

İki Aşamalı Kalman Filtresi (İAKF) ile F16 Uçağının Yatay Kuyruk Eyleyici Arızalarının Tespiti ve Arıza Toleranslı Kontrolü

Detection of Actuator Faults in Horizontal Tail and Fault Tolerant Control of F16 Aircraft with Two-Stage Kalman Filter (TSKF)

Ali Osman Köroğlu, Burak Altunsu, Fikret Çalışkan

Kontrol ve Otomasyon Mühendisliği Bölümü
İstanbul Teknik Üniversitesi Üniversitesi, Elektrik Elektronik Fakültesi

koroglul6@itu.edu.tr
altunsul9@itu.edu.tr
caliskanf@itu.edu.tr

Özetçe

Bu çalışmada yüksek manevra kabiliyetine sahip ve çevik savaş uçaklarında arıza hoşgörülü kontrol yöntemi bir F16 savaş uçağı modeli üzerinden çalışılmıştır. Öncelikle hava aracı Matlab ve Simulink ortamında matematiksel olarak modellenmiş ve kararsız dinamiklere sahip hava aracının istenen senaryolarda benzetimini gerçeklemek amacıyla öncelikle durgun bir çalışma noktası etrafında doğrusallaştırılmış ve ardından Doğrusal Karesel Düzenleyici (DKD) yöntemiyle çok değişkenli kontrolcü tasarlanmıştır. Hava aracının yatay kuyruğunda oluşan farklı eyleyici hataları için benzetim modelleri oluşturularak, bu arıza durumları için hata tespiti İki Aşamalı Kalman Filtresi (İAKF) kullanılarak tespit edilmiş ve farklı kontrol yüzeyleri arasında kontrol düzeltmesi yöntemleri ile eyleyici arızaları izole edilerek hava aracının sorunsuz kontrolü sağlanmaya çalışılmıştır.

Abstract

In this study, the fault-tolerant control method in highly maneuverable and agile warplanes is studied on an F16 fighter jet model. First of all, the aircraft is mathematically modeled in Matlab and Simulink environment and in order to simulate the aircraft with unstable dynamics in the desired scenarios, firstly it is linearized around a stationary operating point and then a multivariable controller is designed with the Linear Quadratic Regulator (LQR) method. By creating simulation models for different actuator faults occurring in the horizontal tail of the aircraft, fault detection for these error situations was determined by using the Two-Stage Kalman Filter (TSKF), and by isolating the actuator errors between different control surfaces with control allocation methods, it was tried to ensure smooth control of the aircraft.

1. Giriş

Uçan araçların dinamikleri oldukça karmaşıktır. Bu araçlar için doğrusal kontrol algoritmaları oluşturmak istendiğinde belirli sabit durum koşullarında doğrusal hale getirmek gerekir. Bu koşullar kısıtlı manevralar için önceden belirlenmiş olduğundan, istikrarlı bir uçuşun elde edilmesi, kontrol sistemine geri besleme olarak kullanılan algılayıcı çıkışlarının doğruluğuna ve kontrol sinyallerinin aracın kontrol yüzeylerine doğru uygulanmasına bağlıdır. Uçuş sırasında sistemde biriktirilen kontrol kaybı, eyleyicilerin, kontrol yüzeylerinin veya algılayıcıların arızaları ve hatalarından kaynaklanır ve ölümcül sonuçlara yol açabilir [1].

Özellikle manevra kabiliyetlerini artırmak için savaş uçakları kararsız tasarlanır ve sistemi kararlı bir şekilde kontrol edebilmek için sürekli hareket halinde ve hızlı cevap süreleri olan eyleyiciler ve kontrol yüzeyleri kullanılır. F-16 gibi savaş uçakları, manevra kabiliyetlerinin yüksek olmasına karşın oldukça kararsız dinamiklere sahiptir [2]. Uçuş sırasında sürekli hareketli olan kontrol yüzeylerinde ve algılayıcılarında arıza tespiti son derece önemlidir. Kontrol verimliliği üstünlüğü elde etmek için kararsız uçak uygulamalarına yönelik artan talep, uçak sistemlerini güvenilir ve emniyetli olmaya yönlendirir. Uçak konfigürasyonunda bir arıza veya hata olması durumunda uçak güvenli bir şekilde uçmaya çalışmalıdır. Bu tür arızalar veya hatalar, eyleyiciler, algılayıcılar ve sistem bileşenleri dahil olmak üzere sistemin herhangi bir bölgesinde meydana gelebilir.

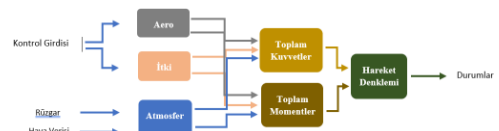
Bu çalışmada, farklı eyleyici arızaları senaryoları durumunda F16 uçağının arıza hoşgörülü kontrolü üzerine çalışılmıştır. İlk olarak hava aracı modelinin ve hata modellerinin nasıl oluşturulduğundan, ardından çözüm yaklaşımı ve İAKF çalışma prensibinden ve ardından da simülasyon sonuçlarından ve arıza hoşgörülü kontrol performansından bahsedilmiştir.

2. Benzetim Modeli

Çalışmada, benzetim ortamı olarak Matlab/Simulink yazılım ve benzetim ortamı kullanılmıştır. Hava aracı modeli oluşturulduktan sonra eyleyici arızaları hava aracına entegre edilmiştir.

2.1. F16 hava aracı modeli

Bu çalışmada kullanılan hava aracı olarak F-16 seçilmiştir. F-16 uzun yıllardır geliştirilen ve halen geliştirilmekte olan bir hava aracıdır ve pek çok açık kaynak veriye ulaşılabilir. Özellikle, hava aracına etkiyen aerodinamik kuvvetlerin matematiksel olarak modellenmesi akışkanların doğrusal olmayan ve kestirilmesi zor dinamikleri nedeniyle çok zordur [3]. Bu nedenle veri tabanlı modelleme gereklidir ve açık kaynaklı verilerin pek çok avantajı vardır. Bu çalışmada aerodinamik kuvvetlerin modellenmesi için NASA rüzgâr tüneli verileri kullanılmıştır [4].



Şekil 1: Hava aracı modeli genel yapısı

Şekil 1'de görüldüğü gibi hava aracına etkiyen temel kuvvetler aerodinamik, itki ve atmosfer kuvvetleridir. Bu kuvvetlerin hava

aracına etkimesi sonucu sistem durumları etkilenir. Aerodinamik katsayılar, bir cisme etki eden kuvvetleri ve momentleri etrafındaki hava akışının özellikleriyle ilişkilendiren boyutsuz niceliklerdir. Aerodinamik etkiler yüksek derecede doğrusal olmayan dinamikler sergiler ve bu kuvvetler ve momentler irtifa, hız, kontrol yüzeyi konumları ve diğer uçak parametreleri gibi faktörlere bağlı olarak önemli değişikliklere uğrayabilir. Bu aerodinamik etkileri modellemek için deneysel ve hesaplamalı yöntemler kullanılır [5]. x, y ve z yönlerindeki toplam aerodinamik kuvvet katsayıları, rüzgar tüneli veya uçuş verileri kullanılarak hesaplanabilir

$$\sum C_x = 0.5C_x(\alpha, \beta, \delta_{le}) + 0.5C_x(\alpha, \beta, \delta_{re}) + C_{x_{lef}}(\alpha, \beta) + \frac{C_{xq}(\alpha)q\bar{c}}{2V} \quad (1)$$

$$\sum C_y = C_y(\alpha, \beta) + C_{y_{lef}}(\alpha, \beta) + \frac{C_{y\delta_a}(\alpha, \beta)(\delta_{la} - \delta_{ra})}{z} + C_{y\delta_R}(\alpha, \beta)\delta_R + \frac{C_{y_p}(\alpha)p + C_{y_r}(\alpha)r}{2V} \quad (2)$$

$$\sum C_z = 0.5C_z(\alpha, \beta, \delta_{le}) + 0.5C_z(\alpha, \beta, \delta_{re}) + C_{z_{lef}}(\alpha, \beta) + \frac{C_{zq}(\alpha)q\bar{c}}{2V} \quad (3)$$

Çalışmada F16 uçak örneğinde General Electric (GE) firması tarafından geliştirilen F110 turbofan motor kullanılmıştır. İtki modelinin, turbofan motorların özelliklerinden dolayı yüksek doğrusal olmayan karakteristik sergilediğine dikkat edilmelidir. Yükseklik, mach sayısı ve gaz oranı gibi parametreler motorun karakteristiklerini etkiler. Gaz oranına göre motor karakteristiği aşağıdaki gibi tanımlanabilir.

$$F_x = \begin{cases} F_{idle} + \frac{(F_{mil} - F_{idle})\Delta_{throttle}}{77}, & 0 \leq \Delta_{throttle} \leq 77 \\ F_{mil} + \frac{(F_{max} - F_{mil})(\Delta_{throttle} - 77)}{23}, & 77 < \Delta_{throttle} \leq 100 \end{cases} \quad (4)$$

2.1.1. Hareket Denklemleri

Atmosfer modelinin dinamiği, yükseklik değiştikçe değişir. Bu model, verilen yüksekliğe karşılık gelen sıcaklık, ses hızı, basınç ve hava yoğunluğunun hesaplanmasını sağlar. Yüksekliğe bağlı bu parametreler, uçağın dinamiklerini doğrudan etkiler. Uçağın hareketini manipüle etmek için, uçaktaki momentleri değiştiren kontrol yüzeyleri kullanılır. F16'nın 4 farklı tip kontrol yüzeyine sahip olduğu görülmektedir.

- Arka Kenar Flap (Aileron)
- Yatay Kuyruk (Elevator)
- Dümen (Rudder)
- Ön Kenar Flap

Bunlardan birincil kontrol yüzeyleri (Aileron, Elevator ve Rudder) hareketi doğrudan manipüle etmek için kullanılır. Simulink üzerinde geliştirilen matematiksel modelde ikincil kontrol yüzeyleri göz ardı edilmiştir. Eksenlere göre, hava aracının sistem parametre isimlendirmeleri Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1: Eksenlere göre parametre adlandırılması

	Yanal Eksen	Boylamsal Eksen	Dikey Eksen
Kuvvet Bileşenleri	Y	X	Z
Moment Bileşenleri	L	M	N
Hız Bileşenleri	v	u	w
Açısal Hız Bileşenleri	p	q	r
Eylesizlik Momenti	I _x	I _y	I _z

Sistem modeli 12 adet durum içerir bunların 3 adeti hava aracının duruşunu, 3 adeti açısal hızını, 3 adeti hızını ve 3 tanesi de pozisyonunu belirten durumlardır. Sabit kanatlı

hava araçlarının genel doğrusal olmayan matematiksel ifadesi Tablo 2'de görüldüğü gibi ifade edilebilir.

Tablo 2: Hava aracı hareket denklemleri

Durumlar	Denklemler
Davranış	$\dot{\phi} = p + \tan\theta(q\sin\phi + r\cos\theta)$ $\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\theta$ $\dot{\psi} = (q\sin\phi + r\cos\theta)/\cos\theta$
Açısal Hız	$\dot{p} = I_{xx}[\dot{l}_x - I_y + I_z]pq - [I_x(I_x - I_y) + I_{xz}]qr + I_{xz} + I_{xz}^2 / (I_{xx}I_z - I_{xz}^2)$ $\dot{q} = (I_x - I_z)pr - I_{xz}(p^2 - r^2) + m/l_y$ $\dot{r} = -I_{xz}[\dot{l}_x - I_y + I_z]qr + [I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2]pq + I_{xz} + I_{xz}^2 / (I_{xx}I_z - I_{xz}^2)$
Hız Bileşenleri	$\dot{u} = v - qw + a_x$ $\dot{v} = -ru + pw + a_y$ $\dot{w} = qu - pv + a_z$
Konum Bileşenleri	$\dot{x}_N = u(\cos\theta)\cos(\psi) + v(-\cos\theta)\sin(\psi) + \sin(\theta)\sin(\psi)\cos(\psi)$ $+ w(\sin\theta)\sin(\psi) + \cos(\theta)\sin(\theta)\cos(\psi)$ $\dot{y}_N = u(\cos\theta)\sin(\psi) + v(\cos\theta)\cos(\psi) + \sin(\theta)\sin(\theta)\sin(\psi)$ $+ w(-\sin\theta)\cos(\psi) + \cos(\theta)\sin(\theta)\sin(\psi)$ $\dot{h} = u\sin(\theta) - v\sin(\theta)\cos(\theta) - w\cos(\theta)\cos(\theta)$

2.1.2. Trim ve Doğrusallaştırma

Kararlı durum uçuş koşullarının belirlenmesi, sıfır durum türevlerini elde etmeyi amaçlayan hem durum hem de kontrol vektörleri için doğrusal olmayan durum denklemlerinin çözülmesini içerir. Tayin edilmiş bir kontrolörün yokluğunda, bir açık döngü senaryosunda 200 m/s hızda ve 1524 metre irtifada trim durumu göz önünde bulundurularak, uçak dinamiklerini araştırmak için denge noktası değerleri aşağıdaki tabloda verilmiştir.

Tablo 3: Trim Koşulları

Trim Girilileri	Değerler[i]	Trim Durumları	Değerler[i]
Diferansiyel Yatay Kuyruk [derece]	-0.55	Yuvarlama Açısı [derece]	0.6129
Kanat Sapması [derece]	0	Yumuşlama Açısı [derece]	0.9
Dümen Sapması [derece]	0	Yalpalama Açısı [derece]	0
Ön Kenar Flap Sapması [derece]	0.45	Yuvarlama Oranı [derece /s]	0
Gaz Kolbu Yüzdesi [%]	40	Yumuşlama Oranı [derece /s]	0
		Yalpalama Oranı [derece /s]	200
		Hız Bileşeni_u [m/s]	0
		Hız Bileşeni_v [m/s]	0
		Hız Bileşeni_w [m/s]	3.2
		İrtifa [m]	1524

Doğrusallaştırma, doğrusal olmayan bir sistemin doğrusal bir sistem olarak yaklaşırlmasını içerir ve kontrol stratejilerini tasarlamak için doğrusal kontrol teorisini tekniklerini uygulanmasına izin verir. Bu amaçla, küçük sinyal analizi, Taylor serisi açılımı ve geri beslemeli doğrusallaştırma gibi kontrol sistemleri için doğrusallaştırmada kullanılan çeşitli yöntemlere kısa bir genel bakış sağlar. Mühendisler bu teknikleri kullanarak havacılık, otomotiv ve endüstriyel kontrol sistemleri dahil olmak üzere çeşitli uygulamalara uygun verimli kontrol sistemleri geliştirebilirler [6].

$$A = \begin{bmatrix} -4.2 & 0 & 0.654 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.186 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1.213 & -0.003 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.021 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.006 & 0.6025 & -0.5354 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.054 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.23 & 0 & -0.171 & 0 & -0.0126 & 0.0054 & 0.0633 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.19 & 0 & 1.3 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.34 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -16.12 & 0 & -0.0027 & 0 & -0.0786 & -0.0046 & -1.2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} -1.09 & 0 & 0.1919 \\ 0 & -0.276 & 0 \\ -0.0471 & 0 & -0.0921 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0.0654 & 0 & 0.1754 \\ 0 & -0.5564 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}, \quad u = \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \\ \delta_e \end{bmatrix}$$

$$C = I_{12 \times 12}, \quad D = 0_{12 \times 3}$$

(5): Lineer açık çevrim matematiksel modeli

Açık çevrim lineer hava aracı modelini kararlı dinamiklere ulaştırmak amacıyla çok değişkenli bir kontrolcü tasarlanmıştır.

2.2. Eyleyici Modeli

Sistemlerin güvenilir ve verimli çalışmasını sağlamak için, doğru eyleyici davranış modellerine sahip olmak zorunludur. Hassas eyleyici modelleri, etkili kontrol sistemlerinin tasarımı ve uygulanması için esastır ve sonuçta havacılık sistemlerinin güvenliğini ve performansını artırır [7]. Kontrol yüzeyleri için eyleyicilerin dinamik özellikleri ve sınırlamaları aşağıda sunulmuştur.

Tablo 4: Eyleyici Dinamikleri ve Kısıtları

Elevator	$\frac{20}{s+20}, \pm 25^\circ, \pm 70^\circ/s$
Flaperon	$\frac{20}{s+20}, \pm 20^\circ, \pm 70^\circ/s$
Rudder	$\frac{20}{s+20}, \pm 30^\circ, \pm 70^\circ/s$
Ön kenar flap	$\frac{10}{s+10}, \pm 25^\circ, \pm 30^\circ/s$

2.3. Arıza Modelleri

İlk olarak, sistemin algılaması ve telafi etmesi gereken arıza türleri de dahil olmak üzere arıza toleransı için özel gereksinimlerin tanımlanması gerekir. Daha sonra bir arıza teşhis sistemi tasarlanır ve savaş uçağının kontrol mimarisine entegre edilir [8].

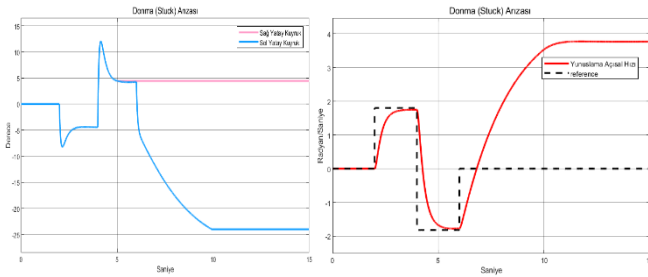
Arızaya dayanıklı modelin etkinliğini sağlamak için simüle edilmiş ve gerçek dünya senaryolarında kapsamlı testler gerçekleştirilir. Bu test, çeşitli arıza koşullarını kapsar ve arıza teşhisinin ve kompanzasyon stratejilerinin arızaların etkilerini hafifletme yeteneğini gösterir [9].

2.3.1. Donma (Kilitlenme) Arızası

Donma (Kilitlenme) arızasının matematiksel gösterimi aşağıda görülebilir

$$\delta_{el_{stuck}}(t) = \delta_{el_i}, t > t_f \text{ için, } \begin{cases} t_f: \text{arıza başlangıç anı} \\ \delta_{el_i}: \text{arızadan önceki son büküm} \end{cases} \quad (6)$$

Sağ yatay kuyrukta donma arızası olduğunda, son büküm açısında kalır ve eyleyici referans komutlarına cevap vermez. Hava aracı sistemine etkisi Şekil 2'de görülebilir



Şekil 2: Donma arızasının sisteme etkisi

2.3.2. Kontrolsüzlük (Float) Arızası

Hava aracındaki eyleyiciler kontrolden çıktığında bu arıza meydana gelir. Kontrolsüz eyleyiciler, kontrol yüzeylerinde akışın oluşturduğu dış kuvvetlerin etkisiyle, üzerindeki momentleri sıfırlayacak şekilde hareket etmeye devam eder [10]. Farklı hava koşullarında, farklı hız ve irtifalarda ve uçağın değişen koşullarında kontrol yüzeyindeki akış etkileri değişeceğinden modellenmesi zor olan bir arıza türüdür. Hücum açısı ile değişen float arızasının matematiksel modeli aşağıdaki gibi gösterilebilir.

$$\delta_{el_{float}} = -\frac{C_{ha}}{C_{h\delta}} a_t \quad (7)$$

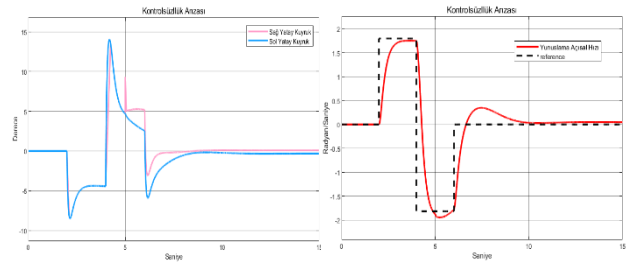
C_{ha} : Toparlama katsayısı

$C_{h\delta}$: Floating katsayısı

a_t : Kontrol yüzeyi hücum açısı

Uçuş sırasında yukarıda gösterilen parametrelerin hesaplanmasındaki zorluklar nedeniyle, aşağıda görüldüğü gibi bazı varsayımlar kabul edilebilir.

$$\frac{C_{ha}}{C_{h\delta}} \cong -0.5, a_t = a, a: \text{hava aracı hücum açısı} \quad (8)$$



Şekil 3: Kontrolsüzlük arızasının sisteme etkisi

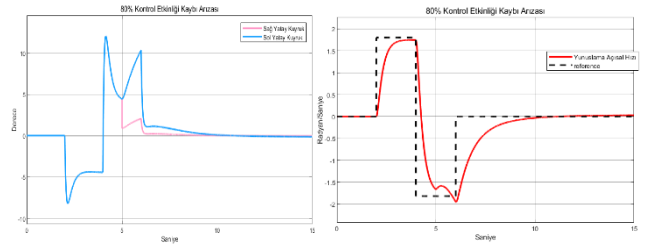
2.3.3. Kontrol etkinliği kaybı (Loss of Control Effectiveness) arızası

Uçak, uçuş zarfı boyunca farklı akış koşullarına maruz kalabilir. Bu süreçte stall gibi durumlarda kontrol yüzeylerinden beklenen verim alınamayabilir. Etkinliğin kaybı durumunda, gerçek sistem ve matematiksel modelin B matrisi ayrışır ve bir hata durumu ortaya çıkar.

$$\delta_{el_{LoE}} = K \times \delta_{el_c}(t), t > t_f \quad (9)$$

Yukarıdaki denklemdaki K parametresi, 0 ile 1 arasındaki kontrol etkinliği parametresidir. Yatay kuyruktan indüklenen momentleri temsil eden denklem aşağıda gösterilmiştir.

$$C_{M\delta_{el}} = \frac{1}{2} C_m(a, \delta_{el_r}) + \frac{1}{2} C_m(a, \delta_{el_l}) \quad (10)$$



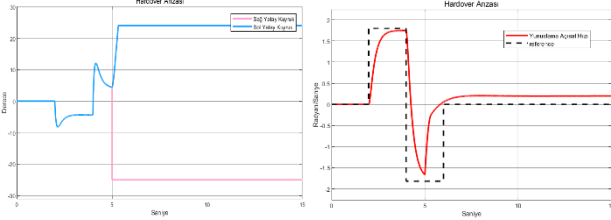
Şekil 4: Kontrol etkinliği kaybı arızasının sisteme etkisi

2.3.4. Hardover arızası

Hardover Arızası, başa çıkılması en zor arıza türlerinden biridir. Kontrol yüzeyinin uçuş sırasında maksimum sapmaya ulaşmasına neden olur. Matematiksel ifadesi aşağıdaki gibidir.

$$\delta_{el_{hardover}} = \max(\delta_{el_c}) || \min(\delta_{el_c}), t > t_f \quad (11)$$

Arızanın sisteme etkisi aşağıdaki görsellerde görülebilir.



Şekil 5: Hardover arızasının sisteme etkisi

3. Arıza Tespiti ve İzolasyonu

Arıza tespit ve izolasyonu algoritması temel iki aşamadan oluşmaktadır. Arıza tespitinde İAKF kullanılır ve kontrol düzeltmesi yöntemleri ile arızadan kaynaklı oluşacak hata önlenmeye çalışılır.

3.1 İAKF ile Arıza Kestirimi

İAKF sinyal arıza tespiti algoritmasında sistemin beklenen kestirimi ve sistem yanıtındaki beklenmeyen durumların tahmini için kullanılır. Aşağıda görülen ayrık durum uzayı modeli için beş temel aşamadan oluşmaktadır [11].

12, 13 ve 14 numaralı denklemlerde, arıza durumundaki ve gürültülü ölçümler altındaki bir lineer sistem ifade edilmiştir. E_k burada doğrudan B matrisi ile giriş işaretinin çarpımına eşitken γ_k eyleyici hatasının etkisini gösteren ifadedir ve -1 ile 0 arasında değerler alır. w_k^x ve v_{k+1} ifadeleri giriş ve ölçüme etkiyen beyaz gürültülerdir.

$$x_{k+1} = A_k x_k + B_k u_k + E_k \gamma_k + w_k^x \quad (12)$$

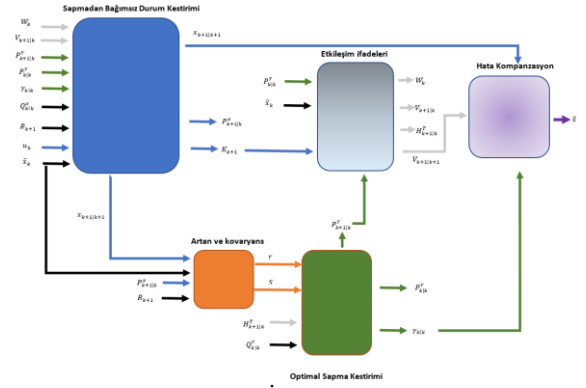
$$y_{k+1} = C_k x_{k+1} + v_{k+1} \quad (13)$$

$$E_k = B_k u_k \quad (14)$$

Tablo 5: İAKF Aşamaları

İAKF Aşaması	Matematiksel İfadesi
Optimal Sapma Kestirimi	$\hat{x}_{k+1 k} = A_k \hat{x}_k + B_k u_k + W_k \gamma_k + V_{k+1 k} \hat{\gamma}_{k k}$ $\hat{P}_{k+1 k} = A_k P_{k k} A_k^T + Q_{k k}^x + W_k P_{k k}^T W_k^T - V_{k+1 k} P_{k+1 k}^T V_{k+1 k}^T$ $\hat{R}_{k+1} = \hat{P}_{k+1 k}^x C_{k+1}^T C_{k+1}^x G_{k+1}^T + R_{k+1}$ $\hat{P}_{k+1 k+1} = (I - \hat{R}_{k+1} C_{k+1}) \hat{P}_{k+1 k}$
Sapmadan Bağımsız Durum Kestirimi	$\hat{x}_{k+1 k} = A_k \hat{x}_k + B_k u_k + W_k \gamma_k + V_{k+1 k} \hat{\gamma}_{k k}$ $\hat{P}_{k+1 k} = A_k P_{k k} A_k^T + Q_{k k}^x + W_k P_{k k}^T W_k^T - V_{k+1 k} P_{k+1 k}^T V_{k+1 k}^T$ $\hat{R}_{k+1} = \hat{P}_{k+1 k}^x C_{k+1}^T C_{k+1}^x G_{k+1}^T + R_{k+1}$ $\hat{P}_{k+1 k+1} = (I - \hat{R}_{k+1} C_{k+1}) \hat{P}_{k+1 k}$
Artan ve Kovaryans	$\hat{P}_{k+1} = y_{k+1} - C_{k+1} \hat{x}_{k+1 k}$ $\tilde{P}_{k+1} = C_{k+1} \hat{P}_{k+1 k} C_{k+1}^T + R_{k+1}$
Etkileşim	$W_k = A_k V_{k k} + E_k$ $V_{k+1 k} = W_k P_{k k}^T (P_{k k}^x)^{-1}$ $H_{k+1 k} = C_k V_{k+1 k}$ $V_{k+1 k+1} = V_{k+1 k} - \hat{R}_{k+1}^T H_{k+1 k}$
Bastırılmış Durum ve Hatanın Kovaryansı	$\hat{x}_{k+1 k+1} = \hat{x}_{k+1 k+1} + V_{k+1 k} \hat{\gamma}_{k+1 k+1}$ $P_{k+1 k+1} = \hat{P}_{k+1 k+1}^x + V_{k+1 k+1} \hat{P}_{k+1 k+1}^T V_{k+1 k+1}^T$

Tablo 5'de P kovaryans matrisini, H ölçüm matrisini, R ölçüm hatası kovaryans matrisi ve \hat{x}_k kestirilen durum değerlerini göstermek üzere Şekil 6'da görüldüğü gibi durum kestirimi yapılır Sapmadan bağımsız durum kestirimi aşaması hataya açık bir kestirim yapar. Kestirilen değerlerden artık ve kovaryans parametreleri yardımıyla optimal sapma kestirimi aşamasında Kalman filtresinin yaptığı durum kestirimini sapması hesaplanır. Etkileşim ifadelerinin yardımı ile yapılan durum kestiriminden, kestirilen sapma ifadesi ayrıştırılır. Son olarak bu ifadeler yardımı ile hata bastırılır ve İAKF ile en doğru kestirim yapılmaya çalışılır. İAKF aşamalarının blok modeli aşağıdaki görselde görülebilir.



Şekil 6: İAKF Şeması

3.2 Yatay Kuyruk Kontrol Düzeltmesi

Sağ kuyruk eyleyicisinde meydana gelen arızanın bastırılması için kontrol sinyalinin sol kuyruğa tahsis edilmesi gereklidir. Bu kontrol düzeltme işleminin hatanın doğasıyla doğrudan ilişkisi vardır.

3.2.1 Donma (Kilitlenme) arızası kontrol düzeltmesi

$$\delta_{LHT} = 2 \times \delta_{el} - \delta_{RHT_d} \quad (15)$$

δ_{LHT} ifadesi sol kuyruk sapmasını ve δ_{RHT_d} ifadesi sağ kuyruğun kilitlendiği sapma değerini göstermek üzere. Sol kuyruğa, sağ kuyruğun kilitlendiği değeri ve tüm elevator komutunu karşılayacak şekilde kontrol düzeltmesi yapılır.

3.2.2 Kontrolsüzlük (Float) arızası kontrol düzeltmesi

$$\delta_{LHT} = 2 \times \delta_{el} \quad (16)$$

Sağ kuyruğun kontrol edilemez duruma gelmesi durumunda tüm kontrol otoritesi sol kuyruğa tahsis edilir.

3.2.3 Kontrol etkinliği kaybı (Loss of Control Effectiveness) arızası kontrol düzeltmesi

$$\delta_{LHT} = \delta_{el} + (1 - \Lambda) \times \delta_{el} \quad (17)$$

Λ ifadesi sağ kuyruğun kontrol etkinliği oranını gösterir ve 0 ile 1 arasında değerler alır. Sol kuyruk ile sağ kuyruktaki etkinlik düşüşü karşılanır.

3.2.4 Hardover arızası kontrol düzeltmesi

$$\delta_{LHT} = \delta_{el} \pm \delta_{max} \quad (18)$$

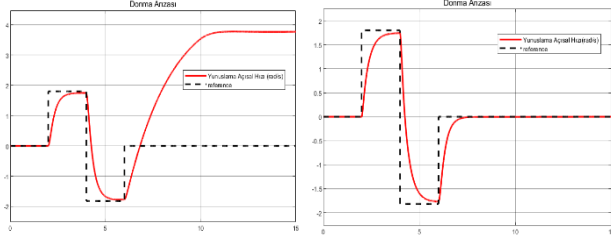
Hardover arızası durumunda sağ kuyruğun maksimum sapma derecesinde sapmasını bastırmak amacı ile sol kuyruğa da maksimum sapma yaptırılır. Bu durumda hardover arızasının tersi yönünde yunuslama kontrol otoritesi kalmayacaktır.

4. Benzetim Sonuçları

Arıza toleranslı kontrol yönteminin performansını gözlemleyebilmek için yukarıda anlatılan farklı eyleyici arıza durumları altında benzetim gerçekleştirilmiş ve durum değişkenleri gözlemlenmiştir.

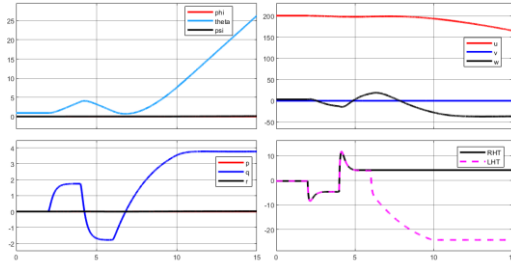
4.1.1. Donma (Kilitlenme) arızası

Hava aracının yunuslama açısı referansını takip etmesi beklenmektedir ancak Şekil 7’de görüldüğü üzere kontrol yüzeyi 5. Saniyeden itibaren kilitlendiği durumda sistem referansı takip edememektedir. Ancak arıza kestirimi ve izolasyon metodu uygulandığı durumda kilitlenme arızasına karşın başarılı bir referans takip performansı gösterdiği anlaşılabilir.

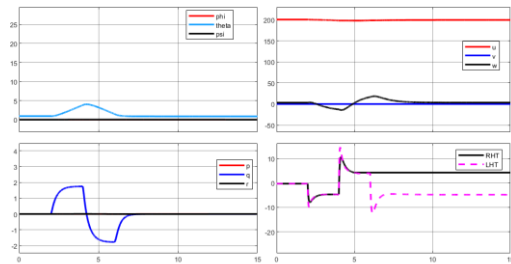


Şekil 7: Kontrol düzeltmesi yapılmaksızın(sol) ve yapılarak(sağ) yunuslama hızı

Şekil 8 ve Şekil 9’da sırasıyla izolasyon metodu uygulanmış ve uygulanmamış durumlarda hava aracı modelinin davranışı görülmektedir. Bu grafiklerden sağ yatay kuyruğun kaybettiği kontrol yeteneğini sol yatay kuyruğun karşıladığı görülmektedir. Kullanılan kontrol düzeltmesi yönteminin kilitlenme arızası karşısında başarılı olduğu anlaşılabilir.



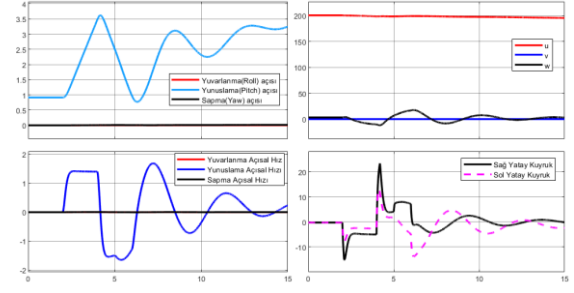
Şekil 8: Kontrol düzeltmesi yapılmaksızın hava aracı durum değişkenleri



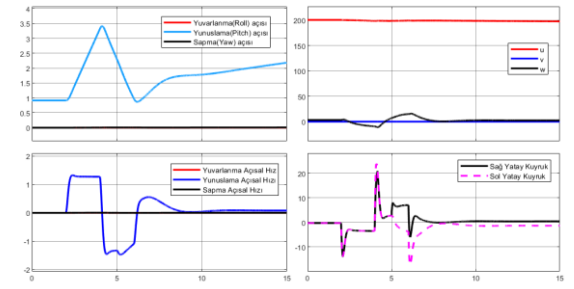
Şekil 9: Kontrol düzeltmesi yapıldığı durumda hava aracı durum değişkenleri

4.1.2. Kontrolsüzlük (Float) arızası

Şekil 10 ve Şekil 11’de sırasıyla kontrolsüzlük arızası durumunda kontrol düzeltmesi kullanılmaksızın ve kullanılarak hava aracının davranışları görülebilir. 5. Saniyede oluşan arıza durumuna karşın hava aracının sağ yatay kuyruğunun aniden bozulduğu ve diğer durum değişkenlerinin de buna paralel bozulduğu görülmektedir. Bu senaryoda, denklem 16’daki kontrol düzeltmesi metodu tam anlamıyla başarılı olamamıştır ancak arızanın etkilerini yumuşatmış ve yunuslama hızındaki bozulmanın salınımın üstesinden gelmiştir.



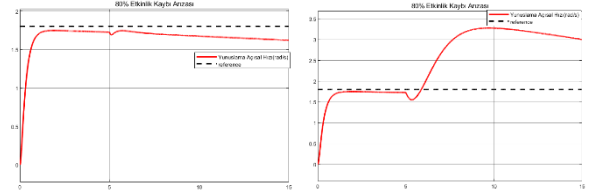
Şekil 10: Kontrol düzeltmesi yapılmaksızın hava aracı durum değişkenleri



Şekil 11: Kontrol düzeltmesi ile hava aracı durum değişkenleri

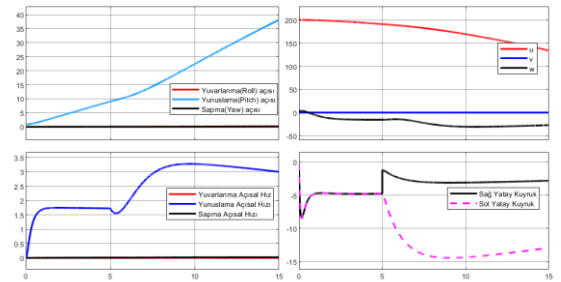
4.1.3. Kontrol etkinliği kaybı (Loss of Control Effectiveness) arızası kontrol düzeltmesi

Şekil 12’de benzetim modeline verilen referans yunuslama hızı ve takip performansı kontrol düzeltmesi uygulandığı ve uygulanmadığı durumlarda gözlemlenebilir. 5. Saniyede ortaya çıkan kontrol etkinliği kaybı durumuna karşın nispeten başarılı bir referans takibi gözlemlenmektedir.

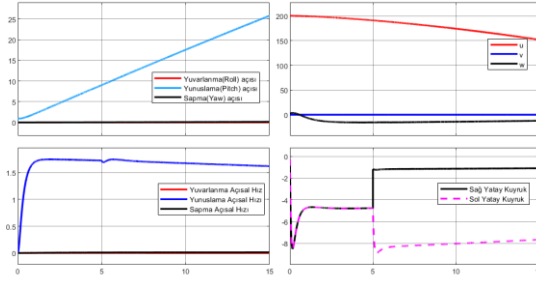


Şekil 12: Kontrol düzeltmesi yapılarak(sol) ve yapılmaksızın(sağ) yunuslama hızı

Hava aracının diğer parametrelerinin bu durumda davranışı Şekil 13 ve Şekil 14’te gözlemlenebilir. Uçak için tasarlanmış kontrol sistemi eyleyiciye gönderdiği referans değerine karşılık istediği performansı alamaz ve referans takibi bozulur. Bu nedenle kontrol düzeltmesi durumunda sağ kuyruğun karşıladığı kontrol veriminin sol kuyruk ile karşılandığı Şekil 13’te görülmektedir.



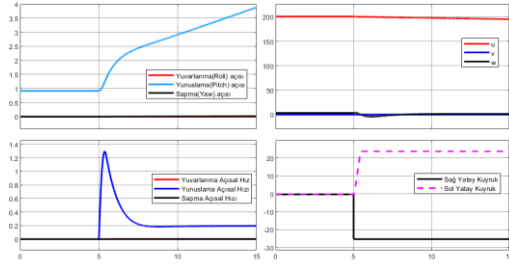
Şekil 13: Kontrol düzeltmesi yapılmaksızın hava aracı durum değişkenleri



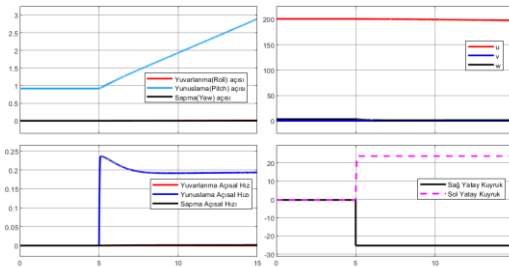
Şekil 14: Kontrol düzeltmesi ile hava aracı durum değişkenleri

4.1.4. Hardover arızası

Hava aracı düz uçuş durumunda iken 5. Saniyede Hardover arızası uygulanmış ve durum değişkenlerinin değerleri gözlemlenmiştir. Şekil 15 ve Şekil 16'da sırasıyla kontrol düzeltmesi uygulanmış ve uygulanmamış hava aracının cevapları yer almaktadır. Kapalı çevrim uçak modeli kontrol düzeltmesi uygulanmadığı durumda biriken hata ile yalnızca sol kuyruğun performansını kullanarak yavaşça bozuntuyu toparlamaya çalışır ancak yeterli olmaz. Kontrol düzeltmesi yönteminde kontrolcünün performansından bağımsız şekilde arıza tespit edilir edilmez sol kuyruk, sağ kuyruğun sebep olduğu karşılayacak şekilde bükülür. Kontrol düzeltmesi metoduyla durum değişkenlerinde bozulmanın daha az olduğu gözlemlenebilir. Bu senaryo sürdürülebilir değildir ve aşırı uç bir senaryodur çünkü hava aracının boylamsal kontrol otoritesi neredeyse sıfırlanmaktadır.



Şekil 15: Kontrol düzeltmesi yapılmaksızın hava aracı durum değişkenleri



Şekil 16: Kontrol düzeltmesi ile hava aracı durum değişkenleri

4. Sonuçlar

Özetle, bu çalışmada F-16 savaş uçağı modeli üzerinden yüksek manevra kabiliyetine sahip ve çevik savaş uçaklarında arıza hoşgörülü kontrol yöntemi incelenmiştir. Hava aracı Matlab ve Simulink ortamında matematiksel olarak modellenmiş ve istenen senaryolarda benzetimleri gerçekleştirmek için doğrusallaştırılmıştır. Ardından, çok değişkenli bir kontrolcü

tasarlanmıştır. Hava aracının yatay kuyruğunda oluşan farklı eyleyici arızaları için benzetim modelleri oluşturulmuş ve bu arıza durumları için hata tespiti İki Aşamalı Kalman Filtresi (İAKF) kullanılarak tespit edilmiştir. Farklı kontrol yüzeyleri arasında kontrol düzeltmesi yöntemleri ile eyleyici arızaları izole edilerek hava aracının sorunsuz kontrolü sağlanmaya çalışılmıştır.

Sonuç olarak, arıza hoşgörülü kontrol yöntemi başarıyla uygulanmış ve farklı eyleyici arızalarına karşı hava aracının güvenli ve verimli bir şekilde boylamsal ekseninde kontrol edilmesi sağlanmıştır.

İlerleyen çalışmalarda, farklı kuyruk bükümlerinin yalnızca boylamsal etkisinin kompanse edilmesinin yanı sıra asimetrik bükümden kaynaklı yanal eksen arıza hoşgörülü kontrolünün de gerçekleştirilmesi hedeflenmektedir.

5. Kaynakça

- [1] J. Grehan, D. Ignatyev, and A. Zolotas, "Fault Detection in Aircraft Flight Control Actuators Using Support Vector Machines," *Machines*, vol. 11, no. 2, Feb. 2023, doi: 10.3390/machines11020211.
- [2] Y. Huo, "Model of F-16 fighter aircraft," 2007.
- [3] W. L. Oberkampf, S. M. Deland, B. M. Rutherford, K. V. Diegert, and K. F. Alvin, "Estimation of total uncertainty in modeling and simulation," *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, vol. 75, no. April, pp. 333–357, 2002.
- [4] L. T. Nguyen, M. E. Ogburn, W. P. Gilbert, K. S. Kibler, P. W. Brown, and P. L. Deal, "Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability.," *NASA Tech. Pap.*, no. 1538, 1979.
- [5] M. Barnes, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*. 2010.
- [6] M. Asghari, A. M. Fathollahi-Fard, S. M. J. Mirzapour Al-E-Hashem, and M. A. Dulebenets, "Transformation and Linearization Techniques in Optimization: A State-of-the-Art Survey," *Mathematics*, vol. 10, no. 2, 2022, doi: 10.3390/math10020283.
- [7] A. Eagle, *The engine of choice for frontline fighters around the world*.
- [8] M. Verhaegen, S. Kanev, R. Hallouzi, C. Jones, J. Maciejowski, and H. Smail, *Fault tolerant flight control - A survey*, vol. 399, no. April. 2010. doi: 10.1007/978-3-642-11690-2_2.
- [9] G. K. Fourlas and G. C. Karras, "A survey on fault diagnosis and fault-tolerant control methods for unmanned aerial vehicles †," *Machines*, vol. 9, no. 9, 2021, doi: 10.3390/machines9090197.
- [10] J. Boskovic, S. S. Company, R. K. Mehra, S. S. Company, I. M. Planning, and D. Identification, *Fault Diagnosis and Fault Tolerance for Mechatronic Systems:Recent Advances*, no. March. 2003. doi: 10.1007/3-540-45737-2.
- [11] F. Caliskan, Y. Zhang, N. E. Wu, and J. Y. Shin, "Actuator Fault Diagnosis in a Boeing 747 Model via Adaptive Modified Two-Stage Kalman Filter," *Int. J. Aerosp. Eng.*, vol. 2014, 2014, doi: 10.1155/2014/47239