

## UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNDE BİLİNMEYEN GİRİŞ GÖZLEYİCİLERİ KULLANARAK ALGILAYICI ARIZASI TESPİTİ VE AYRIMI

**Emre KIYAK**

Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Y.O.  
Eskişehir  
ekiyak@anadolu.edu.tr

**Ayşe KAHVECİOĞLU**

Anadolu Üniversitesi, Sivil Havacılık Y.O.  
Eskişehir  
akahveci@anadolu.edu.tr

### ÖZET

Otomatik uçuş kontrol sistemleri, pilotların işyüklerini oldukça hafifleten sistemlerdir. Ancak bu sistemlerdeki; algılayıcı, eyleyici ve kontrol yüzey arızaları uçağın düşmesine bile neden olabilecek istenmeyen sonuçlar doğurabilir. Literatürde arıza toleranslı kontrol olarak bilinen ve sistemlerdeki bazı arıza türlerine karşı, sistemin çalışmasına olanak sağlayan yapıyı, uçuş kontrol sistemlerinde de kullanarak arızaları tolere etmek mümkün olabilir. Kontrol sisteminin karar verme mekanizmasında, gerçek durumlar ile kestirilen durumlar arasında fark incelemesi yapan gözleyiciler kullanılarak, arızanın tespiti ve ayrımı gerçekleştirilebilir. Bu çalışmada, bir uçağın yanlamasına hareketinde algılayıcı arızalarının tespiti ve ayrımının, bilinmeyen giriş gözleyici tertibatıyla sağlandığı bir uygulama verilmektedir. Modellemenin sağladığı kolaylık ile donanım fazlalığı gereksinimi de ortadan kalkmaktadır.

**Anahtar Kelimeler:** Arıza Tespiti, Arıza Ayrımı, Bilinmeyen Giriş Gözleyicileri, Uçuş Kontrol Sistemi.

### FAULT DETECTION AND ISOLATION FLIGHT CONTROL SYSTEM USING UNKNOWN INPUT OBSERVERS

#### ABSTRACT

Automatic flight control systems fairly lighten the pilots' workloads. However, in these systems, sensors, actuators and the control surface failures can cause undesirable results to arise such as aircraft accident. It can be possible to tolerate the failures in flight control systems by using what is known in literature as fault tolerant control which makes the operations of systems possible against some types of failures. In the decision making process of the control system, the detection and isolation of the failure can be performed by using observer which analyses the difference between the real and estimated conditions. Herein, an application is made for the sensor fault detection and isolation of an aircraft by unknown input observer equipment for lateral movement. Also, the simplicity provided by modelling eliminates the hardware redundancy needed.

**Key words:** Fault detection, fault isolation, unknown input observers, flight control system.

### 1. GİRİŞ

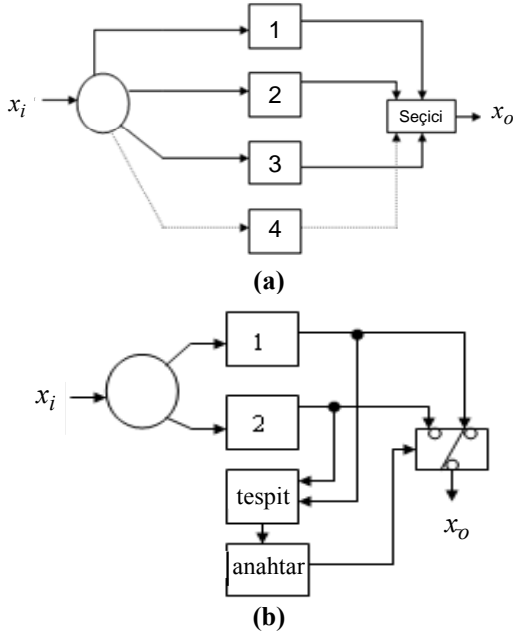
Gelişen teknolojiyle birlikte, eskiden birçok adam saat gerektiren işler, artık bir bilgisayar ve onu kullanan bir operatörün süreci gözlemlediği bir hale gelmiş, güvenilir ve emniyetli çalışmaya izin vermek için sistem içindeki arızaların kullanıcıların ekranlarında görüntülenebilir olması sağlanmıştır [1]. Zaman geçtikçe beklentilerin farklılaşması ve kontrol tekniklerinin yetersizliği yüzünden yeni arayışlara gidilmiş, bu aşamada arıza toleranslı kontrol kavramı beklentilere cevap vermiştir [2].

Arıza toleranslı kontrol, arıza durumlarına karşı, kontrol işleminin devamını sağlayabilmek için metotlar önerir. Bu sayede, arızadan sonra bile, kabul edilebilir düzeyde performans düşüklüğü ile birlikte, kontrol işleminin devam ettirebilmesine olanak sağlanır [3].

Arıza durumlarına rağmen sistemin çalışmasına olanak sağlanması, ilk olarak "fail-safe" olarak bilinen yüksek risk taşıyan sistemlerde görülmüştür. Bu yapıları oluşturmak, donanım ve çeşitli tertibatları sisteme yerleştirmek açısından ele alındığında hem oldukça maliyetli, hem de fiziki açıdan sıkıntılıdır [3].

Donanım fazlalığına dayanan bu yaklaşımdaki dezavantajlar yüzünden analitik hesap sürecine dayanan yaklaşımları kullanmak çok daha yararlıdır [4].

Şekil 1.a'da, çok sayıda çıkışın birbirleriyle karşılaştırılması suretiyle arızalı yerin belirlendiği, Şekil 1.b'de ise, iki çıkışın referans bir sistemle kıyaslanarak sağlam sistemin çalışmasına izin veren basitleştirilmiş yapılar verilmektedir.



Şekil 1. Yedek sistemle arıza giderimi

Arıza toleranslı kontrolün; kimyasal süreçlerde, nükleer güç üretim merkezlerinde, havacılıkta, otomotiv endüstrisi vb. bir çok mühendislik alanında çok sayıda uygulaması bulunmaktadır. Arıza toleranslı kontrol; havacılıkta özellikle uçaklardaki algılayıcı ve eyleyici arızalarında kontrolün sağlanabilmesi açısından önemlidir. Bu amaçla, farklı teorik yaklaşımlarla geliştirilen çalışmalar mevcuttur [5]. Kimya endüstrisinde, kimyasal tepkimelerdeki belirsizlikler ve ölçme gürültülerinden (1982), nükleer reaktörlerdeki radyoaktif madde kontrolünün gürbüz kontrolle sağlanmasına (1982) kadar değişik alanlarda teorik ve pratik örnekler, yapılan ilk ciddi çalışmalardır. Gaz boru hatlarında kaçak kontrolü (1985), doğrusal olmayan uçak modelinde hata toleransının kullanımı (1987) sayılabilecek çalışmalardan bazılarıdır [6]. Bu sistemlerdeki ortak özellikler; genel olarak, yüksek emniyet gereksinimi ve sistem kaybının açabileceği felaketlerdir. Böyle sistemlerde arızanın mümkün olduğunca çabuk olarak tespitinin yapılması, yerinin ve olabiliyorsa büyüklüğünün belirlenebilmesi gerekmektedir.

Arıza toleranslı kontrol sistemlerini iki ana kategoride incelemek mümkündür: pasif arıza toleranslı kontrol sistemleri ve aktif arıza toleranslı kontrol sistemleri.

Pasif ve aktif arıza toleranslı kontrol sistemleri kıyaslandığında, pasif arıza toleranslı kontrol tasarım uygulamalarının genelde basit ve daha ekonomik olduğu, bununla birlikte arıza durumunda sistemin ancak ilgili bir tertibat sağlanmışsa çalışabildiği, daha önceden öngörülmemiş bir arızayla karşılaşıldığında yine sistemin bloke olabileceği söylenebilir. Aktif arıza toleranslı kontrol tasarım uygulamalarının ise genellikle nükleer, aviyonik, kimya endüstrisi gibi yüksek emniyet ve teknoloji kullanılan süreçlerde olduğu, arıza/hasar durumlarıyla karşılaşıldığında bunların tespit edilip, üstesinden gelindiği söylenebilir [7, 8, 9].

Arıza tespiti ve izole edilmesi ile ilgili öncü çalışmalar; 1970'lerde Beard ve Jones tarafından başlatılmış, son yıllarda ise Chen, Patton ve Gertler isimleri ön plana çıkmıştır [10].

Arıza tespit ve tanımlamasında, gözleyici (observer) ve Kalman Filtresi'ne dayalı yöntemler sıklıkla kullanılmaktadır. Gözleyicilerin arıza ayırımında kullanım şekillerine göre, DOS (Dedicated Observer Scheme / Tespit edici gözleyici tertibatı) ve GOS (Generalized Observer Scheme / Genelleştirilmiş gözleyici tertibatı) tipi kullanımları vardır.

Bu çalışmada, bir uçağın yanmasına hareketinde algılayıcı arızalarının tespit ve ayrımının, bilinmeyen giriş gözleyici tertibatıyla sağlandığı bir uygulama verilmektedir.

## 2. BİLİNMEYEN GİRİŞ GÖZLEYİCİSİ

### 2.1. Model

Eşitlik (1)'deki gibi bir durum uzayı matematik modeli tanımlansın [11]:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + Ed \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (1)$$

Burada;  $x$ ;  $n$  boyutlu durum vektörü,  $y$ ;  $m$  boyutlu çıkış,  $u$ ;  $r$  boyutlu bilinen giriş ve  $d$ ;  $q$  boyutlu bilinmeyen giriş (veya bozucu) olarak tanımlanmaktadır.  $A, B, C$  ve  $E$  matrisleri ise, tanımlanan vektörlerle uygun boyutlu bilinen katsayılar matrisleridir.

Bütün durumların hesaplanabildiği bir tam mertebe gözleyici yapısı ise, Şekil 2'deki gibidir:

$$\begin{aligned} \dot{z} &= Fz + TBu + Ky \\ \hat{x} &= z + Hy \end{aligned} \quad (2)$$

Burada;  $\hat{x}$ ;  $n$  boyutlu hesaplanan durum vektörü ve  $z$ ;  $n$  boyutlu tam mertebe gözleyicinin durumlarıdır.  $F, T, K$  ve  $H$  matrisleri ise, tanımlı vektörlerle

Uçuş Kontrol Sisteminde Bilinmeyen Giriş Gözleyicileri Kullanarak  
Algılayıcı Arızası Tespiti ve Ayırımı

uyumlu ve başka tasarım gereksinimlerini sağlayan matrislerdir.

Burada;

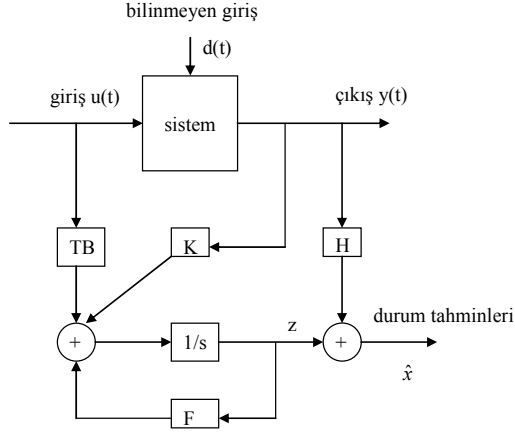
$$A_1 = A - E[(CE)^T CE]^{-1}(CE)^T CA \quad (11)$$

olarak tanımlıdır.

Gerek ve yeter şartlar sağlanıyorsa,  $F$  ve  $K$  bulunabilir:

$$F = A_1 - K_1 C \quad (12)$$

$$K = K_1 + K_2 = K_1 + FH \quad (13)$$



**Şekil 2.** Tam mertebe bilinmeyen giriş gözleyicisi yapısı

Eşitlik (1)'de verilen sistem durumları ve Eşitlik (2)'de verilen hesaplanan durumlar kullanılarak hata vektörü bulunur:

$$e = x - \hat{x} \quad (3)$$

Hata vektörünün değişimi ifadesi kullanılarak denklem düzenlenirse, Eşitlik (4) elde edilir:

$$\dot{e} = (A - HCA - K_1 C)e - [F - (A - HCA - K_1 C)]z + [K_2 - (A - HCA - K_1 C)H]y - [T - (I - HC)]Bu - (HC - I)Ed \quad (4)$$

Eşitlik (4)'de verilen denklemde;

$$K = K_1 + K_2 \quad (5)$$

olarak tanımlıdır. Eğer; Eşitlik (6-9) sağlanırsa, Eşitlik (4)'den, Eşitlik (10) elde edilir.

$$(HC - I)E = 0 \quad (6)$$

$$T = I - HC \quad (7)$$

$$F = A - HCA - K_1 C \quad (8)$$

$$K_2 = FH \quad (9)$$

$$\dot{e} = Fe \quad (10)$$

Eğer Eşitlik (10)'da verilen denklemdeki  $F$ 'in tüm özdeğerleri kompleks düzlemin sol yarı kısmında ise,  $e$  asimptotik olarak sifıra gidecek, dolayısıyla hesaplanan durumlar ( $\hat{x}$ ), sistemin gerçek durumlarına ( $x$ ) yakınsayacaktır.

Denklemlerin sağlanmasından önce, iki tane gerek ve yeter şart sağlanmalıdır:

1.  $rank(CE) = rank(E)$
2.  $(C, A_1)$  çifti gözlenebilir olmalıdır

## 2.2. Algılayıcı Arızası Ayırımı

Eşitlik (14)'deki gibi bir durum uzayı matematik modeli tanımlansın:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + Ed \\ y^j &= C^j x + f_a^j \\ y_j &= c_j x + f_{a_1} \quad j = 1, 2, \dots, m \end{aligned} \quad (14)$$

Burada;  $c_j$  ( $1 \times n$ );  $C$  matrisinin  $j$ . satırı,  $C^j$  ( $m-1 \times n$ );  $C$  matrisinin  $j$ . satırı yokken elde edilen matris,  $y_j$ ;  $y$ 'nin  $j$ . bileşeni ve  $y^j$  ( $m-1$ ) boyutlu;  $y$  vektörünün  $j$ . satırı yokken elde edilen vektör olarak tanımlanmaktadır.

Bu tanımlamaya göre  $m$  adet gözleyici ile elde edilen rezidüer ile algılayıcı arızası ayırımı yapılabilir. Bunun için gözleyici durum denklemi ve rezidü denklemleri, Eşitlik (15) ve (16)'da gösterilmektedir:

$$\dot{z}^j = F^j z + T^j Bu + K^j y^j \quad (15)$$

$$r^j = (I - C^j H^j) y^j - C^j z^j \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (16)$$

Parametre matrisler, aşağıdaki koşulları sağlamalıdır:

$$H^j C^j E = E \quad (17)$$

$$T^j = I - H^j C^j \quad (18)$$

$$F^j = T^j A - K_1^j C^j \quad (19)$$

$$K_2^j = F^j H^j \quad (20)$$

$$K^j = K_1^j + K_2^j \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (21)$$

GOS tipi gözleyicilerde, her bir gözleyici, bütün girişler ve biri hariç bütün çıkışları kullanmaktadır. Bütün eyleyiciler, arızasız bir şekilde çalıştığı kabulü yapıldığında,  $j$ . algılayıcıda olacak bir arıza rezidüerlerden anlaşılacak ve şu şekilde olacaktır:

$$\begin{aligned} \|r^j\| &< \varepsilon \\ \|r^k\| &\geq \varepsilon \end{aligned} \quad (22)$$

Burada,  $\|r^j\|$ , j. durum değişkeni rezidü normu,  $\|r^k\|$  ise, j. hariç, diğer tüm durum değişkenlerin rezidüleri normu olarak tanımlıdır.  $\varepsilon$  ise, seçilen bir eşik değere karşılık gelmektedir. Teoride bu değer sıfır olarak seçilir. Uygulamada ise, yanlışlıkla her rezidünün arıza olarak tespit edilmemesi için sıfırdan büyük bir değer seçilebilir. Eşik değeri, uygulanma yerine bağlı olarak tecrübelerle belirlenebilir.

### 3. UÇAK YANLAMASINA HAREKET KONTROL SİSTEMİ VE ARIZA PROBLEMİNE BAKIŞ

Eşitlik (23)'deki gibi bir matematik modelle uçak yanlamasına hareket sistemini tanımlayalım:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (23)$$

Uçak yanal hareketinde kontrol vektörü, kanatçık ve istikamet dümeni sapma değerlerinden oluşmaktadır (Eşitlik (24)) [12].

$$u = \begin{bmatrix} \delta_k \\ \delta_i \end{bmatrix} \quad (24)$$

Yanal harekette elde edilen durum değişkenleri ise; yana kayış açısı, yatış açısı hızı, sapma açısı hızı ve yatış açısı olup sırasıyla, Eşitlik (25)'de verilmektedir.

$$x = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} \quad (25)$$

Durum uzayında kullanılan katsayılar matrisleri, ilgilenilen uçuş durumundaki kararlılık türevlerine bağlı olarak, Eşitlik (26) ve (27)'de gösterilmektedir.

$$A = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & 1 & g/U_0 \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & Y^* \delta_R \\ L'_{\delta_A} & L'_{\delta_R} \\ N'_{\delta_A} & N'_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (27)$$

Burada;  $A$  ve  $B$  matrisini oluşturan elemanlardan  $g$ ; yerçekimi ivmesi ve  $U_0$ ; ileri doğru denge hızı olarak tanımlanmıştır. Sabit değerlerin dışında kalan bütün terimler, kararlılık türevleri olup, uçuş test ve simülasyon çalışmalarında bulunmuş değerlerdir.

Geniş gövdeli, dört motorlu, bir jet yolcu uçağı için bu değerler hazır olarak alınıp kullanılacaktır. Farklı uçuş durumları için farklı kararlılık türevleri olmaktadır. Bu bakımdan, bir irtifa-uçuş hızı çifti için hesaplanmış kararlılık türevleri kullanılarak bir durum uzayı denklemi elde edilmiştir. Çizelge 1'de bu uçuş durumuna yönelik parametreler, Çizelge 2'de ise, aynı uçuş durumuna ait kararlılık türevleri verilmektedir [1].

Çizelge 1. Uçuş durumu parametreleri

Parametre	Uçuş Durumu
İrtifa ( $m$ )	0
Mach sayısı	0.198
$U_0$ ( $ms^{-1}$ )	67
$\bar{q}$ ( $Nm^{-2}$ )	280
$\alpha_0$ (derece)	8.5
$\gamma_0$ (derece)	0

Çizelge 2. Uçuş durumuna ait kararlılık türevleri

Kararlılık Türevi	Uçuş Durumu
$Y_v$	-0.089
$L'_\beta$	-1.33
$L'_p$	-0.98
$L'_r$	0.33
$N'_\beta$	0.17
$N'_p$	-0.17
$N'_r$	-0.217
$Y^* \delta_R$	0.015
$L'_{\delta_A}$	0.23
$L'_{\delta_R}$	0.06
$N'_{\delta_A}$	0.026
$N'_{\delta_R}$	-0.15

Uçuş durumuna ait kararlılık türevleri kullanılarak elde edilen sistem matrisleri, Eşitlik (28)'de olduğu gibi bulunmuştur:

$$A = \begin{bmatrix} -0.089 & 0 & -1 & 0.146 \\ -1.33 & -0.98 & 0.33 & 0 \\ 0.17 & -0.17 & -0.217 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

Eşitlik (28)'de verilen matrisler kullanılarak, arızalı durumlar ile ilgili senaryolar üretilip, arıza etkileri, durum değişkenleri ve dolayısıyla çıkışın değişmesi açısından etkileri benzetimler ile gösterilecektir.

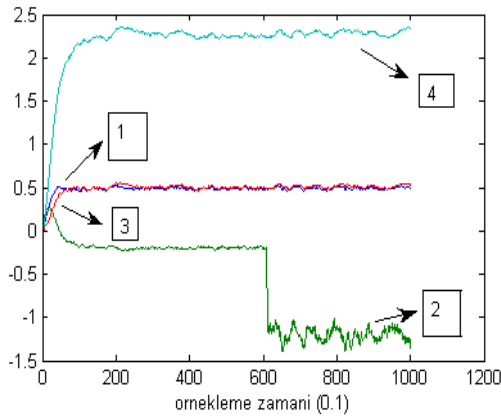
Sistem matrisleri, kararsız olduklarından, LQR (Linear Karesel Düzenleyici) tekniği ile kararlı durumu sağlayan  $K$  geri besleme kazanç matrisi (Eşitlik (29)), uçuş durumu için ayarlanarak kararlılık sağlanabildiğinden, yeni sisteme ait olan  $A_{yeni}$  matrisi kullanılmıştır.

$$K = \begin{bmatrix} -6.1901 & 0.8445 & 6.3872 & 0.4051 \\ 2.7725 & 0.1573 & -3.4317 & -0.0128 \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$A_{yeni} = \begin{bmatrix} -0.1306 & 0.0024 & -0.9485 & 0.1462 \\ -0.0726 & -1.1648 & -0.9332 & -0.0924 \\ 0.7468 & -0.2156 & -0.8978 & -0.0125 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (30)$$

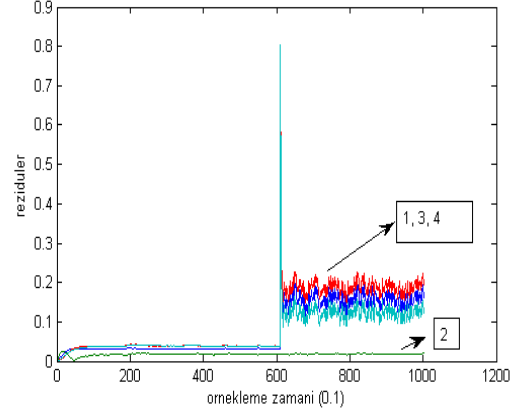
### 3.1. Yatış Açısal Hızını Okuyan Algılayıcının Arızalanması Senaryosu

Uçağın 61. saniyede yatış açısı okuyan algılayıcının arızalanması durumunda çıkış tepkisi Şekil 3'deki gibi elde edilmiştir. Buradaki numaralandırma, sırasıyla Eşitlik (25)'de verilen durumlara karşılık gelmektedir.



Şekil 3. Yatış açısı okuyan algılayıcının arızası senaryosu için çıkış tepkisi

Şekil 4'de, yatış açısı okuyan algılayıcı arızasında elde edilen rezidüel gösterilmektedir.

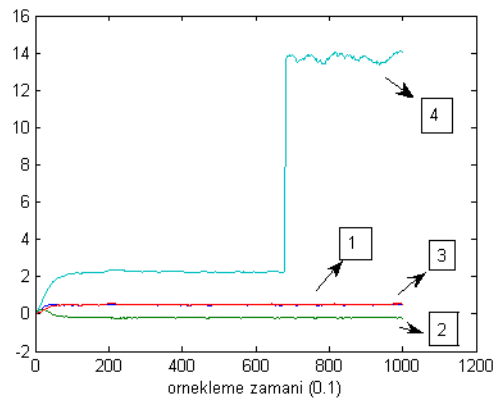


Şekil 4. Yatış açısı okuyan algılayıcı arızası senaryosu için arıza tespiti ve ayırımı

Uçağın 61. saniyede üretilen, yatış açısı okuyan algılayıcı arıza senaryosuna göre, rezidüel sayesinde arıza tespitinin ve ayırımının yapılabilirliği anlaşılmaktadır. Burada, eşik değeri olarak 0.05 seçildiğinde,  $r_1$ ,  $r_3$  ve  $r_4$  rezidüleri tanımlanmış eşik değeri aşarken,  $r_2$  rezidüsü eşik değeri aşmamıştır. Eşitlik (22)'de verilen esasa göre bu durumda 2. algılayıcı olan yatış açısı okuyan algılayıcının 61. saniyede arızalandığı sonucu çıkarılmaktadır.

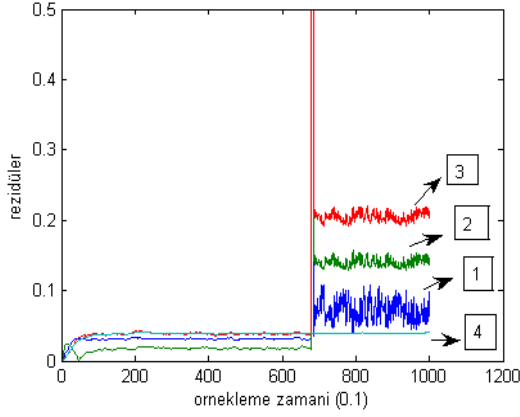
### 3.2. Yatış Açısı Okuyan Algılayıcının Arızalanması Senaryosu

Uçağın 68. saniyede yatış açısı okuyan algılayıcının arızalanması durumunda çıkış tepkisi Şekil 5'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 5. Yatış açısı okuyan algılayıcının arızalanması senaryosu için çıkış tepkisi

Şekil 6'da, yatış açısı okuyan algılayıcı arızasında elde edilen rezidüel gösterilmektedir.



Şekil 6. Yatış açısı okuyan algılayıcı arızası senaryosu için arıza tespiti ve ayrımının yapılması

Uçağın 68. saniyede üretilen yatış açısını okuyan algılayıcı arıza senaryosuna göre de, rezidüleri sayesinde arıza tespitinin ve ayrımının yapılabilirliği anlaşılmaktadır. Burada, eşik değeri olarak 0.05 seçildiğinde,  $r_1$ ,  $r_2$  ve  $r_3$  rezidüleri tanımlanmış eşik değeri aşarken,  $r_4$  rezidüsü eşik değeri aşmamıştır. Eşitlik (22)'de verilen esasa göre bu durumda 4. algılayıcı olan yatış açısı okuyan algılayıcının 68. saniyede arızalandığı sonucu çıkarılmaktadır.

#### 4. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu çalışmada; bilinmeyen giriş gözleyicisinin temel teorisi verilip, arıza tespiti ve tanımlamasında kullanıma şartları incelenmiş ve bir uçağın sistem modeli kullanılarak bu yapı mimarisinin kullanılabilirliği gösterilmeye çalışılmıştır.

Gerçek sistemlere her zaman bilinmeyen girişlerin etki edebileceği gerçeğini hesaba katması açısından bu tipteki gözleyicilerin uçuş kontrol sistemleri içinde uygulaması Matlab gibi programlar kullanılarak rahatlıkla gerçekleştirilebilir.

Uygulama; dört uçuş durum parametresini ölçen dört algılayıcı arızası için ayrı ayrı çalıştırılıp model üzerinde kullanılarak gerçekleştirilmiş, arızanın tespiti ve tanımlaması rezidü sinyalleri üzerinden değerlendirilebilmiştir. Modellerde bilinmeyen giriş olarak, [1, 3] aralığında, Gauss dağılımına sahip rasgele sayılar sisteme verilmiş, buna rağmen arıza ayrımının yapılabilir olduğu gözlenmiştir. Arızaların büyüklüğü konusu, çalışmanın amacı olmadığından arızalar, bütün senaryolar için aynı büyüklükte olacak şekilde oluşturulmuştur. Bu bakımdan C matrisinde değişiklikler yapılarak, arıza durumu senaryoları modelde kullanılmıştır. Bu yöntemle, rasgele bir zamanda bir algılayıcı da oluşan arızaların tespiti ve ayrımı gerçekleştirilmektedir. Bir eşik değeri geçmeye yönelik program ilavesiyle, arıza zamanının tespiti ve

arızalı algılayıcı, programda kullanıcıyı uyaracak şekilde yazdırılabilir.

#### 5. KAYNAKLAR

- [1] Isermann, R., "Fault-Diagnosis Systems", Springer, 2006.
- [2] Zhang, J., Jiang, J., "Analysis And Design Methods In Fault-Tolerant Flight Control Systems", 2007.
- [3] [http://www.engga.uwo.ca/people/jjiang/website/poster/Poster\\_JinhuiZhang.pdf](http://www.engga.uwo.ca/people/jjiang/website/poster/Poster_JinhuiZhang.pdf)
- [4] Bajpai, G., "Reconfigurable Control Of Aircraft Undergoing Sensor And Actuator Failures", Drexel University, Ph. D. Dissertation, 2001.
- [5] Frisk, E., "Model-based fault diagnosis applied to an SI-Engine", Master's Thesis, Linköping, 1996.
- [6] Napolitano, M. R., An, Y., Seanor, B. A., "A fault tolerant flight control system for sensor and actuator failures using neural networks", Elsevier, Aircraft Design 3, pp.103-128, 2000.
- [7] Patton, R., Frank, P., Clark, R., "Fault Diagnosis In Dynamic Systems And Applications", Prentice Hall, 1989.
- [8] Jiang, J., "Fault-tolerant Control System Design and Analysis", 2006.
- [9] [www.ece.lsu.edu/mcu/lawss/presentations/JinJiang.ppt](http://www.ece.lsu.edu/mcu/lawss/presentations/JinJiang.ppt)
- [10] Vicenc, P., Joseba Q., "Fault-Tolerant PID Controllers Using A Passive Robust Fault Diagnosis Approach", Control Engineering Practice 9, pp.1221-1234, 2001.
- [11] Blanke, M., Izadi-Zamanabadi, R., Bagh, S.A. Lunau, C.P., "Fault-Tolerant Control Systems - A Holistic View", Control Eng. Practice, Vol. 5, No. 5, pp.693-702, 1997.
- [12] Williams, T. J., "Process Control and Automation", Vol. 52, No. 2, 1960.
- [13] Chen, J., Patton, R. J., "Robust Model-Based Fault Diagnosis For Dynamic Systems", Kluwer Academic Publishers, 1999.
- [14] McLean D., "Automatic Flight Control Systems", Prentice Hall, 1990.

#### ÖZGEÇMİŞLER

##### Arş. Grv. Emre KIYAK

1978 Eskişehir doğumludur. İlk, orta ve lise öğrenimini Eskişehir'de tamamladı. 2001 yılında Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu Havacılık Elektrik ve Elektronik bölümünden mezun oldu. 2001 yılında, A. Ü. Sivil Havacılık

Uçuş Kontrol Sisteminde Bilinmeyen Giriş Gözleyicileri Kullanarak  
Algılayıcı Arızası Tespiti ve Ayrımı

Yüksekokulu'na araştırma görevlisi olarak girdi. Yüksek lisansını, 2003 yılında, A. Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı'nda tamamladı. Halen Sivil Havacılık Yüksekokulu'nda araştırma görevlisi olarak çalışmakta ve Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı'nda doktora tez çalışması devam etmektedir.

**Yrd. Doç. Dr. Ayşe KAHVECİOĞLU**

1965 Eskişehir doğumludur. İlk, orta ve lise öğrenimini Eskişehir'de tamamladı. 1986 yılında Anadolu Üniversitesi Mühendislik Mimarlık Fakültesi Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümünden mezun oldu. 1987 yılında A. Ü. Sivil Havacılık Meslek Yüksek Okulu'na araştırma görevlisi olarak girdi. İlk yüksek lisansını 1989 yılında A.Ü Fen Bilimleri Enstitüsü Elektrik Elektronik Mühendisliği Ana Bilim Dalı'nda, ikinci yüksek lisansını 1991 yılında Fransa Ensica'da Havacılıkta Bakım ve Onarım konusunda ve doktora çalışmasını 2000 yılında A.Ü Fen Bilimleri Enstitüsü Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı'nda tamamladı. Halen Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulunda yardımcı doçent doktor olarak görevini sürdürmektedir.