

## UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNDE GÖZLEYİCİ KULLANARAK ARIZA TESPİTİ

**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 sistemler olmakla beraber, bu sistemler de, diğer sistemler gibi arıza yapabilirler. Bu sistemlerdeki; algılayıcı, eyleyici ve kontrol yüzey arızaları 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. Arıza toleranslı kontrol; arızanın tespiti, izole edilmesi ve sistemin yeniden yapılandırılması aşamalarından meydana gelir. Bu çalışmada, bir helikoptere ait yanıl hareket denklemleri kullanılarak arıza tespitinin gözleyici tertibatıyla sağlandığı bir uygulama verilmektedir. Bu sayede, durum tahmininin kıyaslanmasına dayanan arıza tespitinin yapılabilmesinin yanında, doğrudan ölçülemeyen durumlar hakkında da fikir sahibi olunabilir.

**Anahtar Kelimeler:** Arıza toleranslı kontrol, gözleyici, arıza tespit, uçuş kontrol

### FAULT DETECTION IN FLIGHT CONTROL SYSTEM USING OBSERVER

### ABSTRACT

Although automatic flight control systems fairly lighten the pilots' workloads, they may fail as the other systems. In these systems, sensors, actuators and the control surface failures can cause undesirable results to arise. However, 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. The fault tolerant control is composed of detection of failures, isolation, and reconfiguration of system stages. Herein, an application is made for the fault detection of a helicopter by observer equipment using lateral movement equations. The application allows user to have an opinion for conditions that can not be directly measured as well as the fault detection based on comprehensive condition estimate.

**Keywords:** Fault tolerant control, observer, fault detection, flight control

### 1. GİRİŞ

Üç boyutlu düzlemde hareket etme ve çevresel faktörlerden daha fazla etkilenme gibi sebeplerle, diğer ulaşım araçlarına veya sistemlerine göre karmaşık bir yapıya sahip olan uçaklar, emniyetli bir şekilde uçuş amacını gerçekleştirebilmek için 'otomatik uçuş kontrol sistemi' adı verilen, pilotun işyükünü oldukça hafifleten ve onun yerine gerekli hareketleri sağlayan bir sistem kullanırlar. Bu sayede çok döngülü geribeslemeler yardımıyla pilotun dahi veremeyeceği hassaslıkta kumanda hareketleri sağlanabilir [1].

Uçak ve helikopterde bulunan diğer sistemler, nasıl arızaya müsaitlerse, benzer şekilde otomatik uçuş

kontrol sisteminin de arızalanma ihtimali vardır. Doğal olarak da, burada olabilecek bir arızanın fark edilmemesi veya gecikme yaşanması istenmeyen sonuçlar doğurabilir. Bu nedenle, sistem içerisinde oldukça önemli olan eyleyici, kontrol yüzeyleri ve algılayıcılardaki arızalanma durumlarını hesaba katan bir sistem tasarımı oldukça faydalı olabilir. Aktif arıza toleranslı kontrol sistemlerinde bir arıza durumu meydana geldiğinde, kontrol kanunu değişikliğine gidilerek sistemin çalışmasına devam etmesi sağlanır. Burada da önemli olan gerçek zamanlı olarak uçağın istenilen hareketi, arıza durumunda bile, kabul edilebilir limitler dahilinde yerine getirebilmesidir. Bu şekilde çalışan sisteme 'kendini onaran gerçek zamanlı uçuş kontrol sistemi' adı verilir [2].

Eyleyici ve algılayıcı gibi uçuş kontrol sistemi içinde arızalanma yapabilecek elemanların hesaba katılma süreci; arızalı elemanın tespit ve teşhis edilmesi, sistemden izole edilmesi ve durumun iyileştirilmesi alt aşamalarını kapsar. Bu amaçla sistemin kendini izlemesi, arızanın çeşitli yöntemlerle tespiti ve yeniden yapılandırma yoluyla arızanın neden olabileceği olumsuz durumdan kaçınılması, sistem tasarımında dikkat edilmesi gerekli ilkelere [2, 3].

Arıza tespit ve izole tertibatı ile bağlantılı bir uçuş kontrol bilgisayarı, arızanın yeri ve büyüklüğüne göre bir karar verme mekanizması ve kanun değişikliğine giderek yeniden yapılandırma sürecini işletir.

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. Arıza toleranslı kontrol ile ilgili ilk çalışmalar, algılayıcı arızalarının tespit edilmesine yönelik olmuştur. Tespit işleminden sonra elektronik bir anahtarlama ile arızalı algılayıcının yerine sağlam olanı devreye sokularak doğru ve güvenilir verinin kullanılması en basit anlamda düşünülebilir. Burada da karşılaşılabilecek problem, günümüz ulaştırma uçak ve helikopterlerinin devasa yapıları altında çok sayıda algılayıcı olması ve bu durumda bütün bu algılayıcıların kaç tane yedeğinin olacağı ve yedeklerde bir arızalanma meydana gelirse bu durumda istenilen bilgiye yine ulaşılamayacak oluşudur. Kendisi dinamik bir eleman olmayan algılayıcının, arızalanması bile bir kontrol problemi olarak düşünülecek olunursa, eyleyici gibi hem hareketli hem de uçuş kumanda hareketini doğrudan etkileyen bir elemanın arızalanması çok daha karmaşık bir kontrol problemi ortaya koymaktadır [1, 4-7].

Bu çalışmada, bir helikoptere ait yanal hareket denklemleri kullanılarak arıza tespitinin gözleyici tertibatıyla sağlandığı bir uygulama verilmektedir.

## 2. ARIZA TOLERANSLI KONTROL

Son yıllarda yapılan çalışmalarda, sadece yüksek kalitede komponentler kullanarak, tasarım güvenilirliğini istenilen seviyede tutmanın mümkün olamayacağı, bunun yanında, sistemdeki arızaları tolere eden bir yapı mimarisinin de gerekte olduğu sonucu görülmektedir.

### 2.1 Arızanın Tespiti ve İzole Edilmesi

Arıza, bir elemanın kendisinden beklenen görevi, kendisinden veya çevresel faktörlerden dolayı yerine getirememesi durumudur. Tasarım veya üretimden kaynaklanan durumlar, sert iklim koşulları, elektromanyetik alan yaratan alet ve cihazların yaydığı elektromanyetik dalgaların neden olduğu parazitler vb. durumlar, arızalanmaya neden olabilir. Arıza, fiziksel

bir durum göstergesidir. Arızalanmış bir elemana dayanarak çalışan ekipman ve sistemler de, doğal olarak hatalı olacaktır.

Sistemde her görülen hatanın da bir arıza olduğu düşünülmemelidir. Sınıflandırma yaparak bu kavramı incelemekte fayda vardır. Bir hata; geçici, kesikli veya daimi olarak üç ayrı kategoriye ayrılabilir. Geçici hatalar, o andaki dış bozucular sebebiyle belirli bir zaman aralığında varolan ve kendiliğinden düzelen hatalar olarak tanımlanabilir. Kesikli hatalar ise genellikle kararsız alet veya cihaz çalışmalarının sebep olduğu hata tipleridir. Daimi hatalar; komponent arızaları, fiziksel hasar veya tasarım hatası gibi nedenlerle oluşabilirler. Geçici ve kesikli hatalara sebep olan etkilerin anlaşılması güçtür. Çünkü bu etki ortamdakiler hata mevcuttur. Etki ortadan kalktığında hata da ortadan kalkar.

Uçuş kontrol sistemi; çok girdili çok çıktılı, otomatik rehberlik ve seyrüsefer hizmeti ile çeşitli performans parametrelerinin doğrudan bir bilgisayar yardımıyla oluşturulduğu kendi içinde dinamik ve karmaşık bir süreçtir. Kendini test eden donanımlar ve arıza durumları için güvence olarak konulmuş yedekler bir hayli hacim kaplarlar. Bunların yanında değerlendirme birimi olarak düşünülebilecek dijital veya mikroişlemciler için de bu durum geçerlidir [1].

Arıza toleransı; hem gürbüz kontrol yöntemleri ile sağlanan pasif tekniklerle hem de modüler fazlalıkların arıza maskeleyme amacıyla kullanıldığı aktif tekniklerle sağlanabilir. Pasif tekniklerin yetersiz kaldığı durumlarda aktif teknikler tek alternatif olarak kalmaktadır [1,2].

Uçuş kontrol sistem tasarımcısı genellikle çevresel faktörlerin yaratabileceği durumlarla ilgilenir. Bu durumların üstesinden gelebilmek için, matematik modeldeki katsayılar değiştirilebileceği gibi, yanlış girişlere engel de olunabilir. Pasif metotlar; matematik modeldeki katsayılar ve kazanç ayarlamaları şeklinde çalışmaları kapsarken, modüler fazlalıkların birer kaynak olarak kullanıldığı ve analitik hesaplamalardan yola çıkılan yöntemler ise aktif yöntemler olarak isimlendirilir. Buradan anlaşılacak sonuç, pasif bir yöntem kullanılıyorsa, örneğin bir arızadan dolayı eyleyici kısmi olarak arızalanmış ise, kazanç değeri duruma uygun şekilde değiştirilerek problem ortadan kaldırılabilir. Aktif yaklaşımda ise, diğer elemanlardan sağlanan bilgiler, o şartlar için on-line olarak hesaplanarak ve o duruma uygun kontrol kanunu değişikliğine gidilerek yani sadece katsayılar ya da kazanç ifadeleri değil tamamının değişebileceği bir yapı anlayışı esastır.

Tespit aşaması için kullanılan izleme tertibatları ile sistem durumları sürekli bir şekilde değerlendirilir ve önceden saptanan bir eşik değerini geçen rezidü denen artık bilgisinin oluşmasıyla arıza tespiti yapılabilir [1].

Sistemde özel görevli elemanlarda oluşabilecek arızalar, performansı olumsuz şekilde etkileyecek, devam etmesi halinde katastrofik bir arıza gibi istenmeyen durumların yaşanmasına sebep olabilecektir.

Geleneksel yaklaşımlarda donanım fazlalıkları ile üç-dört kat yedeklerle ve çıkışların birbiri ile kıyaslanması ile veri kontrolü yapılır. Bu durum da, fazladan maliyet, bakım gereksinimi, yedekler için boş alan gereksinimi ve uçak için ilave ağırlık demektir.

Analitik olarak yapılan arıza tespit ve tanımlama tertibatları; temel olarak durum tahmini, parametre tahmini, uyarlamalı filtreleme, olasılık karar teorisi vb. metotlara dayanan sinyal işleme teknikleridir. Bunlardan durum tahmini için filtre/gözleyici teknikleri; parametre tahmini için tekrarlayan en küçük kareler yöntemine dayanan kestiriciler; uyarlamalı filtreleme için optimal uyarlamalı kestirici, olasılık karar teorisi içinde SPRT (Sıralı ihtimalli oran testi) veya GLR (genelleştirilmiş ihtimalli oran testi) yöntemleri kullanılabilir [1].

Yeniden yapılandırılabilir kontrol problemlerinin ortak özellikleri olarak, beklenmedik arıza oluşumlarına uygun yapı, sınırlı bir zaman aralığında sisteme müdahale zorunluluğu, kesin ve belli bir standartlaşmış yaklaşımın olmaması ve arıza durumundan sonra bile performansta kabul edilebilir bir azalmaya rağmen kontrolün sağlanması sayılabilir.

Gerçek zamanlı yeniden yapılandırma teknikleri olarak literatürde kullanılan başlıca yöntemler arasında, kontrol dağıtım matrisinin oluşturulması amacıyla adaptif kontrol, bulanık kümeler ve yapay sinir ağları örnek olarak verilebilir.

## 2.2 Yeniden Yapılandırma Teknikleri

Yeniden yapılandırma teknikleri, genel olarak uçuş kontrol sistemi açısından ele alınıp, üç ana gruba ayrılarak incelenebilir.

### 2.2.1 Kazanç ölçekleme

Kazanç ölçekleme, uçuş kontrol sistemlerinde kullanılan klasik yöntemlerden biridir. Bu yöntem ihtiyacı duyulmasının sebebi, uçağın uzunlamasına ve yanlamasına eksen dinamik modelindeki fonksiyonların, uçak hızı ve irtifası değişikliğinden etkilenmesidir. Bu metoda göre, bir uçak için yatay uçuş zarfı, belli hız ve irtifa aralıklarından oluşan alt uçuş zarflarına bölünür ve her bir alt uçuş zarfı için ayrı bir denetleyici hesaplanır. Uçak hangi alt uçuş zarfında bulunursa, o bölge için hesaplanmış denetleyiciyi kullanarak kontrol işlemini gerçekleştirir.

### 2.2.2 Kontrol yapı modifikasyonu

Dijital uçuş kontrol sistemlerindeki son gelişmeler, kontrol filtreleriyle ROM'un kodlandığı çalışmalar üzerine olmuştur. Kontrol yapı modifikasyonu, tüm katsayı ve kontrol filtrelerinin zaman sabitlerinin devamlı olarak hesaplanıp, kullanıldığı bir tekniktir. Tahmin edilebilir bir arıza teşhis edildiğinde sistemin yeniden yapılandırılabilmesi için uygun bir metottur. Kontrol filtreleri, her bir arıza moduna karşılık gelen bir önceliğe göre tasarlanır ve filtrelerin matematik modelinde kullanılan katsayılar uçuş kontrol bilgisayarının hafızasında saklanır. Bir arıza meydana geldiğinde, o arıza moduna karşılık gelen teşhisten faydalanılır. Örnek bir helikopter uygulamasında 90 uçuş durumu için 90 denetleyici ile metot denenmiştir. Dezavantajı, tahmin edilemeyen bir arıza moduyla karşılaşıldığında metodun uygulanamaz oluşudur. Bu durumda gerçek zamanlı yeniden tasarım tek alternatif olarak kalmaktadır.

### 2.2.3 Gerçek zamanlı yeniden tasarım

Kontrol kanunlarının on-line olarak güncellenmesine ve kontrol filtrelerinin tanımlanmış modellerine dayanan bir yöntemdir. Herhangi bir uçak için uygulanmamakla beraber diğer iki yöntemle göre daha gelişmiş bir yaklaşımdır. Gemi kontrolü ve uzay araçları kontrol sistemlerinde uygulamaları gerçekleştirilmiştir.

Parametre kestirimleri, deterministik veya stokastik olmak üzere iki farklı şekilde sınıflandırılabilir. Stokastik yaklaşımlarda, sistem parametreleri ortalama değerlerin ve kovaryansların bir formu şeklindedir. Deterministik yaklaşımlar ise adaptif kontrol filozofisinden farklı değildir. Kontrol kanunlarının ve filtrelerin on-line tasarımı, tanımlanmış sistem modeline dayanan ve bilgisayarın işin içerisine girdiği gerçek zamanlı müdahaleler şeklindedir. Döngülerin iyileştirilmesi ve  $H_\infty$  denetleyici senteziyle süreç belirsizlikleri ve bozucu etkileri iyileştirilmeye çalışılır [1,8].

## 3. GÖZLEYİCİLERİN GENEL TEORİSİ

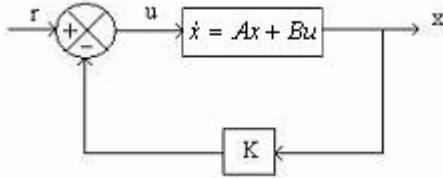
Yeniden onarılabilir bir uçuş kontrol sisteminin önemli fonksiyonlarından bir tanesi izlemedir. Bir algılayıcının anlık çıkış değeriyle, aynı çıkışın hesaplanan değeri arasındaki farka bakılarak arızalı durum analizi yapılabilir. Bu amaçla gözleyici (kestirici) kullanılır.

Süreç durumlarının doğrudan ölçülmesinde problem varsa, gözleyiciler bu amaç için de kullanılabilirler. Bunun için sürecin gözlenebilir olması gerekmektedir [1].

### 3.1 Doğrusal Sistemlerde Kontrol edilebilirlik ve Gözlenebilirlik

Kuramsal ve uygulamalı modern kontrolde önemli bir rol üstlenen kontrol edilebilirlik ve gözlenebilirlik kavramları ilk kez Kalman tarafından ortaya atılmıştır. Bu kavramlarla ilişkili koşullar bir optimal kontrol problemine ilişkin çözümün varlığını belirler. Oysa ki geleneksel kontrol kuramında tasarım; deneme-sınama yöntemleriyle gerçekleştirildiğinden, araştırmacı verilen bir dizi tasarım koşulu için bir çözümün var olup, olmadığını bilemez. Bu bakımdan her iki kavramda oldukça önemlidir.

Durum geribeslemesi ile sistem özdeğerlerinin istenilen yerlere yerleştirilebilmesi sorunu, bir sistemin kontrol edilebilirlik koşulu ile yakın ilişkilidir; gözlenebilirlik kavramı ise, durum değişkenlerinin genellikle ölçülebilen çıkış değişkenlerinden gözlenebilmesi yada kestirilebilmesi koşuluyla ilişkilidir.

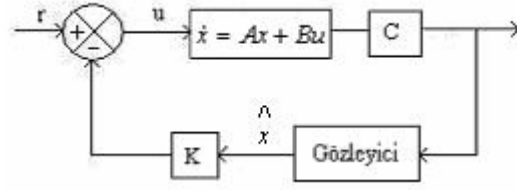


Şekil 1. Durum geribeslemeli kontrol sistemi

Şekil 1'de gösterildiği gibi, kapalı çevrimli sistem durum değişkenleri sabit katsayılı  $K$  kazanç matrisi üzerinden geribeslenerek elde edilir. Bu problem durum geribeslemesi ile kutup yerleştirme tasarımı olarak isimlendirilir. Tasarımın amacı, kapalı döngü  $(A - BK)$  sisteminin özdeğerlerini istenen değerlere atayacak olan  $K$  geribesleme matrisini belirlemektir. Böyle bir  $K$  matrisi bulunabiliyorsa, verilen sistemin kontrol edilebilir olmasından bahsedilebilir [9].

Kapalı çevrimli sistem tasarlandıktan sonra durum değişkenlerinin geribeslenmesi ile ilgili iki sorunla karşılaşılır. Birincisi; durum değişkenleri çok sayıda olabilir ve bu durumda, her bir durum değişkenini geribeslemek yüksek maliyeti de beraberinde getirir. İkincisi; tüm durum değişkenleri fiziksel olarak ölçülemeyebilir. Bunun için durum değişkenini kestiren bir gözleyicinin tanımlanması söz konusudur. Şekil 2'de, gözleyicili bir kapalı çevrim sisteminin

blok diyagramı görülmektedir. Gözlenen her  $\hat{x}$  durum vektörü ve  $K$  geribesleme matrisinden yararlanılarak  $u$  kontrol değişkeni oluşturulur. Böyle bir gözleyici tasarlayabilme koşuluna sistemin gözlenebilirlik koşulu denir.



Şekil 2. Gözleyici ve durum geribeslemeli kontrol sistemi

Bir sistemde her bir durum değişkeni, eğer kısıtlandırılmamış  $u$  kontrol değişkenleri ile sonlu bir zamanda belirli hedeflere ulaştırılabiliyor ise, tam kontrol edilebilir denir. Herhangi birinin,  $u$  kontrol değişkenlerine bağımlı olmaması halinde, bu özel durum değişkeninin belirli bir kontrol gücü ile sonlu zamanda istenen bir duruma getirilemeyeceği açıktır. Bu nedenle böyle bir özel durum kontrol edilemez.

Tamamen gözlenebilir bir sistemde her durum değişkeni bazı çıkışlara etki etmelidir. Diğer bir deyişle genellikle çıkış ve giriş ölçümlerinden durum değişkenleri hakkında bilgi edinilmesi istenir. Çıkış ölçümlerinden eğer bir durum gözlenemiyorsa, sistem gözlenemez denir [9, 10].

### 3.2 Gözleyicilerin Tasarlanması

Buradaki temel prensip; dinamik bir sistemin durum değişkenlerinin gözleyici olarak isimlendirilen bir başka sistemin durum değişkenleri tahminlerine yakınsamasıdır. Burada iki faktör önemlidir:

- Gerçek modele çok yakın bir model elimizde olmalıdır.
- Sürecin giriş ve çıkışları zamanla değişebileceğinden, gözleyici dinamiği sürecin kendisinden çok daha hızlı olmalıdır.

Bu amaçla gözleyicinin kutupları sürecin kutuplarından daha uzak olacak şekilde (yaklaşık beş kat uzakta) seçilir. Gözleyici kutupları sistem kutuplarından çok uzakta da seçilmemelidir. Çünkü sistemin bant genişliği artar ve bu durumda gürültüye karşı daha hassas olur. Gürbüz kontrol açısından ise, gözleyici kutupları sürecin sıfırlarına konur. Eğer sağ karmaşık düzlemde sıfırlar varsa, bunların sol taraftaki eşlenikleri seçilir [11].

Doğrusal zamanla değişmeyen bir sistemin durum uzayındaki gösterimi ele alınmış olsun:

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

Burada;  $A$ ,  $B$  ve  $C$  matrisleri sırasıyla  $n \times n$ ,  $n \times q$  ve  $m \times n$  boyutludur.

Gözleyici dinamiği, doğrusal bir sistem için  $y$  ölçüm vektörüyle  $u$  kontrol giriş vektörünün lineer kombinasyonu şeklinde ifade edilebilir:

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

Burada;

$F$  : Gözlemleyici dinamikleri matrisi ( $v \times v$ )  
 $G$  : Ölçüm dağıtım matrisi ( $v \times m$ ),  
 $L$  : Kontrol dağıtım matrisi ( $v \times q$ )

olarak tanımlanmaktadır.

Eşitlik (1)'deki durum denklemi,  $v \times v$  boyutlu bir  $T$  matrisiyle çarpılıp, eşitlik (2)'den çıkartıldığında

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

elde edilir.

Hata vektörü;

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

tanımlanırsa; eşitlik (3)'deki denklem aşağıdaki şekilde yazılabilir:

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

Eşitlik (5)'de,

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

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

olarak seçilirse,  $\dot{e}(t) = Fe(t)$  şeklinde olur. Bu diferansiyel denklemin çözümü ise

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

şeklindedir.

Bu durumda F Hurwitz seçilirse;

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

şeklinde yazılabilir. Bu durumda da  $\lim_{t \rightarrow \infty} z(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} Tx(t)$  haline dönüşmüş olur.

Burada seçilen T matrisinin boyutu n değerinden küçükse indirgenmiş mertebe gözleyici; eşit seçilirse (örneğin n x n'lik birim matris) bu durumda tam mertebe gözleyici elde edilir.

### 3.3 Luenberger'in Gözleyicisi

Bu gözleyici; indirgenmiş mertebe gözleyici kullanılarak sürecin tüm durumlarının yeniden üretilmesini araştırır. Bu nedenle;

$$\hat{x}(t) = Ez(t) + Dy(t) = \begin{bmatrix} D & E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} \quad (10)$$

şeklinde yazılan durum vektöründe,

$$I_n = ET + DC \quad (11)$$

veya  $\begin{bmatrix} D & E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix}_{(m+v) \times n} = I_n$  şartı sağlanmaya çalışılır.

Burada; E, D ve C matrisleri sırasıyla, n x v, n x m ve m x n boyutludur. T matrisi ise v x n boyutludur. Bu durumda; m + v = n olduğundan  $\begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix}$  bir kare matristir ve tersinin olması kuvvetle muhtemeldir.

$\begin{bmatrix} D & E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix}^{-1}$  şeklinde yazılırsa,

$$x(t) = \begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} \quad (12)$$

olarak elde edilir.

Eşitlik (2)'de verilen denklemi bu duruma uygun şekilde çözmek için öncelikle bir W matrisi seçilir ve ters alma işlemi gerçekleştirilir;

$${}_{v \times n} \begin{bmatrix} C \\ W \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} V & E \\ n \times m & n \times v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V & E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C \\ W \end{bmatrix} = I_n \quad (13)$$

şeklinde yazılabilir.  $\det \begin{bmatrix} C \\ W \end{bmatrix} \neq 0$  olarak seçilirse, bu durumda eşitlik (13);

$$EW + VC = I_n \quad (14)$$

olur.

Eşitlik (13) ve (14)'deki tanımlamalar yapıldığında;

$$T = W - HC \quad (15)$$

$$D = V + EH \quad (16)$$

eşitlik (11)'deki koşul gerçekleştirilmiş olur. Burada H keyfi olarak seçilir.

Eşitlik (15) ve (16)'daki tanımlamalarda;

$$F = TAE \quad (17)$$

$$G = TAD \quad (18)$$

T matrisi yerine yazılırsa;

$$F = WAE - HCAE \quad (19)$$

$$G = WAD - HCAD \quad (20)$$

elde edilir.

Sonuç olarak, eşitlik (19) ve (20)'deki denklemlerde, gözleyicinin temel prensipleri olan eşitlik (6) ve (7)'deki denklemleri sağlamalıdır.

$$FT - TA + GC = WAET - HCAET - (W - HC)A + \\ + WADC - HCADC = WA[ET - I + DC] - \\ HCA[ET - I + DC] = 0 \quad (21)$$

Eşitlik (21)'deki denklemde köşeli parantezler, eşitlik (11)'e göre sıfır olduklarından sonucun sıfır olduğu gösterilmiştir.

Diğer koşul ise eşitlik (22)'deki gibi elde edilir:

$$L - TB = L - (W - HC)B = L - WB + HCB = 0 \quad (22)$$

#### 4. HELİKOPTER UÇUŞ KONTROL SİSTEMİNDE ARIZA TESPİTİ

Bir helikopterin yanal hareket denklemlerinden elde edilen durum uzayı gösterimi aşağıdaki gibidir [12]:

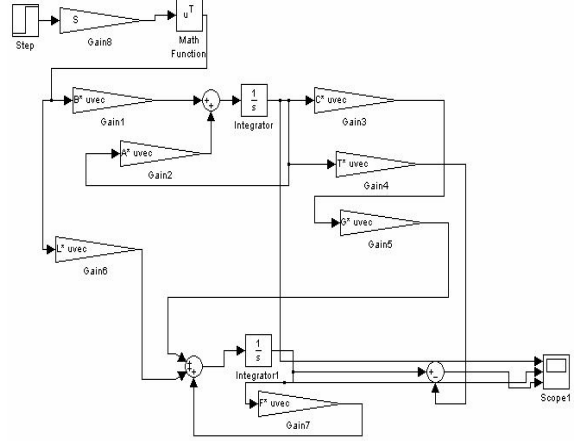
$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (23) \\ y(t) = Cx(t)$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.502 & -52.201 & 0.01 & 0 \\ -0.002 & -26.201 & -0.01 & 0 \\ 0.715 & 43.7 & -2.5 & 45 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ B = \begin{bmatrix} 30 & 20 \\ 30 & 10 \\ 0 & -15 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (24) \\ C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Burada x durum değişkenleri;  $\beta$ , p, r ve  $\phi$  olup, sırasıyla yana kayış açısı, yatış hızı, sapma hızı ve yatış açısına karşılık gelmektedir. u girişi;  $\delta_A$  ve  $\delta_T$  olmak üzere sırasıyla, yanal periyodik yunuslama

değişimi ve kuyruk rotor yunuslama değişimine karşılık gelmektedir.

3. bölümde verilen indirgenmiş mertbe gözleyici tasarlanarak, durumlar matematiksel olarak hesaplanabilir. Bu sayede, arızalı durumun tespiti yapılabilir. Bu amaçla kullanılan simülasyon modeli, Şekil 3'de verilmektedir.

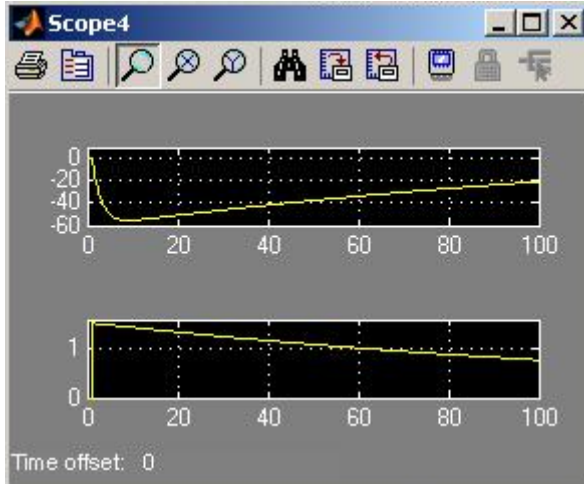


Şekil 3. Simülasyonda kullanılan model

Gözleyicide kullanılacak matrisler eşitlik (25)'deki gibi elde edilmektedir:

$$F = \begin{bmatrix} 15.0772 & -22.4557 \\ 11.8105 & -17.5514 \end{bmatrix} \\ G = \begin{bmatrix} 9.0843 & 24.3509 \\ 6.8877 & -22.5707 \end{bmatrix} \quad (25) \\ L = \begin{bmatrix} -28.5822 & -4.6467 \\ 13.7283 & 12.6372 \end{bmatrix}$$

Şekil 3'de verilen modele göre y çıkışı, şekil 4'teki gibi elde edilir. C matrisinden dolayı, 3. ve 4. durum değişkenleri olan r ve  $\phi$  doğrudan ölçülememektedir. Luenberger gözleyici tasarlanma prosedürü ile bu durum değişkenleri de kestirilebilir.



Şekil 4. Çıkış tepkisi

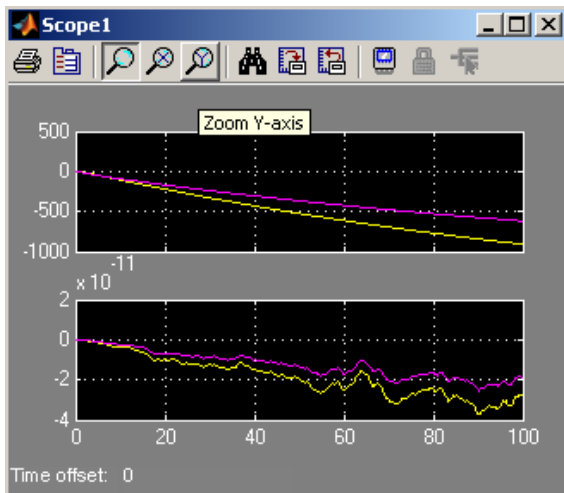
Durum değişkenlerinin kestirilmesinde kullanılacak matrisler aşağıdaki gibi elde edilmiştir:

$$E = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.0274 & 0.8661 \\ 0.8674 & 0.835 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 1.6146 & 0.3709 \\ 2.1956 & 0.0952 \end{bmatrix} \quad (26)$$

E ve D matrisleri kullanılarak eşitlik (8) çözülmüş, 3. ve 4. durum değişkenleri de kestirilmiş olur.

Şekil 3'deki simülasyon modelinden, 100. saniyedeki  $z_1$ ,  $z_2$ ,  $y_1$  ve  $y_2$  değerlerinin sırasıyla -617.77, -907, -20.8 ve 0.78 olduğu görülmektedir. Eşitlik (10)'a göre kestirilen yana kayış açısı ve yatış hızı değerleri -20.8 ve 0.8 olarak hesaplanmaktadır. Simülasyon modeli üzerinden ölçülen değerlerin kestirilen değerlere oldukça yakın olduğu gözlenmektedir.

Gözleyicinin sınanması açısından kestirilen ve gerçekte olan değerler arasındaki farkın zamana bağlı değişimi ise Şekil 5'te gösterilmektedir.



Şekil 5. Gerçek değer-kestirilmiş değer fark grafiği

Şekil 5'teki grafikte, üstteki grafikte hesaplanan  $z_1$  ve  $z_2$  değerleri gösterilmektedir. Bu değerlere göre eşitlik (4)'e göre hesaplanan hata grafiği ise en altta gösterilmektedir. Grafiğin elde edilmesinde kullanılan T matrisi ;

$$T = \begin{bmatrix} -0.0781 & -0.8746 & -0.3775 & -1.4751 \\ 0.3623 & 0.0953 & -0.2959 & -0.234 \end{bmatrix} \quad (27)$$

şeklinde.

## 5. SONUÇ

Gözleyicilerin uçuş kontrol sisteminde arıza tespitinde kullanılmasını araştıran bu çalışmada arıza tespitinin yapılması ile beraber doğrudan hesaplanamayan durum değişkenleri hakkında da kestirim yapılmasının olanaklı olduğu gösterilmeye çalışılmıştır.

Uygulamanın kontrolünün sağlanması açısından her durum değişkeninin hesaplanan değeri ile gerçek değeri hesaplanmış ve bu değerlerin birbirine yakın olduğu gözlenmiştir.

Doğrudan çıkışın ölçülmesi suretiyle elde edilebilen durum değişkenleri ile hesaplanan değerler arasındaki farkın bir eşik değeriyle kıyaslanarak arızalı durum analizinin yapılabilirliğine olanak sağlayan gözleyiciler, aynı zamanda bu uygulamada ele alındığı gibi, çıkıştan doğrudan elde edilemeyen durum değişkenleri hakkında da kestirim yapılmasını sağlamaktadır.

Havacılık endüstrisinde bir komponentin bile yaratacağı maliyet, bakım, ağırlık, boş hacim gereksinimi vb. etkiler göz önüne alındığında çeşitli durum değişkenleri için gözleyiciler kullanılarak hem gerekli durum değişkenleri tahmini, hem de bu değerlerin gerçek değerlerle kıyaslanması suretiyle arıza takibi yapılabilir. Bu da, yukarıda sözü edilen olumsuz etkileri kısmen ortadan kaldırarak, bir bilgisayarın ya da işlemcinin kullanılması suretiyle bir çok durum değişkeninin takip edilmesine olanak sağlayacaktır.

## 6. KAYNAKLAR

- [1] Hajiyev C., Çalışkan F., "Fault Diagnosis And Reconfiguration In Flight Control Systems", Kluwer Academic Publishers, United Kingdom, 2003.
- [2] Çalışkan F., "Algorithms For Self-Repairing Real-Time Flight Control Systems", Department of Aeronautical Engineering, London University, 1993.
- [3] Mahmoud M., Jiang, J., Zhang Y., "Active Fault Tolerant Control Systems", Springer, 2003.

- [4] Beard R. V. "Failure Accommodation in Linear Systems Through Self-Organization", PhD Thesis, Man Vehicle Lab., Cambridge, MA, 1971. Enstitüsü Sivil Havacılık Ana Bilim Dalı'nda tamamladı. Halen Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulunda yardımcı doçent doktor olarak görevini sürdürmektedir.
- [5] Jones H. L. "Failure Detection in Linear Systems", PhD Thesis, Dept of Aeronautics and Astronautics, MIT, Cambridge, MA, 1973.
- [6] Chen J., Patton R. J., "Robust Model-Based Fault Diagnosis for Dynamic Systems", Kluwer Academic Publishers, 1999.
- [7] Gertler J. J., "Survey of Model Based Failure Detection And Isolation in Complex Plants", IEEE Control Systems Magazine, 1988.
- [8] Patton R., "Robustness Issues In Fault-Tolerant Control", IEE, UK, 1993.
- [9] Kuo B. C., "Otomatik Kontrol Sistemleri", Literatür Yayınları, İstanbul, 2002.
- [10] Ogata K., "Modern Control Engineering", Prentice Hall, USA, 1997.
- [11] İTÜ ders notları, "Fault Tolerant Control Systems", İTÜ, 2006.
- [12] 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 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

KIYAK, KAHVECİOĞLU