}}(C_L, C_{L_{lef}}, C_{L_p}, C_{L_r}, C_{L_{\delta_a}}, C_{L_{\delta_r}}, \Delta C_{L_{\beta}}, \Delta C_{L_{r,lef}}, \Delta C_{L_{r,lef}})$$

$$C_{M_{total}} = C_{M_{total}}(C_N, C_{Z_{total}}, C_{M_{lef}}, C_{M_q}, C_{M_{sb}})$$

$$C_{N_{total}} = C_{N_{total}}(C_N, C_{N_{lef}}, C_{Y_{total}}, C_{N_p}, C_{N_r}, C_{N_{\delta_a}}, C_{N_{\delta_r}}, \Delta C_{N_{\beta}}, \Delta C_{N_{p,lef}}, \Delta C_{N_{r,lef}})$$

$$(2)$$

Hava aracı itki modeli için motor verileri NASA'nın gerçekleştirdiği testlerden elde edilmiştir [Gilbert,Nguyen,Vangunst, 1976]. Bu motor verileri ile farklı gaz kolu tepkilerine karşılık gelen, irtifa ve mach hızlarındaki itki değerleri hesaplanabilmektedir.

Hava aracında kullanılan kontrol yüzeyi eyleyicileri Tablo 1'de belirtilen eyleyici parametrelerine göre modellenmiştir.

Ana kontrol yüzeylerinden bağımsız olarak hücum kenarı flabı ayrıca kendi içerisinde defleksiyon oranına karar vermektedir. Bunun sebebi yüksek hücum açısı değerlerinde oluşan yüksek yunuslama momenti katsayısının düşürülmesidir. Bu sayede hava aracının yüksek hücum açılarında uçuşunu gerçekleştirebilmesine olanak sağlanmıştır. Hücum kenarı flabının bu hareketi otomatik olarak hucüm açısı (α) ve mach (M) hızına göre gerçekleşmektedir.

Hücum kenarı flabının defleksiyonu α ve $\frac{\bar{q}}{p_s}$ değişen değerleri ile ifadesi şu şekildedir.

$$\delta_{lef} = 1.38 \frac{2S + 7.25}{S + 7.25} \alpha - 9.05 \frac{\bar{q}}{p_s} + 1.45 \tag{3}$$

YÖNTEM

Doğrusal sistemler için uygulanabilen bir teknik olan dinamik tersleme aynı zamanda doğrusal olmayan sistemlerde de kullanılmaktadır [Slotine,Li, 1991]. Bu kısımda doğrusal olmayan sistemler için dinamik tersleme tekniğinin teorisi ve bu teknik ile oluşturulan uçuş kontrolcüsü anlatılacaktır.

Doğrusal olmayan bir sistemin durum değişkenlerinin ifadesi şu şekildedir:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u$$
, $y = h(x)$ (4)

$$\dot{y} = \frac{\partial h}{\partial x} \left(f(x) + g(x)u \right) \tag{5}$$

$$\dot{y} = F(x) + G(x)u = v \tag{6}$$

Burada Denklem 6'de v ile ifade edilen değer tersleme işlemi için kullanılacak olan sanal girdiyi ifade etmektedir. Sistem girdisi şu şekilde ifade edilmektedir;

$$u = G^{-1}(x)[v - F(x)]$$
(7)

r(t) kontrolcü için referans girdisini ifade etmektedir. e(t) ise sistem hata dinamiğini tanımlamak için kullanılacaktır.

$$e(t) = r(t) - y(t) \tag{8}$$

Hata dinamiğinin türevi hesaplanırken Denklem 8'den yararlanılacaktır.

$$\dot{e}(t) = \dot{r}(t) - \dot{y}(t) \tag{9}$$

Sistem girdisi tekrar düzenlendiğinde;

$$u = G^{-1}(x)[\dot{r} + v - F(x)] \tag{10}$$

Denklem 10 ve 6 tekrar düzenlendiğinde ortaya çıkan hata dinamiği şu şekildedir;

$$-\dot{e} = v \tag{11}$$

Hata dinamiğini kararlı hale getirmek için P yada PI kontrolcü kullanılacaktır. Burada kararlı hata dinamiğini PI kontrolcü kullanarak şu şekilde ifade edebiliriz;

$$v = K_P e + K_I \int e dt \tag{12}$$

Denklem 12 ve 11 kullanılarak hata dinamiğini şu şekilde ifade edebiliriz;

$$\ddot{e} + K_P \dot{e} + K_I e = 0 \tag{13}$$

Denklem 12'de belirtilen sanal girdi sistemin dinamiğini Denklem 13'deki haline getirmektedir. Bunun sonucunda hata dinamiğindeki K_P ve K_I katsayılarını kolayca tanımlamak mümkündür.

$$K_I = w_n \quad K_P = 2\zeta w_n$$

Yukarıda belirtilen w_n ve ζ değerleri hata dinamiğinin doğal frekans ve sönümleme değerlerini ifade etmektedir. Seçilen bu değerler çevresinde tasarım yapılabilmektedir.

Şekil 1'de dinamik tersleme kontrolcüsünün genel blok diyagramı görülmektedir.



Şekil 1: Dinamik Tersleme Kontrolcüsü Blok Diyagramı

İç ve Dış Döngü Kontrolcü Tasarımı

Hava aracı kontrolcü yapısı iç döngü ve dış döngü kontrol yapıları olmak üzere ikiye bölünmektedir. Burada iç döngüde [p, q, r] açısal hızları, dış döngüde ise $[\phi, \theta, \psi]$ Euler açıları kontrol edilecektir. İç döngü dinamik tersleme kontrolcü için moment katsayılarının ifadesi şu şekilde ifade edilebilir;

$$C_M \cong C_{M_0}(\alpha, \beta, V, w, \delta_0) + \frac{\partial C_{M_0}(\alpha, \beta, V, w, \delta_0)}{\partial \delta}\delta$$
(14)

$$\delta \cong A^{-1}(C_M - C_{M_0}) \tag{15}$$

Bu denklemler sonucunda eyleciyi girdileri şu şekilde ifade edilebilir;

$$\begin{bmatrix} \delta_{Ail} \\ \delta_{Ele} \\ \delta_{Rud} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial C_L}{\partial \delta_{Ail}} & \frac{\partial C_L}{\partial \delta_{Ele}} & \frac{\partial C_L}{\partial \delta_{Rud}} \\ \frac{\partial C_M}{\partial \delta_{Ail}} & \frac{\partial C_M}{\partial \delta_{Ele}} & \frac{\partial C_M}{\partial \delta_{Rud}} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} C_{L_{des}}(\alpha, \beta, V, w, \delta) - C_{L_0}(\alpha, \beta, V, w, \delta_0) \\ C_{M_{des}}(\alpha, \beta, V, w, \delta) - C_{M_0}(\alpha, \beta, V, w, \delta_0) \\ C_{M_{des}}(\alpha, \beta, V, w, \delta) - C_{N_0}(\alpha, \beta, V, w, \delta_0) \end{bmatrix}$$
(16)

Denklem 11'de tanımlanan, iç döngü kontrolcüsü hata dinamiği şu şekilde seçilmiştir;

$$e = w_{des} - w \tag{17}$$

$$\dot{e} = \dot{w}_{des} - \dot{w} \tag{18}$$

$$\dot{w} = I^{-1}(M - w \times Iw) \tag{19}$$

$$\dot{e} = \dot{w}_{des} - I^{-1}(M - w \times Iw) \tag{20}$$

Kararlı bir hata dinamiği ve sürekli durum hatasını ortadan kaldırmak için Denklem 'de belirtilen hata dinamiği seçilmiştir.

$$\dot{e} = -K_p e - K_i \int e dt \tag{21}$$

Denklem 20 ve 21 tekrar düzenlendiğinde hava aracı moment değerleri şu şekilde çıkarılmaktadır;

$$M = I\dot{w}_{des} + I(K_p e + K_i \int edt) + w \times Iw$$
⁽²²⁾

$$\begin{bmatrix} L\\ M\\ N \end{bmatrix} = I \begin{bmatrix} \dot{p}_{des}\\ \dot{q}_{des}\\ \dot{r}_{des} \end{bmatrix} + I \begin{bmatrix} K_P \begin{bmatrix} e_p\\ e_q\\ e_r \end{bmatrix} + K_I \begin{bmatrix} \int e_p dt\\ \int e_q dt\\ \int e_r dt \end{bmatrix} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p\\ q\\ r \end{bmatrix} \times I \begin{bmatrix} p\\ q\\ r \end{bmatrix}$$
(23)

Denklem 23'de belirtilen I, K_p ve K_I , ataletsel moment, oransal ve integral katsayı matrisleri şu şekildedir. Katsayı matrisleri hata terimlerini birbirinden ayırmak için diyagonal seçilmiştir.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}, \quad K_P = \begin{bmatrix} K_{P_p} & 0 \\ 0 & K_{P_q} & 0 \\ 0 & 0 & K_{P_r} \end{bmatrix}, \quad K_I = \begin{bmatrix} K_{I_p} & 0 \\ 0 & K_{I_q} & 0 \\ 0 & 0 & K_{I_r} \end{bmatrix}$$
(24)

İstenilen moment katsayılarının değerleri denklem 'den yararlanarak şu şekilde ifade edilmektedir;

$$\begin{bmatrix} C_{L_{des}} \\ C_{M_{des}} \\ C_{N_{des}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\frac{L}{\frac{1}{2}qV^2bS}}{\frac{M}{\frac{1}{2}qV^2cS}} \\ \frac{\frac{N}{\frac{1}{2}qV^2cS}}{\frac{1}{\frac{1}{2}qV^2bS}} \end{bmatrix}$$
(25)

Denklem 15'de belirtilen sistem eyleyici girdisinin ve A matrisinin tersini bulmak için Algoritma 1'den yararlanılacaktır. Bu algoritma kapsamında aerodinamik veri tabanından dataların iki aşamalı olarak interpolasyon işlemi ile türetilmesi ve eyleyici sistem girdisinin bulunması sağlanacaktır. Bu algoritma sayesinde sürekli bir zamanda veri tabanından türetilen katsayılar ile istenilen moment değerleri bulunmakta ve bu değerlere karşılık gelen eyleyici çıktıları elde edilmektedir.

Algoritma 1 Iç Döngü Kontrolcü, Sistem Girdisi Hesaplama Algoritması

1: procedure $\delta = AeroInv(C_{M_{des}}, \alpha, \beta, V, w)$ AeroVeritabani($\alpha, \beta, V, w, \delta_0$) 2: C_{M_0} \leftarrow Eyleyici 0 konumunda moment katsayılarının bulunması for $i \leftarrow 1$ to 3 do 3: for $j \leftarrow 1$ to 3 do 4: $\overbrace{\widehat{C_{M1}}}^{\overbrace{\delta(j)_1}} \leftarrow -1 \quad ve \quad \widehat{\delta(j)_2} \leftarrow +1 \\ \widehat{C_{M1}} \leftarrow AeroVeritabani(\alpha, \beta, V, w, \widehat{\delta(j)_1})$ 5: 6: $\widehat{C_{M2}} \leftarrow AeroVeritabani(\alpha,\beta,V,w,\widehat{\delta(j)_2})$ 7: $\widehat{A}(i,j) \leftarrow (\widehat{C_{M2}(i)} - \widehat{C_{M1}(i)}) / (\widehat{\delta(j)}_2 - \widehat{\delta(j)_1})$ 8: $\widehat{\delta} \leftarrow \widehat{A}^{-1}(C_{M_{des}} - C_{M_0})$ 9: $C_M \leftarrow AeroVeritaban(\alpha, \beta, V, w, \delta)$ 10: for $i \leftarrow 1$ to 3 do 11: for $j \leftarrow 1$ to 3 do 12: $\widehat{\delta(j)_1} \leftarrow \widehat{\delta(j)} - 0.1 \ ve \ \delta(j)_2 \leftarrow \widehat{\delta(j)} + 0.1$ 13: $C_{M1} \leftarrow AeroVeritabani(\alpha, \beta, V, w, \delta(j)_1)$ 14: $C_{M2} \leftarrow AeroVeritaban_1(\alpha, \beta, V, w, \delta(j)_2)$ 15: $A(i, j) \leftarrow (C_{M2}(i) - C_{M1}(i)) / (\delta(j)_2 - \delta(j)_1)$ 16: $\delta \leftarrow A^{-1}(C_{M_{des}} - C_M) + \widehat{\delta}$ 17:

lç döngü kontrolcü tasarımı sonrasında dış döngüde kullanılacak olan kontrolcü tasarlanacaktır. Bunun için Euler açıları ile açısal hızlar arasında bir tersleme işlemi yapılacaktır. Hava aracı Euler açıları ile açısal hızlar arasındaki denklem şu şekildedir.

$$\dot{\Theta} = E(\Theta)w \tag{26}$$

Çevrim matrisi, Euler açıları ve hata dinamiği oransal katsayı matrisi şu şekildedir;

$$E(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} , \quad \Theta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} , \quad K_{P_{\Theta}} = \begin{bmatrix} K_{P_{\phi}} & 0 & 0 \\ 0 & K_{P_{\theta}} & 0 \\ 0 & 0 & K_{P_{\psi}} \end{bmatrix}$$
(27)

6 Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı Dış döngü kontrolcü için hata dinamiği şu şekilde seçilmiştir;

$$e_{\Theta} = \Theta_{des} - \Theta \ , \ \dot{e}_{\Theta} = \dot{\Theta}_{des} - \dot{\Theta} \tag{28}$$

$$\dot{e}_{\Theta} = K_{P_{\Theta}} e_{\Theta} \tag{29}$$

Denklemler birleştirldiğinde iç döngü için referans girdi oluşturacak açısal hız komutu şu şekilde ifade edilmektedir;

$$w_{cmd} = E^{-1}(\Theta)[K_P e_\Theta - \dot{\Theta}_{des}]$$
(30)

Şekil 2'de hava aracı için dinamik tersleme kontrolcüsünün blok diyagramı görülmektedir.



Şekil 2: Hava Aracı Dinamik Tersleme Kontrolcüsü Blok Diyagramı

UYGULAMALAR

Bu kısımda bildiri kapsamında tasarlanan kontrolcünün uygulaması ve tasarlanan sistemin tepkileri incelenecektir. Bu kapsamda yöntem bölümünde ve EK1 de algoritması tasarlanan kontrolcü model tabanlı tasarım yaklaşımı ile Matlab/Simulink ortamında modellenmiştir. Daha sonrasında Matlab Coder eklentisi aracılığı ile otomatik kod çevrimi yapılmıştır. Bu Matlab eklentisi sayesinde Matlab ortamında tasarlanan komut dizileri otomatik C koduna çevrilebilmektedir. Bu sayede hem hızlı simülasyonlara olanak sağlanmakta hem de ilerleyen aşamalarda kontrolcünün seçilen bir donanım üzerinde uygulanmasını kolaylaştırmaktadır [Matlab, 2018]. Şekil 3 ve 4'de hava aracının basamak girdi Euler açılarına verdiği tepkiler görülmektedir.

SONUÇ

Bu çalışma kapsamında doğrusal olmayan hava aracı için dinamik tersleme metodu ile kontrolcü tasarımı yapılmıştır. Geribesleme doğrusallaştırması olarak da bilinen bu teknik ile doğrusal olmayan durum değişkenleri doğrusal hale getirilmiştir. Böylelikle tanımlanan hata dinamiği ile birlikte sistem girdilerine karşılık gelen durum çıktılarının kontrolüne olanak sağlanmıştır. Uygulamalar kısmında da görüldüğü üzere dinamik tersleme metodu ile tasarlanan kontrolcünün basamak girdilere karşılık istenilen durum çıktılarını sergilediği görülmektedir.

Yapılan çalışmanın ilerleyen aşamalarında, tasarlanan kontrolcünün gerçek donanımlar üzerinde testleri planlanmaktadır. Doğrusal olmayan hava aracı dinamiğinin gerçek zamanlı bilgisayarlarda simülasyon ortamının oluşturulması ile test ortamı genişletilecektir. Böylelikle tasarlanan kontrol sisteminin gerçek dünyadaki testlerinin icrası için doğruluğu yüksek ve hata oranının azaltıldığı bir altyapının oluşturulması hedeflenmektedir.



Şekil 3: Yatış ve Yunuslama Açısı Referans Takibi ile Elevatör ve Aileron Komut Tepkileri



Şekil 4: Kayma Açısı Referans Takibi ile Rudder Komut Tepkisi

8 Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı

Kaynaklar

- Balas, G. J., Hodgkinson, J., 2009. *Control Design Methods for Good Flying Qualities*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Chicago, IL, USA.
- Dornheim, M.A., 1992. *Report Pinpoints Factors Leading to YF-22 Crash*, Aviation Week and Space Technology, 137, Page:53–54.
- Gilbert, W.P., Nguyen, L.T. and Vangunst, R.W., 1976. *Simulator study of the effectiveness of an automatic control system designed to improve the high-angle-of-attack characteristics of a fighter airplane*, National Aeronautics and Space Administration Technical Paper, Paper No:8176.
- Nguyen, Luat T., 1979. Simulator study of stall/post-stall characteristics of a fighter airplane with relaxed longitudinal static stability, National Aeronautics and Space Administration Technical Paper, Paper No:1538.
- Shifrin, C., 1992. *Sweden Seeks Cause of Gripen Crash*, Aviation Week and Space Technology, 139, Page:78–79.
- Slotine, J.J.E., Li, W., 1991. Applied Nonlinear Control, Englewood Cliffs, NJ: Prentice hall.
- The MathWorks, 2018. *MATLAB and Matlab Coder*, The MathWorks, Inc., Natick, Massachusetts, United States.