

UÇAK EYLEYİCİ ARIZASININ TESPİTİ, YALITIMI VE SİSTEMİN YENİDEN YAPILANDIRILMASI

*Emre KIYAK**

*Ayşe KAHVECİOĞLU**

*Gülay İYİBAKANLAR**

Özet: Uçak eyleyicilerinde meydana gelmiş arızaların tespitinin, yalıtımının ve sistemin yeniden yapılandırılmasının sağlanması günümüzde önemli çalışma konularından biridir. Tam mertebe gözleyici, indirgenmiş mertebe gözleyici ve bilinmeyen giriş gözleyicisi ile durum tahminleri yapılabilir. Durumlar tahmin edildikten sonra, artık incelemesi yapılarak arıza tespiti gerçekleştirilebilir. Arıza yalıtımı ya her bir artığın kendisiyle ilgili olan arızayla ilişkilendirilmesi ya da her bir artığın kendisiyle ilgili olmayan arızalarla ilişkilendirilmesi yoluyla gerçekleştirilebilir. Bilinmeyen girişlere rağmen uçak dinamiklerini kullanarak eyleyici arızasının tespiti ve yalıtımının yapılması, dört durum değişkenine sahip bir geniş gövdeli uçak modeli için gerçekleştirilmektedir. Eyleyici arızası senaryosu, herhangi bir zamanda giriş vektörü değiştirilerek oluşturulmakta, eyleyici yalıtım yapısı esasına göre eyleyici yalıtımı gerçekleştirilmektedir. Yeniden yapılandırmada ise kazanç ayarlamasına dayalı bir yöntem kullanılmaktadır. Benzetim sonuçları incelendiğinde, arıza tespit ve yalıtımının yapılabildiği ve önerilen yeniden yapılandırma yöntemine göre sistemin çalışmasının sağlandığı gösterilmektedir.

Anahtar Kelimeler: Arıza toleranslı uçuş kontrolü, arıza tespiti, arıza yalıtımı, gözleyiciler.

Aircraft Actuator Fault Detection, Isolation and System Reconfiguration

Abstract: One of the most important subjects is to detect, isolate and system reconfigure the aircraft actuator faults. Full order observers, reduced order observers and unknown input observers are used in state estimations. After the estimation of states, fault detection can be provided by conducting residual analysis. Fault isolation can be carried out either by making each residual only sensitive to a particular fault and insensitive to all other faults or by making each residual to be sensitive to faults in all but one fault. Despite of the existence of unknown inputs, fault detection and isolation are simulated for a very large, four-engined, cargo jet aircraft model which has four states. Actuator fault scenario is realized by changing the input vector, at any time. Gain scheduling is used for reconfiguration. Fault detection, isolation and a recommended reconfiguration are shown through the simulations to be functional.

Key Words: Fault tolerant flight control, fault detection, fault isolation, observers.

1. GİRİŞ

Arızanın tespit ve teşhisi; sistemdeki arızalı elemanların yerinin belirlenmesi ve kontrol altına alınması (yeniden yapılandırma) durumlarını içerir. Bazı araştırmacılar, bu gruba tanımlamanın da girdiğini düşünmektedir. Arıza tespit ve teşhisinde özetle aşağıdaki görevler yerine getirilir (Williams, 1960, Chiang ve diğ., 2001).

- Arızanın tespiti: Sistemde bir şeyler yanlış ya da ters gittiğinde, bu olayın belirlenmesi,
- Arızanın yalıtımı / izole edilmesi: Arızanın tam olarak yerinin ve niteliğinin belirlenmesi,
- Arızanın tanımlanması: Arızanın büyüklüğü veya şiddeti gibi niceliklerinin belirlenmesi,
- Sistemin yeniden yapılandırılması: Sistemin düşük bir performansa rağmen çalışmasına izin veren kontrol faaliyetlerinin yapılması.

* Anadolu Üniversitesi, 2 Eylül Kampusu, Sivil Havacılık Yüksekokulu 26470, Eskişehir.

Arıza toleranslı kontrolün; kimyasal süreçlerde, nükleer güç üretim merkezlerinde, havacılıkta, otomotiv endüstrisi vb. birçok mühendislik alanında çok sayıda uygulaması bulunmaktadır. Arıza toleranslı kontrolün; havacılıkta özellikle uçaklardaki algılayıcı ve eyleyici arızalarında kontrolün sağlanabilmesi amacıyla, farklı yaklaşımlarla teorik çalışmaları yapılmıştır (Napolitano, 2000). Kimya endüstrisinde, kimyasal tepkimelerdeki belirsizlikler ve ölçme gürültülerinden, nükleer reaktörlerdeki radyoaktif madde kontrolünün gürbüz kontrolle sağlanmasına kadar değişen alanlarda teorik ve pratik örnekler, yapılan ilk ciddi çalışmalardır. Gaz boru hatlarında kaçak kontrolü, doğrusal olmayan uçak modelinde arıza toleransının kullanımı sayılabilecek çalışmalardan bazılarıdır (Patton, 1989). 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.

Uçaklardaki arıza tipleri olarak algılayıcı, eyleyici ve kontrol yüzeyleri arızalarına yönelik çok sayıda çalışma yapılmıştır.

Araştırmalara göre, yaşanan uçak kazalarının yüzde 70'i uçuş ekibinin hatası, yüzde 11'i uçaktaki mekanik hatalar, yüzde 7'si teknik bakım eksikliği, yüzde 5'i hava trafik kontrolörü hatası, yüzde 4'ü de diğer hatalardan kaynaklanmaktadır (Özel havayolları için mihenk taşı bir olay, 2007). Bu hatalardan, mekanik hatalar başlığı altındaki arıza / hata sebepleri detaylı incelendiğinde, yüzde 45'i motorlardan, yüzde 20'si uçak yapısal bileşenlerinden, yüzde 14'ü iniş takımlarından, yüzde 12'si kontrol yüzeylerinden, yüzde 5'i sistemlerden ve yüzde 4'ü aletsel hatalardan kaynaklandığı görülmektedir (Safety issue list, 2007). İnsandan kaynaklanan hataların eğitimle düzeleceği düşünüldüğünde, ikinci büyük hata sebebi olan mekanik hatalar için arıza toleranslı bir yapı kullanmak bu payın küçülmesini sağlayacaktır.

Bajpai, değişken yapılı denetleyiciler kullanarak uçaklardaki algılayıcı ve eyleyici arızalarına rağmen sistemin yeniden yapılandırılması ile ilgili çalışma yapmıştır (Bajpai, 2001).

Hajiyev ve Caliskan uçuş kontrol sistemi için arıza teşhisi ve sistemin yeniden yapılandırma kavramlarını bir arada ele alan geniş kapsamlı bir kaynak kitap yayınlamışlardır (Hajiyev ve Caliskan, 2001).

Hajiyev ve Çalışkan inovasyon sürecinde olan algılayıcı ve eyleyici arıza etkilerini Kalman Filtresi ile tespit etmişlerdir. Bu amaçla algılayıcı ve eyleyici arıza yalıtımı yapan bir karar lojisi kullanmışlardır. Sistemin yeniden yapılandırılması için genişletilmiş Kalman Filtresi'ne dayanan bir kontrol algoritması kullanmışlardır. Önerilen yaklaşım bir uçağa ait uzunlamasına hareket denklemleri için kullanılarak bir arıza toleranslı uçuş kontrol sistemi tasarımı gerçekleştirilmiştir (Hajiyev ve Caliskan, 2001).

Soloway ve Haley'in yaptığı çalışmada ticari bir ulaştırma uçağının modeli kullanılarak elevatör arızası durumunda bir yapay sinir ağına dayalı kestirici kontrol algoritması kullanılarak simetrik kanatçık hareketiyle kontrolün yeniden yapılandırılması gerçekleştirilmiştir (Soloway ve Haley, 2001).

Belkharraz, F/A-18 uçağında olabilecek kontrol yüzeyi arızalarının pasif ve aktif yaklaşımlar kullanarak, karşılaştırmalı sonuçlarını elde etmiştir. Pasif yaklaşımda, sabit bir denetleyici ile özyapı ataması yaklaşımı ile optimizasyon sağlanırken, aktif yaklaşımda model referans uyarlamalı değişken denetleyicinin kazancını değiştirerek çözüme gidilmiştir (Belkharraz, 2003).

Esteban, H_{∞} optimizasyonunu kullanarak Boeing 747-100/200 uçağının uzunlamasına hareketi için motor arızalarını tespit edebilen bir filtre tasarlamıştır (Esteban, 2004).

Thomas, gözleyiciler ve regülatör tasarımını içeren denetleyiciler kullanarak, takılı kalmış kontrol yüzeylerine sahip F-16 uçağı için, kuvvet ve momentlerin dağıtılmasını, diğer elemanlarla sağlamıştır (Thomas, 2004).

Gu, insansız bir hava aracının çeşitli arıza durumlarına rağmen uçabilmesini sağlamıştır. Bu amaçla yapay sinir ağlarına dayalı denetleyici kullanımına gitmiştir (Gu, 2004).

Hajiyev ve diğ., çalışmalarında uçuş kontrol sistemlerinde kontrol yüzeylerinde meydana gelen hareketlendirici arızalarının gerçek zamanlı olarak tespiti ve kontrol sisteminin yeniden şekillendirilmesi için aktif yöntemleri kullanan bir yaklaşım önermişlerdir. Kalman Filtresinin inovasyon prosesinde hareketlendirici arızalarının etkileri incelenmiştir. Bu amaçla dokuz durum ve altı girişe sahip F-16 uçağı modeli kullanılarak genişletilmiş Kalman Filtresi ile çözüme gitmişler, değerlendirme teo-

risi prosedürü olarak da Bayes prosedürünü kullanmışlardır. Arıza tespiti, istatistikî fonksiyon $\beta(k)$ 'nin eşik değeri aşmasıyla gerçekleştirmiş olup, elde ettikleri teorik sonuçlar F-16 dinamik davranışını destekler gözükmemektedir (Hacıyev ve diğ., 2005).

Aykan, Hacıyev ve Çalışkan'ın yaptığı çalışmalarında, çeşitli uçak modelleri için uçuş sırasındaki kanat buzlanmalarının teşhisi ve kontrolü amaçlanmaktadır. Kanat profillerinde yapılan deneysel çalışmalara göre uçağın buzlanma modeli beş adet parametre ile temsil edilmiştir. Girişleri ölçülen veya ölçülemeyen uçak durumları ve çıkışları buzlanma parametreleri olan bir yapay sinir ağı yapısı oluşturulmuştur. Değişen buzlanma şartlarında simülasyonlar yapılarak buzlanmış uçağın yapay sinir ağı modelinin eğitimi ve geçerlilik testi için gerekli bilgiler kümesi oluşturulmuştur. Eğitilmiş yapay sinir ağı modeli buzlanmadan dolayı normal kontrol prensibi ile kontrol edilemeyen uçağın kontrolü için kullanılmıştır. Eğitilmiş yapay sinir ağlarının bulunduğu parametrelere göre uçuş kontrol algoritması yeniden şekillendirildiğinde uçakların aşırı buzlanma şartlarında bile güvenli uçabileceği yaptıkları benzetim sonuçlarında görülmektedir (Aykan ve diğ., 2006, Aykan ve diğ., 2005a, Aykan ve diğ., 2005b, Aykan ve diğ., 2005c).

Wang ve Lum'un çalışmasında, uyarlamalı bir bilinmeyen giriş gözleyicisi yaklaşımı kullanılarak uçaktaki eyleyici arızasının tespiti ve yalıtımı gerçekleştirilmiştir. F-16 uçağı modeli için uygulanan yöntemde başarılı sonuçlar elde edilmiştir (Wang ve Lum, 2007).

Bir uçuş kontrol sisteminde algılayıcı arızalarının tespiti ve yalıtımına yönelik çalışma bir çalışmada, bilinmeyen giriş gözleyicisi kullanılarak VTOL uçağının dinamik modeli için benzetimlerle arızaların doğru bir şekilde saptanabildiği gösterilmiştir (Kiyak ve diğ., 2008).

Bu çalışma, uçuş kontrol sisteminde herhangi bir zamanda meydana gelmiş eyleyici arızalarının bilinmeyen giriş gözleyicileri kullanarak tespiti, yalıtımı ve sistemin yeniden yapılandırma aşaması olarak önerilen yaklaşımla kontrolün sağlanmasını ele almaktadır. Uygulamada, eyleyici arızası tespit aşaması bilinmeyen giriş gözleyicileri ile sağlanmışken, yalıtım aşamasında genelleştirilmiş gözleyici yapısı tertibatı kullanılmıştır. Gerçek dünyada farklı eyleyicilerde aynı anda bir arıza olma ihtimali çok küçük olduğundan verilen yaklaşımda aynı anda bir eyleyici arızası durumu yalıtımı yapılabilmektedir. Sistemin yeniden yapılandırılmasından önerilen kazanç ölçeklemesine dayalı metot esas alınmıştır.

2. EYLEYİCİ ARIZASI TESPİTİ, YALITIMI VE SİSTEMİN YENİDEN YAPILANDIRILMASI

2.1. Gözleyiciler

Gözleyicilerin temel prensibi; dinamik bir sistemin durum değişkenlerinin gözleyici olarak isimlendirilen bir başka sistemin durum değişkenleri tahminlerine yakınsamasıdır.

Doğrusal, zamanla değişmeyen bir sistemin durum uzayındaki gösterimi Eşitlik (1)'deki gibi tanımlansın:

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

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

Gözleyici dinamiği, doğrusal bir sistem için, $y(t)$ ölçüm vektörü ve $u(t)$ giriş vektörünün lineer kombinasyonu şeklinde Eşitlik (2)'deki,

$$\dot{z}(t) = Fz(t) + Gy(t) + Lu(t)\tag{2}$$

gibi tanımlanır (Luenberger, 1964). Burada; $F \in R^{n \times n}$ gözleyici dinamikleri katsayılar matrisi, $G \in R^{n \times n}$ ölçüm dağıtım katsayılar matrisi, $L \in R^{n \times m}$ kontrol dağıtım matrisi ve $z(t) \in R^{n \times 1}$ gözlem vektörü olarak tanımlıdır.

Burada amaç, Eşitlik (2)'de verilen gözleyici dinamiğindeki F , G ve L katsayılar matrislerinin bulunmasıdır.

Sistem ve gözleyici dinamiklerine boyut analizi yapıldığında, gözleyici boyutunun, sistem boyutuna eşit olduğu görülmektedir.

Eşitlik (1)'deki durum denklemi, $n \times n$ boyutlu bir T matrisiyle çarpılıp, Eşitlik (2)'den çikartıldığında Eşitlik (3)'deki denklem elde edilir.

$$\dot{z}(t) - T\dot{x}(t) = Fz(t) + Lu(t) + GCx(t) - TAx(t) - TBU(t) \quad (3)$$

Sistem ve gözleyici durumları arasındaki hata vektörü Eşitlik (4)'deki,

$$e(t) = z(t) - Tx(t) \quad (4)$$

olarak tanımlandığında, hatanın değişimi Eşitlik (5)'deki gibi elde edilir.

$$\dot{e}(t) = F(z(t) - Tx(t)) + (FT - TA + GC)x(t) + (L - TB)u(t) \quad (5)$$

Eşitlik (6) ve (7)'deki kabuller yapıldığında,

$$FT - TA + GC = 0 \quad (6)$$

$$L - TB = 0 \quad (7)$$

Eşitlik (5), $\dot{e}(t) = Fe(t)$ şekline gelir. Bu diferansiyel denklemin çözümü ise Eşitlik (8)'deki,

$$e(t) = e^{Ft}e(0) \quad (8)$$

şeklindedir.

F , Hurwitz seçilirse (kutupların sol yarı karmaşık düzlemde seçilmesi durumu) hata vektörü Eşitlik (9)'daki gösterildiği gibi sifira yakınsar:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0 \quad (9)$$

Böylece yatışkın durumda, $\lim_{t \rightarrow \infty} z(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} Tx(t)$ haline dönüşmüş olur (Luenberger, 1964).

2.2. Bilinmeyen Giriş Gözleyicisi

Eşitlik (10)'daki gibi bir durum uzayı matematik modeli tanımlansın:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Ed(t) \quad (10)$$

$$y(t) = Cx(t)$$

Burada; $d(t) \in R^{q \times 1}$ bilinmeyen giriş vektörü ve $E \in R^{n \times q}$ bilinmeyen giriş dağıtım katsayılar matrisi olarak tanımlıdır.

Bütün durumların hesaplanabildiği bir tam mertebe gözleyici yapısı ise, Eşitlik (11)'deki gibi tanımlanmıştır (Guan, ve Saif, 1991):

$$\dot{z}(t) = Fz(t) + TBU(t) + Ky(t) \quad (11)$$

$$\hat{x}(t) = z(t) + Hy(t)$$

Burada; $\hat{x} \in R^{n \times 1}$ hesaplanan durum vektörü, $T \in R^{n \times n}$ boyutlu matris, K ve $H \in R^{n \times n}$ boyutlu matrisler olup, diğer matris ve vektörler, Eşitlik (1)'deki tanımlamalarda olduğu gibidir. Burada tanımlanan T , K ve H matrislerinin seçilmesindeki diğer kriterler aşağıda açıklanmaktadır.

Hata vektörü Eşitlik (12)'deki gibi;

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t) \quad (12)$$

olarak tanımlandığında, Eşitlik (10)'da verilen sistem durumları ve Eşitlik (11)'de verilen hesaplanan durumlar kullanılarak bu denklem Eşitlik (13)'deki gibi

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t) = x(t) - z(t) - Hy(t) = x(t) - z(t) - HCx(t) = (I - HC)x(t) - z(t) \quad (13)$$

olarak elde edilir.

Hata vektörünün değişimi ifadesi kullanılarak denklem düzenlenirse, Eşitlik (14)'e ulaşılır (Guan, ve Saif, 1991):

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) = & (A-HCA-K_1C)e(t)-[F-(A-HCA-K_1C)]z(t)-[K_2-(A-HCA-K_1C)H]y(t) \\ & -[T-(I-HC)]Bu(t)-(I-HC)Ed(t) \end{aligned} \quad (14)$$

2.3. Eyleyici Arızası Yalıtımı

Eşitlik (10)'daki denklem üzerine, eyleyici arızalarından kaynaklanan etkiler eklenerek, Eşitlik (15) elde edilir (Chen ve Patton, 1999):

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) = & Ax(t) + Bu(t) + Bf_{e_i}(t) + Ed(t) \\ y(t) = & Cx(t) \quad i = 1, 2 \dots m \end{aligned} \quad (15)$$

Eşitlik (15)'de, f_{e_i} ; eyleyici arızası olarak tanımlanmıştır.

Eşitlik (16) ve (17), gözleyici durum denklemi ve artık denkleminde kullanılmak üzere tanımlamaları göstermektedir:

$$d^i(t) = \begin{bmatrix} d(t) \\ u_i(t) + f_{e_i}(t) \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$E^i = \begin{bmatrix} E & b_i \end{bmatrix} \quad i = 1, 2 \dots m \quad (17)$$

Burada; $b_i \in R^{n \times 1}$; B matrisinin i . satırı, $u_i(t)$; $u(t)$ 'nin i . bileşeni olarak tanımlanmıştır.

Bu tanımlamaya göre m adet gözleyici ile elde edilen artıklar ile eyleyici arızası yalıtımı yapılabilir. Bunun için gözleyici durum denklemi ve artık denklemleri Eşitlik (18) ve (19)'daki gibi gösterilmektedir:

$$\dot{z}^i(t) = F^i z^i(t) + T^i B^i u^i(t) + K^i y(t) \quad (18)$$

$$r^i(t) = (I - CH^i)y(t) - Cz^i(t), i = 1, 2 \dots m \quad (19)$$

Burada; $B^i \in R^{n \times (m-1)}$; B matrisinin i . satırının silinmiş hali, $u^i(t) \in R^{m-1}$; $u(t)$ 'nin i . bileşeninin silinmiş hali olarak tanımlanmıştır.

Parametre matrisleri, Eşitlik (20-24)'deki koşulları sağlamalıdır:

$$H^i C E^i = E^i \quad (20)$$

$$T^i = I - H^i C \quad (21)$$

$$F^i = T^i A - K_1^i C \quad (22)$$

$$K_2^i = F^i H^i \quad (23)$$

$$K^i = K_1^i + K_2^i \quad i = 1, 2 \dots m \quad (24)$$

Her bir gözleyici bütün çıkışlar ve biri hariç bütün girişleri kullanmaktadır. Bütün algılayıcıların, arızasız bir şekilde çalıştığı kabulü yapıldığından, i . eyleyicide olacak bir arıza Eşitlik (25)'de gösterildiği gibi artıklardan bulunabilecektir.

$$\begin{aligned} \|r^i\| & < \varepsilon^i \\ \|r^k\| & \geq \varepsilon^k \quad k = 1, \dots, i-1, i+1, \dots, m \end{aligned} \quad (25)$$

Burada; ε^i ve ε^k tanımlanmış eşik değerlerdir.

Eşik değerlerin seçilmesi ise çalışılacak sisteme bağlı olarak sabit bir değer seçilerek veya yapay zeka yöntemleri kullanılarak sağlanabilir.

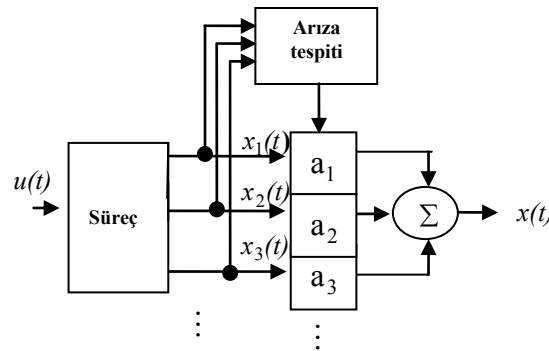
2.4. Sistemin Yeniden Yapılandırılması

Arıza tespiti ve yalıtımının yapılmasından sonra, sistemin yeniden düzenlenmesi ve normal olarak çalışmasına olanak sağlanması faaliyetleri, yeniden yapılandırma olarak isimlendirilir.

Pasif arıza toleranslı kontrol sistemlerinde gürbüz denetleyiciler ile yapılan müdahalelerle sistem kontrol altında tutulur. Arızalar, sistemin tasarım aşamasında düşünülür. Daha önceden düşünülmeyen bir durumla karşılaşıldığında, sistemi tümüyle kaybetme olasılığının olması dezavantajdır. Genelde ekonomik ve basit uygulamalarda kullanılır.

Uçak gibi işin içerisine hareketin girdiği ve yüksek emniyet şartlarının sağlanması gerektiği sistemlerde, sadece birkaç saniyelik eyleyici arızası bile sistemin güvenliğine bir tehdittir ve böyle sistemlerin çalışmasının, şansa bırakılma ihtimali yoktur.

Şekil 1’de önerilen yöntemde, n sayısı sistemde kullanılacak ayrılmış eyleyici sayısını göstermektedir. Tasarımcı tarafından bu sayı istendiği gibi seçilebilir. Tasarımda, herhangi bir eyleyicide olan arızanın bununla ilişkili herhangi bir kontrol yüzeyi üzerinde bir etkiye sebep olmayacağı kabulü yapılmıştır. Yeniden yapılandırma, arızalı elemanın tespit edilmesinden sonra, $a_1 \dots a_n$ olarak verilen kazançların değiştirilmesine dayanmaktadır. Arıza olmaması durumunda her kazanç değeri $1/n$ olarak kullanılırken, arıza durumunun tespit ve yalıtımının yapılmasından sonra, arızalı kazanç değeri 0 olurken, diğer kazanç değerleri $1/(n-1)$ yapılarak arızası etkisi ortadan kaldırılabilir. Burada tasarımcının belirleyeceği sayıda kazançlar kullanılabilir.



Şekil 1:

Yeniden yapılandırmada kullanılabilir bir yaklaşım

Bu durum matematiksel olarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{arıza yokken} \Rightarrow a_1 = a_2 = \dots a_n = \frac{1}{n} \\ \text{j. eyleyici arızası} \Rightarrow a_1 = \dots a_{j-1} = a_{j+1} = \dots a_n = \frac{1}{(n-1)}, a_j = 0 \end{array} \right\} \quad (26)$$

Bu yaklaşım, karar lojisi olarak benzetimlerde kullanılmıştır.

3. GENİŞ GÖVDELİ YOLCU UÇAĞI İÇİN EYLEYİCİ ARIZASI TESPİTİ, YALITIMI VE YENİDEN YAPILANDIRILMASI

Bir uçağın etrafında hareket ettiği üç eksen vardır. Bunlardan; uzunlamasına eksen, uçağın ağırlık merkezinden geçen burnundan kuyruğuna uzanan eksenidir. Uçağın boyuna eksen etrafında yaptığı harekete yatış hareketi denir. Uçağın bu eksen etrafında hareketleri uçak tipine bağlı olarak

kanatçık, elevon veya spoiler ile kontrol edilir. Yanlamasına eksen, uçağın ağırlık merkezinden geçerek bir kanat ucundan diğer kanat ucuna doğru uzanan eksendir. Uçağın bu eksen etrafında yaptığı harekete yunuslama hareketi denir. Uçağın bu eksen etrafında yaptığı hareket, irtifa dümeni (elevatör), hareketli yatay stabilize (stabilizör) ve elevonlar tarafından kontrol edilir. Düşey eksen, uçağın ağırlık merkezinden geçerek, gövde üst kısmından gövde alt kısmına uzanan eksendir. Uçağın düşey eksen etrafında yaptığı harekete sapma hareketi denir. Uçağın düşey eksen etrafındaki hareketi, istikamet dümeni tarafından sağlanır (Kıyak, 2003). Şekil 2’de uçağın üç eksen üzerinde yaptığı hareketler gösterilmiştir.



Şekil 2:
Uçağın üç eksen etrafında yaptığı hareketler

Çalışmada, uçağın yanlamasına modeli kullanılacağından bununla ilgili kumandalar dikkate alınmıştır.

Kanatçıklar, uçağın boyuna eksen etrafındaki yatış hareketini kontrol ederler. Kanatların firar kenarlarına yerleştirilmişlerdir. Kanatçıklar kokpitteki lövyeye ile kontrol edilerek, lövyenin sağa, sola hareketlerinde aşağı, yukarı hareket ederler. Aşağı, yukarı hareket ederken kanatçıklardan biri aşağı hareket ederse, diğeri yukarı hareket eder. Yukarı kalkan kanatçık tarafındaki taşıma kuvveti azalır, buna karşın sürüklenme kuvveti artar. Dolayısıyla bu kanat aşağı doğru hareket eder. (Kıyak, 2003).

İstikamet dümeni ise, uçağın dikey eksen etrafındaki sapma hareketini kontrol eder. Dikey stabilizenin firar kenarına yerleştirilmişlerdir. Kokpitte bulunan pedallardan kumanda alırlar. Sağ pedala basıldığında istikamet dümeni sağa doğru hareket ederken kuyruk sola doğru hareket ederek uçağın sağa sapmasını sağlar. Sol pedala basıldığında istikamet dümeni sola doğru hareket ederken, kuyruk sağa doğru giderek uçağın sola sapmasını sağlar (Kıyak, 2003).

Newton’un ikinci hareket yasasından elde edilen, doğrusal olmayan uçak hareket denklemleri, belli denge uçuşları etrafında Taylor serisi ile doğrusallaştırılarak Eşitlik (27) şeklinde durum uzayı formunda gösterilebilir. Doğrusallaştırılan uçak hareket denklemlerinin durum uzayı yaklaşımı kullanılarak gösterilmesi, girdi olarak seçilen kontrol yüzeyinin hareketinin her bir durum değişkenine etkisini gösteren transfer fonksiyonlarının oluşturulmasında büyük kolaylık sağlar (Işık, 2008).

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (27)$$

En genel halde elde edilen bu denklemler, uzunlamasına ve yanlamasına hareket dinamiklerine ayrılarak incelenebilir.

Bir uçağın yanlamasına hareket durum değişkenleri ve kontrol girdisi Eşitlik (28)’de gösterilmektedir:

$$x = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \delta_k \\ \delta_i \end{bmatrix} \quad (28)$$

Kararlılık türevlerinden oluşan A ve B matrisleri ise Eşitlik (29)'daki gibi tanımlıdır (McClean, 1990).

$$A = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & -1 & g/U_0 \\ L'_\beta & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_\beta & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & Y^*_{\delta_i} \\ L'_{\delta_k} & L'_{\delta_i} \\ N'_{\delta_k} & N'_{\delta_i} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

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

Geniş gövdeli, dört motorlu, bir jet yolcu uçağının (Charlie) yanlamasına hareketine ait parametreler ve kararlılık türevleri Tablo I ve II'de verilmektedir (McClean, 1990):

Tablo I. Uçuş durumu parametreleri

| Parametre | Uçuş Durumu |
|---------------------|-------------|
| İrtifa (m) | 0 |
| Mach no | 0.198 |
| $U_0 (ms^{-1})$ | 67 |
| $\bar{q} (Nm^{-2})$ | 2810 |
| $\alpha_0 (derece)$ | 8.5 |
| $\gamma_0 (derece)$ | 0 |

Tablo II. Uçuş durumuna ait kararlılık türevleri

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

Uçuş durumu için kararlılık türevleri kullanılarak elde edilen sistem matrisleri Eşitlik (30)'daki gibi

$$A = \begin{bmatrix} -0.089 & 0 & -1 & 0.146 \\ -1.33 & -0.98 & 0.33 & 0 \\ 0.17 & -0.17 & -0.217 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0.015 \\ 0.23 & 0.06 \\ 0.026 & -0.15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (30)$$

elde edilmiştir.

Eşitlik (30)'da verilen A durum katsayı matrisi incelendiğinde, bu matrise ait özdeğerlerin tümünün karmaşık düzlemin sol yarı tarafında olmadıkları, dolayısıyla sistemin kararsız yapıda olduğu görülmüştür. Bu amaçla, durum geribeslemesiyle kararlılık sağlanabilir. u kontrol vektörü yerine $u(t) = -Kx(t)$ şeklinde bir matris, durum denkleminde yerine yazılırsa,

$$\dot{x}(t) = [A - BK]x(t) \quad (31)$$

olarak elde edilir. $A^* = [A - BK]$ tanımlaması yapıldığında, durum geribeslemesi yapılmış kapalı çevrim kontrol sisteminin yeni parametre matrisine göre işlem yapılabilir. A^* 'nin özdeğerleri istenilen özdeğerlere eşit olacak şekilde K durum geribesleme matrisi elemanları MATLAB programıyla bulunabilir. Bu durumu sağlayan bir K durum geribesleme matrisi aşağıda verilmiş ve işlemler için bu matris kullanılmıştır.

$$K = \begin{bmatrix} -6.1901 & 0.8445 & 6.3872 & 0.4051 \\ 2.7725 & -0.1573 & -3.4317 & -0.0128 \end{bmatrix} \quad (32)$$

Arıza tespit ve yalıtım senaryoları üretilirken, bilinmeyen giriş (d) olarak Gauss dağılımına sahip değerler ve Hurwitz olacak şekilde $F = \begin{bmatrix} -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}$ seçilerek, gözleyici denklemlerinde kullanılmaktadır.

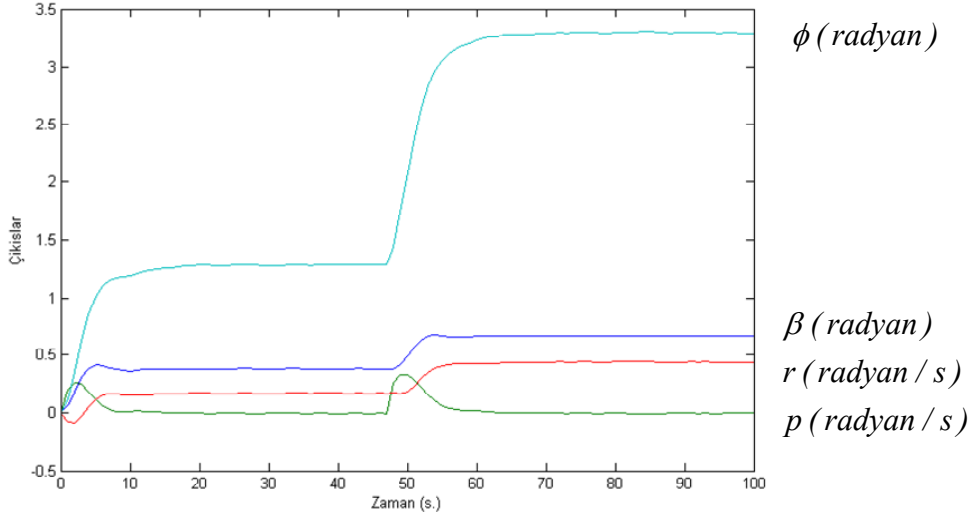
Gözleyici dinamikleri katsayılar matrisinin seçilmesinde esas, bu matrisin tüm özdeğerlerinin karmaşık düzlemin sol yarı tarafında bulunmasıdır. Bu durumda Eşitlik (8)'e göre $e(t)$ sifra yakınsayacaktır. Karakteristik denklemin köklerinden baskın olan kökün $j\omega$ eksenine uzaklığı, sistem hızını etkiler. Bu amaçla, seçilen F matrisinin özdeğerleri, kararlılık ve sistem hızı açısından yeterli görülmüştür.

$A^* = [A - BK]$ tanımına göre elde edilen yeni parametre matrisi aşağıdaki gibi elde edilmiştir:

$$A^* = \begin{bmatrix} -0.1306 & 0.0024 & -0.9485 & 0.1462 \\ -0.0726 & -1.1648 & -0.9332 & -0.0924 \\ 0.7468 & -0.2156 & -0.8978 & -0.0125 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (33)$$

elde edilmiştir. MATLAB / Simulink programıyla durum denklemini kullanarak benzetimler gerçekleştirilmiştir. Çıkış katsayı matrisi olarak birim matris ve sistem girişi olarak $u = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix}$ kullanılmıştır.

Bu durumda, Şekil 3'deki çıkış tepkileri elde edilmiştir. Senaryo gereği eyleyici arızası, $[0, 100]$ zaman aralığında herhangi bir zamanda meydana geldiği varsayılmaktadır.



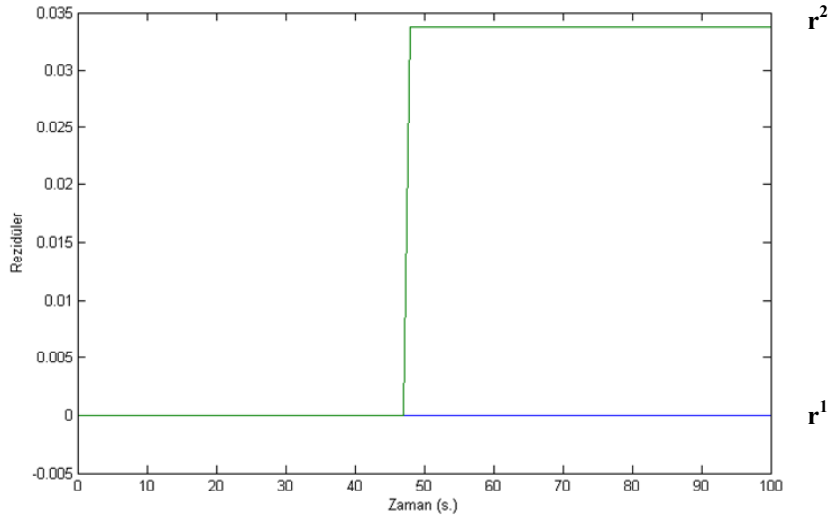
Şekil 3:
Eyleyici arızası durumunda elde edilen çıkışlar

Çıkışlara bakıldığında 47. saniyeden sonra tüm durum değişkenlerinin ani olarak değiştikleri görülmektedir. Eyleyici arıza durumunun tespiti ve yalıtımı artıklardan anlaşılacaktır. İki adet bilinmeyen giriş gözleyicisi (BGG) ve artık denklemleri Eşitlik (34) ve (35)'deki gibi elde edilmiştir:

$$\dot{z}^i(t) = F^i z^i(t) + T^i B^i u^i(t) + K^i y(t) \quad i = 1, 2 \quad (34)$$

$$r^i(t) = (I - CH^i) y(t) + Cz^i(t) \quad i = 1, 2 \quad (35)$$

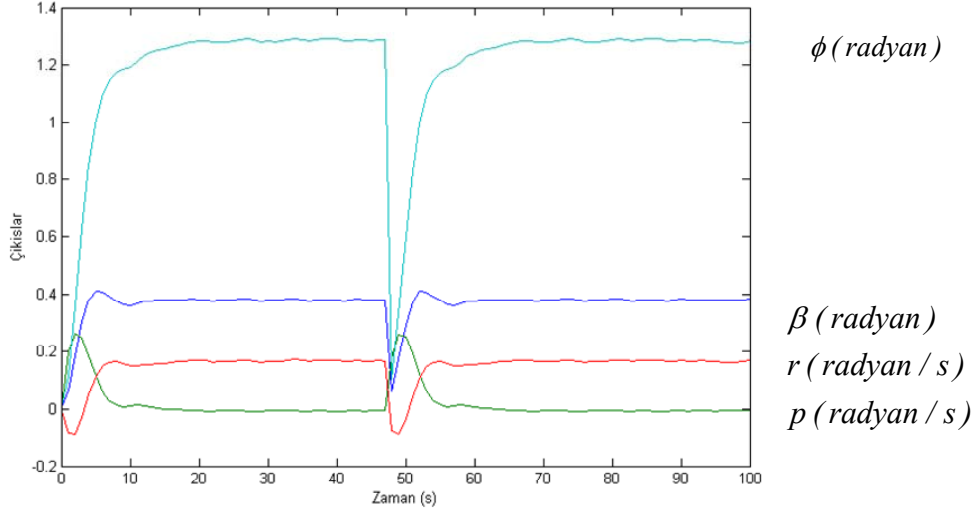
Bu durumda artıklar, Şekil 4'deki gibi elde edilmiştir.



Şekil 4:
Artıklarla eyleyici arızasının tespiti ve yalıtımı

Artıklar incelendiğinde, 47. saniyeden sonra r^2 'nin belli bir eşik değerini geçerken, r^1 'in geçmemesi, Eşitlik (25) göz önüne alınarak arızanın kanatçığı hareket ettiren eyleyiciden kaynaklandığına işaret etmektedir. Eşik değerin seçilmesinde, aslında burada verilmeyen farklı uçuş durumları göz önüne alınmıştır. Bu uçağa ait farklı hız-irtifa durumları için elde edilen katsayı matrisleri kullanılarak da bir çok benzetim gerçekleştirilmiştir. Farklı katsayı matrislerinden kaynaklanan çok küçük artık

değerlerin yanlışlıkla arıza olarak algılanmaması için bu uygulamada eşik değer olarak 0.02 değeri seçilmiştir. Eşitlik (26)'da önerilen kazanç ölçeklemesine dayalı yeniden yapılandırma mantığına göre Şekil 4'deki çıkışlar elde edilmiştir. Burada arıza anından önce, $a_1 = a_2 = \frac{1}{2}$ şeklinde kazançlar kullanılırken, arıza anından sonra, $a_1 = 0$ ve $a_2 = 1$ şeklinde yeni kazançlar kullanılması yoluna gidilmiştir.



Şekil 5:
Eyleyici arızası durumunda yeniden yapılandırma

Şekil 5'deki tepkiler incelendiğinde, arızalı kanatçığı hareket ettiren eyleyicinin yerine, kazanç ayarlamalarıyla sağlanan Eşitlik (26)'da önerilen yeniden yapılandırma ile çıkışların doğru olarak elde edildiği görülmektedir. Manevra sırasında, kanatçıklarda bulunan eyleyicilerden ancak bir tanesinin arıza yapma ihtimali göz önüne alınmıştır. Bu durumda yedek eyleyici, diğerinin görevini kaldığı yerden sürdürebilecek ve kontrol sağlanabilecektir. Uygulamada kanatçık arızasının sıfır konumunda olduğu kabulü yapılmış ve bununla ilgili aerodinamik etkilerin incelenmesi gerçekleştirilmemiştir. Uçak gibi üç boyutlu düzlemde hareket eden bir sistemin kontrolünün sağlanırken çok hızlı ve sert hareket değişikliklerinin yapılması, aerodinamik açıdan etki eden kuvvetlerin de hızlı ve aşırı değişmesine yol açabilir. Bu durumda da uçağın kaldıramayacağı ve yapısını bozacak kuvvetler oluşabilir. Örneğin, Airbus uçaklarında kullanılan fly-by-wire uçuş kontrol sistemi ile pilotun aşırı olarak verdiği ve uçağı zorlayan kumanda hareketleri, bilgisayar aracılığıyla denetlenir. Önerilen yeniden yapılandırılma yönteminde de bu yaklaşımdan hareketle, yeni kazançlar, belli bir zaman sonra devreye girmektedir.

4. SONUÇLAR

Bu çalışmada, uçuş kontrol sisteminde herhangi bir zamanda meydana gelmiş eyleyici arızalarının tespiti, yalıtımı ve önerilen sistemin yeniden yapılandırılması benzetimler kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

Arıza toleranslı kontrol; arıza tespit, yalıtım ve yeniden yapılandırma aşamalarından meydana gelir. Gözleyiciler ve Kalman Filtresi en çok kullanılan durum tespiti yöntemleri olup, gözleyiciler kullanılarak artık incelemesine göre arıza tespiti yapılabilmektedir. Yalıtım aşamasında ise adanmış gözleyici yapısı veya genelleştirilmiş gözleyici yapısı olarak bilinen yaklaşımlar kullanılabilir.

Uçak üzerinde bir bilgisayarın artık üretebilmek amacıyla kullanılması durumunda arıza tespiti ve yalıtımının sürekli olarak takip edilme olanağı sağlanmış olur.

Uygulamada, kararlılık türevlerine bağlı olarak elde edilen uçak hareket denklemlerinden, yanlamasına hareket denklemleri için artık incelemesi yapılmış ve durum tahminlerinin yapılmasının

sağlanabildiği benzetimlerle gösterilmiştir. Sisteme bilinen girişlerin yanında bilinmeyen girişlerinde etki etmesi göz önüne alınarak, bilinmeyen giriş gözleyicileri kullanılarak, seçilen bir uçak modeli üzerinde eyleyici arızası tespit ve yalıtımı ayrıntılı olarak benzetimlerle gerçekleştirilmiştir. Önerilen yeniden yapılandırma yöntemiyle yeniden yapılandırma sağlanmıştır.

Bu çalışma da verilen eyleyici arızası yalıtımında kullanılan yöntem genelleştirilmiş gözleyici yapısı tertibatıdır. Bu yapı, gerçek dünyada bir sistemde farklı eyleyicilerde aynı anda bir arıza ihtimali çok küçük olması sebebiyle kullanılmıştır. Bir arıza etkisinin sadece ona duyarlı artık ile tespit edilmesi tertibatı olan adanmış gözleyici yapısı tertibatı ile bu problemin üstesinden gelinebilir. Fakat bu durumda da artık eşik değerini aşan çok küçük değerlerin bile yanlışlıkla arıza olarak düşünülmesi söz konusu olabilir.

KAYNAKLAR

1. Aykan, R., Hacıyev, C., Çalışkan, F., (2005a). Uçak Buzlanmaları İçin Yeniden Şekillendirilebilir Kontrol, Otomatik Kontrol Ulusal Toplantısı, İTÜ.
2. Aykan, R, Hacıyev, C., Caliskan, F. (2005b). Kalman filter and neural network-based icing identification applied to A-340 aircraft dynamics. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Volume: 77, No. 1, pp. 23-33.
3. Aykan, R., Hacıyev, C., Caliskan, F. (2005c). Aircraft Icing Detection, Identification and Reconfigurable Control Based On Kalman Filtering and Neural Networks. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, San Francisco, California.
4. Aykan, R., Hacıyev, C., Çalışkan, F., (2006). EKF Ve Yapay Sinir Ağları İle Uçak Kanat Buzlanmalarının Tespiti Ve Yeniden Şekillendirilebilir Kontrol, *İtüdergisi / d Mühendislik*, Cilt:5, Sayı:2, Kısım:2, ss. 122-132.
5. Bajpai, G. (2001). *Reconfigurable Control Of Aircraft Undergoing Sensor And Actuator Failures*, Drexel University, Ph. D. Thesis.
6. Belkharraz, A. I. (2003). *Fault Tolerant Control for Aircraft Control Surface Failures*, Ph. D. Thesis, The City University of New York.
7. Chen, J., Patton, R. J. (1999). *Robust Model-Based Fault Diagnosis For Dynamic Systems*, Kluwer Academic Publishers, USA.
8. Chiang, L. H., Russell, E. L., Braatz, R. D. (2001). *Fault Detection and Diagnosis in Industrial Systems*, Springer.
9. Esteban, A. M. (2004). *Aircraft Applications of Fault Detection and Isolation Techniques*, Ph. D. Thesis, The University of Minnesota.
10. Gu, Y. (2004). *Design And Flight Testing Actuator Failure Accommodation Controllers On WVU YF-22 Research UAV's*, Ph. D. Thesis, West Virginia University.
11. Guan, Y., Saif, M. (1991). A Novel Approach To The Design Of Unknown Input Observers, *IEEE Transactions on Automatic Control*, Vol. 36, Issue: 5, ss. 632-635.
12. Hacıyev, C., Caliskan, F. (2001). Integrated sensor/actuator FDI and reconfigurable control for fault-tolerant flight control system design. *The Aeronautical Journal*, Volume: 105, No.1051, pp. 525-533.
13. Hacıyev, C., Caliskan, F., (2003). *Fault Diagnosis And Reconfiguration In Flight Control Systems*, Kluwer Academic Publishers, United Kingdom.
14. Hacıyev, C., Caliskan, F., (2005). Sensor and control surface/actuator failure detection and isolation applied to F-16 flight dynamic, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 77, No. 2, pp.152-160.
15. Işık, Y. (2006). *Genetik Algoritma Tabanlı Bulanık Kontrolün Uçuş Kontrol Sistem Tasarımına Uygulanması*, Doktora Tezi, Anadolu Üniversitesi.
16. Kıyak, E. (2003). *Bulanık Mantık Yöntemiyle Uçuş Kontrol Uygulamaları*, Yüksek Lisans Tezi Anadolu Üniversitesi.
17. Kıyak, E., Cetin, O., Kahvecioglu, A. (2008). Aircraft sensor fault detection based on unknown input observers. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 80, Issue: 5, pp. 545-548.
18. Luenberger, D. G. (1964). Observing the state of a linear system, *IEEE Trans. Mil. Electron.*, Vol. MIL-8, 74-80.
19. Mclean, D. (1990). *Automatic Flight Control Systems*, Prentice-Hall.

20. Napolitano, M. R., An, Y., Seanor, B. A. (2000). A fault tolerant flight control system for sensor and actuator failures using neural networks, Elsevier, Aircraft Design 3, 103-128.
21. Özel havayolları için mihenk taşı bir olay, 2007. <http://www.transport.com.tr/yaz69-220001-101,44@2200.html>
22. Patton, R., Frank, P., Clark, R. (1989). Fault Diagnosis In Dynamic Systems and Applications, Prentice Hall.
23. Safety issue list, 2007. <http://aviation-safety.net/database/events/event.php?code=AC>
24. Soloway D., Haley, P. (2001). Aircraft Reconfiguration Using Neural Generalized Predictive Control. Proceedings of the American Control Conference, Vol. 4, pp. 2924-2929.
25. Thomas, S. (2004). Reconfiguration and Bifurcation in Flight Controls, Ph. D. Thesis, Drexel University.
26. Wang, D., Lum K. (2007). Adaptive unknown input observer approach for aircraft actuator fault detection and isolation, International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, Vol. 21 No.1, pp 31-48.
27. Williams, T. J. (1960). Process Control and Automation, Vol. 52, No. 2.

Makale 16.01.2009 tarihinde alınmış, 08.09.2009 ve 11.03.2010 tarihlerinde düzeltilmiş, 15.03.2010 tarihinde kabul edilmiştir. İletişim Yazarı: E. Kıyak (ekiyak@anadolu.edu.tr).