

F-16 Hava Aracının Doğrusal Olmayan Dinamik Tersleme ve Artırmalı Doğrusal Olmayan Dinamik Tersleme Yöntemleri ile Kontrolü

Control of F-16 Aircraft with Nonlinear Dynamic Inversion and Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Methods

Buse E. Durmaz Çalıcıoğlu¹, Mehmet Turan Söylemez²

¹Modelleme ve Simülasyon Müdürlüğü
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii, İstanbul

buse.durmaz@tai.com.tr

²Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Bölümü
İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul

soylemez@itu.edu.tr

Özetçe

Doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi özellikle havacılık alanında sıklıkla uygulanan kontrol yöntemlerindedir. Geniş uçuş zarflarına, yüksek hücum açılarına sahip modern uçakların artan performansı göz önünde bulundurulduğunda tüm uçuş zarfında geçerli olan ve kazanç ayarlama yöntemi gerektirmeyen doğrusal olmayan dinamik tersleme tabanlı uçuş kontrol sistemlerinin kullanımı giderek artmaktadır. Doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi, hava aracı modeli tam olarak bilindiğinde istenen dinamiklerin mükemmel takibini sağlar. Fakat pratikte bu mümkün olmayacağından yöntem dayanıklılık için bir dış döngüye ihtiyaç duyar. Dış döngü gerektirmeyen artırmalı doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi de dayanıklılığı artırmak için kullanılabilir. Bu çalışmada, F-16 savaş uçağının doğrusal olmayan modeli MATLAB/Simulink ortamında oluşturulmuş, ardından doğrusal olmayan dinamik tersleme ve artırmalı doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol algoritmalarının tasarımı yapılmıştır. Verilen simülasyon sonuçları ile nominal durumda her iki kontrolörün referans komutları takip ettiği ancak belirsizlik varlığında doğrusal olmayan dinamik tersleme yönteminin performansı düşerken, artırmalı doğrusal olmayan dinamik tersleme yönteminin referans takip performansını sürdürdüğü gösterilmiştir.

Abstract

Nonlinear dynamic inversion method is one of the most frequently used control methods, especially in aviation. Considering the increasing performance of modern aircraft with large flight envelopes, the use of nonlinear dynamic inversion based flight control systems, which are valid throughout the flight envelope and do not require gain scheduling, is increasing. Nonlinear dynamic inversion provides perfect tracking of the desired

dynamics given the exact knowledge of aircraft model; however, since this is not possible in practice, the method requires an outer loop for robustness. Incremental nonlinear dynamic inversion method, which does not require an outer loop, can also be used to increase robustness. In this study, the nonlinear model of the F-16 fighter aircraft is developed in MATLAB/Simulink environment, then nonlinear dynamic inversion and incremental nonlinear dynamic inversion control algorithms are designed. With the given simulation results, it is shown that both controllers track the reference commands in the nominal condition; however, in the presence of uncertainty, the performance of nonlinear dynamic inversion decreases while incremental nonlinear dynamic inversion maintains the reference tracking performance.

1. Giriş

Doğrusal olmayan dinamik tersleme (nonlinear dynamic inversion - NDI) uçuş kontrol uygulamalarında giderek popülerleşen bir kontrol yöntemidir. Özellikle geniş uçuş zarflarına sahip yüksek performanslı uçaklarda ve yüksek hücum açılı manevralarda en çok çalışılan doğrusal olmayan kontrol yöntemlerinden biridir. NDI kontrol algoritmasının Boeing F-18 HARV, Lockheed Martin F-35 Lightning II ve Boeing X-36 gibi hava araçlarında uygulamaları mevcuttur [1]. Yüksek hücum açılı manevra kontrolü için NDI, Bugajski ve Enns tarafından NASA'nın test aracı olan HARV üzerinde uygulanmıştır [2]. Doğrusal dinamikler üretmek için geri besleme kullanan geri besleme doğrusallaştırma (feedback linearization) yönteminin özel bir çeşidi olan NDI, doğal dinamikleri istenen dinamikler ile değiştirerek istenen dinamiklerin takip edilmesini sağlayan bir kontrol yöntemidir.

NDI kontrol algoritması, doğrusal olmama durumlarını ortadan kaldırmak ve istenen dinamikleri mükemmel bir şekilde takip eden bir kontrol yasası elde etmek için orijinal sistem dinamiklerini tersine çevirir. Böylece doğrusallaştırmayı, farklı

koşullarda birden fazla kontrolör tasarlamayı ve mevcut uçuş durumuna göre kazanç ayarlamayı gerektirmez. NDI'in temel avantajları doğrusal olmayan durumları doğrudan kontrol yasasına dahil etmesi, kazanç ayarlama yöntemine ihtiyaç duymaması ve kavramsal olarak basit olmasıdır. NDI tüm uçuş zarfı için tek bir kontrolör tasarımına imkan sağladığından, geleneksel kazanç ayarlama yöntemine kıyasla tasarım yükü azdır [3].

Teorik olarak, doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yasası istenen dinamikleri mükemmel şekilde takip eden bir kontrol yasası elde etmek için sistem dinamiklerini tersine çevirir. Dinamiklerin mükemmel şekilde tersine çevrilmesi, istenen dinamiklerin mükemmel bir şekilde takip edilmesi ile sonuçlanır. Orijinal dinamiklerin mükemmel bir şekilde iptalinin sağlanması için doğrusal olmayan sistem dinamiklerinin doğru bilgisine ihtiyaç vardır. Pratikte model uyumsuzlukları, bozular, ölçüm hataları ve belirsizlikler gibi etkenler dinamiklerin mükemmel şekilde iptal edilmesini önleyebilir. Bu da kontrol performansını düşürebileceğinden ve hatta sistemi kararsız hale getirebileceğinden, NDI kontrol sistemi tasarlanırken dayanıklılık konusu dikkate alınmalıdır. NDI kontrol algoritmasının en büyük dezavantajı, yöntemin doğası gereği tek başına dayanıklı bir yöntem olmamasıdır [1], [4]. Bu nedenle, NDI kontrol yöntemi genellikle bir dış döngüye ihtiyaç duyar. NDI kontrol yasasının dayanıklılık problemlerine çözüm getirmek için, dış döngüde farklı kontrol yöntemleri kullanılarak dayanıklılığın artırıldığı birçok çalışma mevcuttur. μ sentezi yöntemi, bulanık mantık, kayan kipli kontrol, sinir ağları NDI'in dayanıklılık sorunu için kullanılan yöntemlerdendir. Dayanıklılığı artırmak için yaygın olarak kullanılan diğer bir yöntem ise uyarlamalı kontroldür. Ayrıca, artımlı doğrusal olmayan dinamik tersleme (incremental nonlinear dynamic inversion - INDI) yöntemi, dış döngü gerektirmeden NDI kontrol yönteminin dayanıklılık sorununun üstesinden gelmek için önerilen NDI tabanlı bir yöntem olup, NDI'in avantajlarını korurken, modele bağımlılığını azaltarak belirsizliklere karşı dayanıklılığını artırmaktadır.

INDI'in temel prensibi, açısız ivmeleri ve yüzey sapmalarını sisteme geri besleyerek doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemini kullanmaktır. Teorik olarak, açısız ivmelerin geri beslenmesi model uyumsuzluğuna karşı duyarlılığı ortadan kaldırmakta ve geleneksel doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi ile karşılaştırıldığında sistemin dayanıklılığını büyük ölçüde artırmaktadır. Yöntemin ana avantajı, sistem modeli hakkında doğrudan bilgi içeren gerçek ivmelerin kullanılması iken, sensör tabanlı bir yöntem olan INDI'in performansı kontrol girişi ve durum türevi arasındaki zaman gecikmesi ile ölçüm gecikmelerinden etkilenmektedir, bu da temel zorluklarından biri olarak kabul edilmektedir [5].

Çalışma kapsamında, F-16 hava aracının altı serbestlik dereceli matematiksel modeli MATLAB/Simulink ortamında geliştirilmiştir. Yüksek performanslı geniş uçuş zarflarına sahip hava araçları için tercih edilen bir yöntem olan NDI ile dayanıklılık problemlerine çözüm olarak geliştirilen INDI yöntemlerinin tasarımı geliştirilen model üzerinde yapılmıştır. Kontrol algoritmalarının yapıları anlatılmış, aralarındaki benzerlikler ve temel farklardan bahsedilmiştir. Simülasyon sonuçlarında, hem nominal koşullarda, hem de belirsizlikler varlığında kontrol sistemlerinin referans takip yanıtları verilmiştir. Beklendiği üzere, nominal koşullarda benzer sonuçlar alınırken, belirsizlik durumunda INDI kontrol yapısının üstünlüğü görülmüştür.

2. Doğrusal Olmayan F-16 Hava Aracı Matematiksel Modeli

F-16 savaş uçağının 6 serbestlik dereceli matematiksel modeli, aerodinamik model, hareket denklemleri, atmosfer modeli, motor modeli ve eyleyici modelinden oluşmaktadır. Bu çalışmada, matematiksel model [5] ve [6] baz alınarak oluşturulmuştur. NASA Langley ve Ames Araştırma Merkezi'nin rüzgar tüneli test sonuçlarına dayanan aerodinamik veri tabanı [6] kullanılarak yüksek doğruluklu bir aerodinamik model oluşturulmuştur. Kullanılan veri tabanındaki veriler 0.6 Mach'a kadar olan hızlar için geçerli olup, perdövites (stall) etkileri çalışma kapsamında kullanılmamıştır. Aerodinamik veri tabanının geçerli olduğu uçuş zarfı (1)'deki gibidir.

$$\begin{aligned} -20 \leq \alpha \leq 90 & \quad [deg] \\ -30 \leq \beta \leq 30 & \quad [deg] \\ 0.1 \leq M \leq 0.6 & \end{aligned} \quad (1)$$

Motor modeli de [5] ve [6] referanslarından faydalanılarak oluşturulmuş olup, (2)'de verilen aralıklarda geçerlidir.

$$\begin{aligned} M & \leq 0.6 \\ h & \leq 15240 \text{ m} \end{aligned} \quad (2)$$

Kontrol yüzeyi ve LEF eyleyicileri, Tablo 1'de verilen parametreler kullanılarak birinci dereceden transfer fonksiyonları şeklinde modellenmiştir.

Tablo 1: Eyleyici modeli parametreleri

Kontrol Yüzeyi	Pozisyon Limiti	Hız Limiti	Zaman Sabiti
δ_α	$\pm 25^\circ$	$60^\circ/s$	0.0495 s
δ_e	$\pm 25^\circ$	$80^\circ/s$	0.0495 s
δ_r	$\pm 25^\circ$	$120^\circ/s$	0.0495 s
δ_{LEF}	$0^\circ-25^\circ$	$25^\circ/s$	0.0495 s

LEF kontrol yüzeyi, hücum açısına bağlı olarak (3)'teki gibi elde edilmiştir.

$$\delta_{LEF} = 1.38 \frac{2s + 7.25}{s + 7.25} \alpha - 9.05 \frac{\dot{q}}{p_s} + 1.45 \quad (3)$$

Hava aracının altı serbestlik dereceli doğrusal olmayan hareket denklemleri, hava aracının doğrusal ve açısız hareketlerinden oluşan 12 denklem ile ifade edilebilir. Bu denklemler elde edilerek, Simulink'te modellenmiştir. Gövde eksen sistemi dikkate alındığında durum vektörü (4)'teki gibi yazılabilir. Burada, irtifa düşey konum bileşeninin negatif yönündedir ($h = -z_E$).

$$x^T = [x_E \ y_E \ z_E \ \phi \ \theta \ \psi \ u \ v \ w \ p \ q \ r] \quad (4)$$

3. Kontrol Yöntemleri

Bu çalışmada, doğrusal olmayan dinamik tersleme ve artırılmış doğrusal olmayan dinamik tersleme algoritmaları F-16 hava aracının doğrusal olmayan modeli kullanılarak tasarlanmıştır.

3.1. NDI

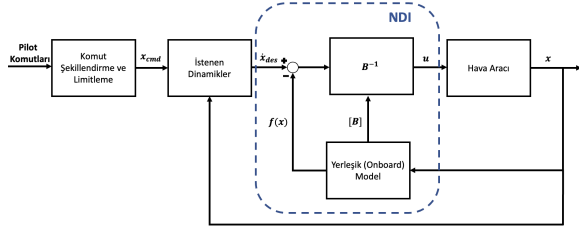
Kontrol işaretine (u) göre kaymış doğrusal (affine) olan bir sistemin dinamikleri (5)'teki gibi ifade edilebilir.

$$\dot{x} = f(x) + B(x)u \quad (5)$$

Burada, f ve B durumlara bağlı doğrusal olmayan fonksiyonlar olup, f sistem dinamiklerini, B ise kontrol etkinlik matrisini ifade etmektedir. NDI kontrol yasasının amacı, istenen referans dinamikleri takip etmek için u sinyali belirlemektir. Eğer B tersi alınabilir bir matris ise, NDI kontrol yasası dinamiklerin tersine çevrilmesi ve kontrol değişkeni türevi \dot{x} 'in istenen dinamikler \dot{x}_{des} ile değiştirilmesi sonucunda (6)'daki gibi elde edilir.

$$u = B(x)^{-1} [\dot{x}_{des} - f(x)] \quad (6)$$

Şekil-1, NDI kontrolörünün genel bir blok şemasını gösterir.



Şekil 1: Doğrusal olmayan dinamik tersleme kontrol yönteminin genel blok diyagramı.

NDI kontrol algoritması f ve B 'yi hesaplarken uçuş kontrol bilgisayarındaki yerleşik modeli (onboard model) kullandığından, (7)'deki f ve B , hava aracındaki yerleşik modelde tahmin edilen dinamiklerdir. Yerleşik modelin doğruluğu, NDI kontrol yasasının hedeflerini karşılaması için kritik öneme sahiptir. Sistem dinamiklerinin ve kontrol etkinlik matrisinin tamamen doğru tahmin edildiği düşünüldüğünde, dinamiklerin mükemmel iptali elde edilir ve $\dot{x} = \dot{x}_{des}$ ile sonuçlanır. Böylece sistem integratöre indirgenmiş olur.

Kontrol yasasında kullanılan kontrol değişkenleri tek bir sinyal ya da birden fazla sinyalin kombinasyonu şeklinde seçilebilir. Modern savaş uçaklarında genellikle düşük ve yüksek dinamik basınçlarda istenen davranışı elde etmek için farklı durumları harmanlayan kontrol değişkenleri kullanılmaktadır. Hava aracının hem hızlı hem de yavaş dinamiklerini kontrol edecek şekilde iki kademeli kontrol yapısı oluşturularak, her bir döngü için kontrol değişkenleri belirlenebilir. Yavaş dinamikler dış döngüde yer alır ve dış döngünün çıkışı iç döngünün girişi olur. Hızlı dinamikler ise iç döngüde yer alır [5], [9].

Çalışmada daha basit bir yaklaşım olması amacıyla kontrol değişkenleri, yuvarlanma ve yunuslama açısı hızları (p, q) ile yana kayma açısı (β) olarak seçilmiştir. p ve q kontrol değişkenleri manevra yapmak için kullanılırken, β 'ya 0 komut verilerek yönsel eksen dümen kullanılmadan kontrol edilir. Sapma açısı hızı komutu (r_{ref}), $\dot{\beta}$ ile r arasındaki (7)'de verilen sadeleştirilmiş ilişki kullanılarak elde edilebilir. (7)'deki yaklaşım, $\dot{\beta}$ dinamiğinin yaklaşık olarak dinamik terslemesidir. Bu durumda, iç döngüde hızlı dinamikler olan p, q, r , dış döngüde ise yavaş dinamik olarak β kontrol değişkeninin bulunduğu söylenebilir.

$$r_{ref} = p \tan \alpha - \dot{\beta} \sec \alpha + \frac{g}{V_T} \sin \phi \cos \theta \sec \alpha \quad (7)$$

İstenen dinamikler, kontrol değişkenlerinin komutları takip ederken izlemesi istenen dinamik davranışları tanımlar. İstenen dinamiklerin tasarımı, doğrusal olmayan dinamik tersleme

kontrol algoritmasının en önemli kısımlarından biridir. Bunun sebebi, dinamik terslemeden sonra sistem bir integratör haline geldiğinden, kontrolörün performansı istenen dinamiklerin tasarımına bağlıdır [9]. İstenen dinamikler klasik kontrolörler, çeşitli referans modeller ya da uçuş kalitesi (flying qualities) seviyelerini karşılayacak dinamikler belirlenerek tasarlanabilir [10].

İstenen dinamiklerin belirlenmesinde yaygın olarak kullanılan yöntemlerden biri de uçuş kalitesini istenen seviyede sağlayacak şekilde tasarım yapmaktır. Bu çalışmada da istenen dinamiklerin seçimi uçuş kalitesi temel alınarak yapılmıştır. İstenen dinamikler yuvarlanma ve sapma hızı yanıtları için birinci dereceden, yunuslama hızı ve yana kayma yanıtları için ise ikinci dereceden seçilmiştir. Birinci dereceden dinamikler zaman sabiti ile belirlenirken, ikinci dereceden istenen dinamikler ise istenen bir sönümleme oranı ve doğal frekansın seçimi ile belirlenmiştir. Buna göre, MIL-STD-1797A [11] veya MIL-F-8785C [12] gibi askeri standartlar göz önünde bulundurularak Seviye 1 uçuş kalitesi nitelikleri elde edilecek şekilde istenen dinamiklerin zaman sabitleri, sönüm oranları ve doğal frekansları belirlenmiştir.

Yuvarlanma eksen istenen dinamikleri (8)'deki gibi ifade edilebilir. Burada $K_p = 1/\tau_p$ olacak şekilde yuvarlanma modu zaman sabiti gereksinimlerine göre seçilmiştir.

$$\dot{p}_{des} = K_p(p_{ref} - p) \quad (8)$$

Yunuslama eksen dinamikleri kısa periyot modu gereksinimlerine göre belirlenmiş olup, (9)'da verilmiştir.

$$\dot{q}_{des} = \frac{\omega_{des}^2}{s + 2\zeta_{des}\omega_{des}} [q_{ref} - q] \quad (9)$$

Sapma eksen için istenen yana kayma dinamikleri (10)'daki gibi olup Dutch-roll modu gereksinimlerine göre tasarlanmıştır.

$$\dot{\beta}_{des} = \frac{\omega_{des}^2}{s + 2\zeta_{des}\omega_{des}} [\beta_{ref} - \beta] \quad (10)$$

İstenen sapma hızı dinamikleri ise, (11)'deki gibidir. Denklemdaki r_{ref} , dinamik tersleme işlemi ile yana kayma dinamiklerinden elde edilir.

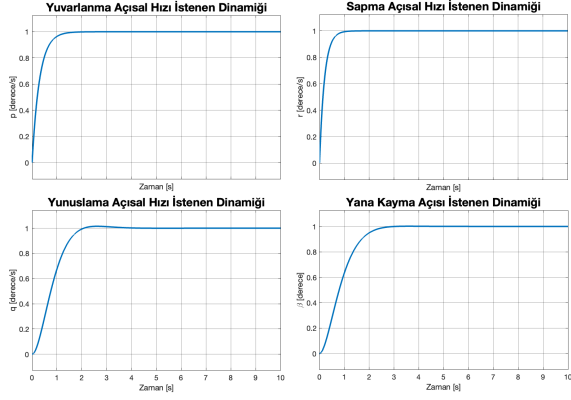
$$\dot{r}_{des} = K_r(r_{ref} - r) \quad (11)$$

İstenen dinamikler kategori A, sınıf IV bir hava aracı için seviye 1 uçuş kalitesini sağlayacak şekilde belirlenmiştir. İstenen dinamiklerin tasarım parametreleri Tablo 2'de verilmiştir.

Tablo 2: İstenen dinamik parametreleri

Parametreler	Değerler
τ_p	0.3
ζ_q	0.8
ω_q	2
τ_r	0.2
ζ_β	0.9
ω_β	2

Şekil-2'de istenen dinamikler gösterilmiştir.



Şekil 2: İstenen dinamikler.

Yerleşik modelde hesaplanan f ve B 'nin eldesi için, kontrol değişkenleri de göz önünde bulundurularak, F-16 hava aracının açışal ivme denklemleri (12)'deki gibi yazılabilir.

$$\begin{aligned}\dot{p} &= C_1 r q + C_2 p q + C_3 L + C_4 N \\ \dot{q} &= C_5 p r - C_6 (p^2 - r^2) + C_7 M \\ \dot{r} &= C_8 p q - C_2 r q + C_4 L + C_9 N\end{aligned}\quad (12)$$

L, M, N sırasıyla yuvarlanma, yunuslama ve sapma momentleridir. (13)'teki gibi ifade edilmektedirler.

$$\begin{aligned}L &= C_l \bar{q} S b + L_T \\ M &= C_m \bar{q} S \bar{c} + M_T \\ N &= C_n \bar{q} S b + N_T\end{aligned}\quad (13)$$

C_1, C_2, \dots, C_9 ise eylemsizlik momentlerine bağlı sabit katsayılar olup ifadeleri (14)'te verilmiştir.

$$\begin{aligned}\gamma &= I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2 \\ \gamma C_1 &= (I_{yy} - I_{zz}) I_{zz} - I_{xz}^2 \\ \gamma C_2 &= (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) I_{xz} \\ \gamma C_3 &= I_{zz} \\ \gamma C_4 &= I_{xz} \\ I_{yy} C_5 &= I_{zz} - I_{xx} \\ I_{yy} C_6 &= I_{xz} \\ I_{yy} C_7 &= 1 \\ \gamma C_8 &= I_{xx} (I_{xx} - I_{yy}) + I_{xz}^2 \\ \gamma C_9 &= I_{xx}\end{aligned}\quad (14)$$

(12)'de, kontrol yüzeyi sapmalarına bağlı olmayan terimler f 'yi oluştururken, B ise kontrol yüzeyi sapmalarına bağlı olan terimlerden oluşur. f , (15)'teki gibi ifade edilirken, kontrol yüzeyi sapmaları aileron (δ_a), elevator (δ_e) ve dümen (δ_r) olarak düşünüldüğünde, B ise (16)'daki gibi elde edilir.

$$f = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 r_b q_b + C_2 p_b q_b + C_3 L + C_4 N \\ C_5 p_b r_b - C_6 (p_b^2 - r_b^2) + C_7 M \\ C_8 p_b q_b - C_2 r_b q_b + C_4 L + C_9 N \end{bmatrix}\quad (15)$$

$$B = \bar{q} S \begin{bmatrix} b & 0 & 0 \\ 0 & \bar{c} & 0 \\ 0 & 0 & b \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} C_3 C_{l_{\delta_a}} + C_4 C_{n_{\delta_a}} & 0 & C_3 C_{l_{\delta_r}} + C_4 C_{n_{\delta_r}} \\ 0 & C_7 C_{m_{\delta_e}} & 0 \\ C_4 C_{l_{\delta_a}} + C_9 C_{n_{\delta_a}} & 0 & C_4 C_{l_{\delta_r}} + C_9 C_{n_{\delta_r}} \end{bmatrix}\quad (16)$$

Daha önce de bahsedildiği gibi, doğrusal olmayan dinamik tersleme yöntemi modele oldukça bağlı olduğundan dayanıklılığı tek başına garanti edemez. Teorik olarak, NDI kontrol yöntemi ile istenen dinamiklerin mükemmel takibi sağlanır. Fakat pratikte, sistem dinamiklerinin tam olarak bilinmemesi, modelleme hataları, ölçüm hataları gibi sebeplerden kontrol yasasında yer alan tahmini f ve B gerçek değerlerinden farklıdır. Tahminlerin doğru olmadığı durumda mükemmel tersleme yapılamaz, bu da doğrusal olmayan terimlerin tamamen iptal edilememesine ve istenen dinamiklerin takip edilememesine neden olur. Bu durumun üstesinden gelmek amacıyla yerleşik modeli iyileştirmek için çaba ve maliyet harcanabilir ya da dayanıklı bir dış döngü kullanılabilir.

3.2. INDI

INDI kontrol yasası, dış döngü kullanmadan NDI kontrol yönteminin dayanıklılığını artıran bir yöntemdir. INDI kontrol yöntemi, son yıllarda popülerleşmeye başlamış ve özellikle havacılık alanında pek çok çalışma yapılmış olsa da, teorik olarak hala geliştirilen bir yöntemdir [13]. (5)'te verilen doğrusal olmayan sistem denkleminde, mevcut durum değeri x_0 ve mevcut kontrol değeri u_0 'da Taylor serisi açılımı uygulanarak (17) elde edilir. (17)'de, ikinci derece ve daha yüksek mertebeden terimler ihmal edilmiştir.

$$\begin{aligned}\dot{x} &\approx f(x_0) + B(x_0)u_0 + \frac{\partial}{\partial x} [f(x) + B(x)u]_{u_0, x_0} (x - x_0) \\ &\quad + \frac{\partial}{\partial u} [f(x) + B(x)u]_{u_0, x_0} (u - u_0)\end{aligned}\quad (17)$$

Kontrol yüzeylerindeki sapmalar genellikle durumlardaki değişikliklere göre çok daha hızlı gerçekleşir. Durumlar ve girişler arasındaki zaman ölçeği ayrımı nedeniyle, (17)'deki son terim üçüncü terime göre baskın hale gelir. Buna göre, iki zaman adımı arasındaki durum değişikliği ihmal edilebilir yani durumların sabit olduğu varsayılır ($x = x_0$). Kontrol girişindeki artış $\Delta u = u - u_0$ olarak tanımladığında ve ilk iki terimin toplamının \dot{x}_0 'a eşit olduğu düşünüldüğünde, (18) elde edilir [14].

$$\dot{x} \approx \dot{x}_0 + B(x_0)\Delta u\quad (18)$$

Artırmalı kontrol girişi yasası (19)'daki gibidir.

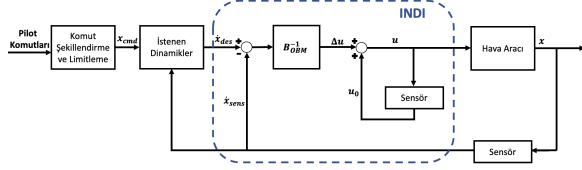
$$\Delta u = B^{-1}(x_0)(\dot{x}_{des} - \dot{x}_0)\quad (19)$$

INDI kontrol yasası ise önceki zaman adımındaki kontrol girişi kullanılarak (20)'deki gibi elde edilir.

$$u = u_0 + \Delta u = u_0 + B^{-1}(x_0)(\dot{x}_{des} - \dot{x}_0)\quad (20)$$

(20), kontrol yasasının elde edilmesi için durum türevinin mevcut değerinin ölçülmesinin veya tahmin edilmesinin yeterli olacağını göstermektedir. Denkleminde sistem dinamikleri (f) yer

almadığından, kontrol yasasının modele bağlılığı kontrol etkinlik matrisi (B) ile sınırlıdır. INDI, hava aracının ayrıntılı bir modelini gerektirmeden yüksek performanslı doğrusal olmayan kontrol sağlamayı vaat etmektedir. INDI kontrol sisteminin blok diyagramı Şekil-3'te verilmiştir.



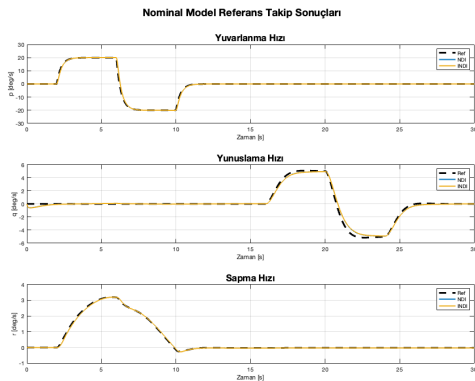
Şekil 3: INDI kontrol sistemi blok diyagramı.

4. Simülasyon Sonuçları

Çalışma kapsamında, doğrusal olmayan F-16 hava aracı modeli NDI ve INDI yöntemleriyle kontrol edilmiş, kontrol sistemlerinin açılma hız referans takip performansları nominal durumda ve belirsizlik varlığında incelenmiştir. Yuvarlanma açılma hızı için $20^\circ/s$, yunuslama açılma hızı için $5^\circ/s$ büyüklüğünde doublet girişler uygulanmıştır. Yana kayma açılma hızı için 0° komut verilmiştir. Sapma açılma hızının komutu ise yana kayma açılma hızına bağlı olarak üretilmiştir. Sonuçlar, grafikler üzerinden ve ISE performans metriği ile değerlendirilmiştir.

4.1. Nominal Koşullar

NDI ve INDI kontrol yöntemlerinin açılma hız referans takip sonuçları Şekil-4'te verilmiştir. Grafikte yanıtların oldukça üst üste olduğu, yani nominal durumda her iki kontrolörün birbirine yakın ve başarılı bir referans takip performansı sergilediği söylenebilir.

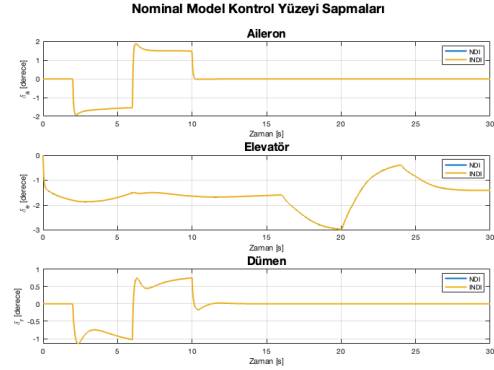


Şekil 4: Referans takip yanıtları.

Tablo 3'te verilen ISE metriği değerlerine bakıldığında, kontrolörlerin nominal koşullarda beklendiği üzere çok benzer davrandığı söylenebilir. Kontrolörlerin benzer kontrol işaretlerine sahip olduğu da görülmektedir.

Tablo 3: Nominal model için ISE performans kriteri değerleri.

	NDI	INDI
ISE	9.3812	9.6763



Şekil 5: Kontrol işaretleri.

Hem ISE değerleri hem de referans takip yanıtları incelendiğinde, NDI ve INDI kontrolörlerinin referans takip başarılarının her üç eksen de birbirine çok yakın olduğu görülmektedir. Yapıları gereği çok benzer tasarıma sahip olduklarında, nominal modelde bu beklenen bir sonuçtur.

4.2. Parametre Belirsizlikleri

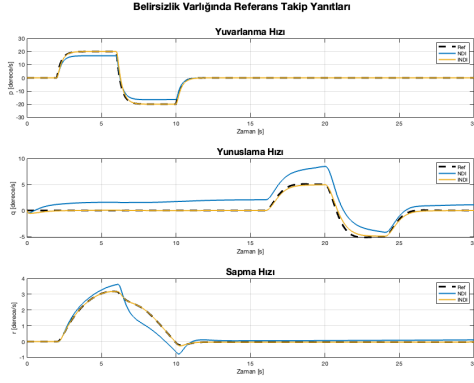
Hava araçlarında, aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları, kütle, eylemsizlik momentleri, ağırlık merkezi konumu gibi parametrelerde belirsizlikler olabilmektedir. Pratikte modellenemeyen dinamikler, bozucular, sensör gürültüleri, eyleyici dinamikleri gibi sebepler kontrolörün performansını etkileyebilir.

Kontrolörlerin belirsizlik varlığında referans takip yanıtlarını değerlendirebilmek amacıyla, aerodinamik moment katsayılarına ve eylemsizlik momentlerine belirsizlik eklenmiş ve kontrolörlerin bu parametre belirsizliklerine karşı olan davranışları ve dayanıklılıkları incelenmiştir. NDI modele, INDI ise sensöre daha bağlıdır ve aralarındaki asıl farkın belirsizlik durumunda oluşması beklenmektedir.

NDI ve INDI kontrol yöntemlerinin belirsizlik varlığında açılma hız referans takip sonuçları Şekil-6'da verilmiştir. Nominal yanıtlardan farklı olarak, belirsizlik varlığında INDI kontrol yapısının referansı daha iyi takip ettiği görülmektedir. NDI kontrol yapısı belirsizlik varlığında dağılmaya başlarken, INDI kontrol yapısı belirsizliklere karşı dayanıklı davranmış ve nominal durumdaki yanıtına benzer bir sonuç elde edilmiştir. Tablodan ISE değerlerine bakıldığında da, NDI kontrolörünün referans takip hatasının ciddi oranda arttığı görülürken, INDI'nın ISE değerinde büyük bir değişiklik gözlemlenmemiştir. Kont-

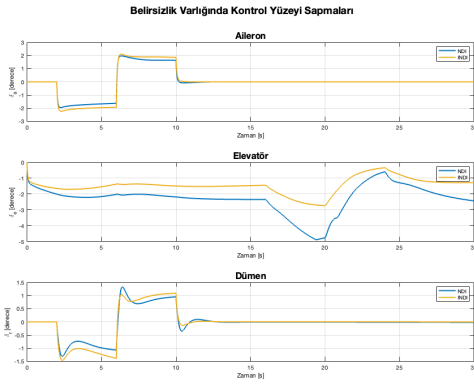
Tablo 4: Belirsizlik varlığında ISE performans kriteri değerleri.

	NDI	INDI
ISE	127.9141	10.7164



Şekil 6: Referans takip yanıtları.

rol işaretlerine bakılırsa, NDI özellikle elevatörde daha yüksek bir kontrol işareti kullanımı gerektirmiştir.



Şekil 7: Kontrol işaretleri.

5. Sonuçlar

Bu çalışma kapsamında, F-16 hava aracının açılma hızları doğrusal olmayan kontrol yöntemleri ile kontrol edilmiştir. Kullanılan dinamik tersleme tabanlı yöntemlerde, istenen dinamikler askeri standartlarda yer alan uçuş kalitesi seviyelerine göre belirlenmiştir. İlk olarak NDI kontrol algoritması tasarlanmış, ardından modele bağlılığı ve tek başına dayanıklı bir yöntem olmadığı bilenen yöntemin dayanıklılığını artırmak için NDI tabanlı bir yöntem olan INDI kontrol yöntemi geliştirilmiştir. Tasarlanan kontrolörlerin hem referans takip yanıtları hem de parametre belirsizliklerine karşı dayanıklılıkları karşılaştırılmıştır.

Referans takip grafiklerine bakıldığında, nominal koşullarda kontrolörlerin yanıtlarının birbirine yakın olduğu görülmektedir. Bunun temel sebebi NDI tabanlı yöntemlerin zaten istenen dinamikleri takip etme amacıyla tasarlanmasıdır. Grafiklere yakından bakıldığı zaman önemsenmeyecek çok küçük farklar görülmektedir. Nominal modelde ISE değerlerinin sıfır olmamasının sebebi doğrusal olmayan model ve doğrusal ol-

mayan kontrolörlerde yapılan kabuller, satürasyonlar, eyleyici dinamikleri veya modelleme hataları olarak değerlendirilmiştir.

Grafikler ve çizelgeler incelendiğinde, beklendiği üzere NDI dayanıklı bir yöntem olmadığından parametre belirsizlikleri varlığında yanıtlarda ciddi bozulmalar görülmektedir. INDI'nın ise NDI'nın dayanıklılığını artırdığı ve takip yanıtlarının iyi olduğu görülmektedir.

6. Kaynakça

- [1] J. Harris and J. Valasek, "Direct L1-Adaptive Nonlinear Dynamic Inversion Control for Command Augmentation Systems," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2018.
- [2] D. Bugajski and D. Enns, "Nonlinear Control Law with Application to High Angle-of-Attack Flight," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 15(3), 761-767, 1992.
- [3] D. Enns, and others, "Dynamic inversion: an evolving methodology for flight control design," *International Journal of Control*, 59(1), 71-91, 1994.
- [4] C. J. Miller, "Nonlinear Dynamic Inversion Baseline Control Law: Architecture and Performance Predictions," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2012.
- [8] S. A. Snell, D. F. Enns and W. L. Garrard, "Nonlinear Inversion Flight Control for a Supermaneuverable Aircraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 15(4), 976-984, 1992.
- [5] S. Sieberling and others, "Robust Flight Control Using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion and Angular Acceleration Prediction," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 33(6), 1732-1742, 2010.
- [6] L. T. Nguyen and others, "Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability," *National Aeronautics and Space Administration*, 1979.
- [7] L. Sonneveldt, "Nonlinear F-16 Model Description," 2006.
- [9] "Application of Multivariable Control Theory to Aircraft Control Laws Final Report: Multivariable Control Design Guidelines," WL-TR-96-3099, 1996.
- [10] J. Georgie and J. Valasek, "Selection of Longitudinal Desired Dynamics for Dynamic-Inversion Controlled Re-entry Vehicles," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2001.
- [11] *Military Standard: Flying Qualities of Piloted Aircraft*, MIL-STD-1797A, 2004.
- [12] *Military Specification: Flying Qualities of Piloted Airplanes*, MIL-F-8785C, 1980.
- [13] P. R. Smith, "A Simplified Approach to Nonlinear Dynamic Inversion Based Flight Control," *Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 1998.
- [14] Y. Kumtepe, "Flight Control Design Using Hybrid Incremental Nonlinear Dynamic Inversion," *AIAA Scitech*, 2022.