

## EKF ve yapay sinir ağları ile uçak kanat buzlanmalarının tespiti ve yeniden şekillendirilebilir kontrol

Rahmi AYKAN\*, Çingiz HACIYEV, Fikret ÇALIŞKAN

İTÜ Uçak-Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, 34469, Ayazağa, İstanbul

### Özet

Askeri ve sivil uçakların bütün hava koşullarında güvenli uçabilmesi dış yüzeylerdeki buzlanmanın doğru tanımlanmasını ve ona karşı önlem alınmasını gerektirmiştir. Bu çalışma ile F16 savaş uçağının uçuş sırasındaki kanat buzlanmalarının tespit, teşhisi ve kontrolü amaçlanmaktadır. Kanat profillerinde yapılan deneysel çalışmalara göre uçağın buzlanma modeli beş adet parametre ile temsil edilmiştir. Uçağın dinamik karakteristiklerinin EKF inovasyon sürecindeki değişiklikleri izlenerek buzlanma tespit edilmektedir. Girişleri ölçülen veya ölçülemeyen uçak durumları ve çıkışları buzlanma parameteleri olan bir yapay sinir ağı yapısı oluşturulmuştur. Eğitilmiş yapay sinir ağı modeli daha sonra buzlanmadan dolayı normal kontrol prensibi ile kontrol edilemeyen uçağın kontrolü için kullanılmıştır.

**Anahtar Kelimeler:** Uçaklarda buzlanma, Kalman filtresi, yapay sinir ağları, sistem tanıma, uçuş kontrolü.

### Aircraft icing detection and reconfigurable control based on EKF and neural networks

#### Abstract

The recent improvements and research on aviation have focused on the subject of aircraft safe flight even in the severe weather conditions. In military and commercial aviation, flight in all weather conditions has necessitated the correctly detecting icing and taking reasonable measures against this. This work aims at the detection and identification of icing and reconfigurable control in one military aircraft, F16. Icing model of aircraft is represented with five parameters based on past experiments about wing airfoils. Icing is detected by EKF innovation sequence approach on aircraft dynamic characteristics. A neural network structure is embodied such that its inputs are the aircraft states measured and unmeasured, and its outputs are icing parameters. The necessary training and validation set for the neural networks model of iced aircraft are obtained from the simulations, which are performed various icing conditions. In order to decrease noise effects on the states and to increase training performance of the neural network, the state estimations by EKF are used. A suitable neural network model of iced aircraft is obtained by using the system identification methods and learning algorithms. This trained network model is used as an application for the control of the aircraft that has lost its controllability due to icing. The methods proposed in this work provides insight on how flight data can be processed.

**Keywords:** Aircraft icing, Kalman filter, neural networks, system identification, flight control.

---

\*Yazışmaların yapılacağı yazar: Rahmi AYKAN. raykan@thy.com; Tel: (212) 663 63 00 dahili: 9364.

Bu makale, birinci yazar tarafından İTÜ Uçak-Uzay Bilimleri Fakültesi'nde tamamlanmış olan "EKF ve yapay sinir ağları yardımıyla uçak buzlanmalarının tespiti, teşhisi ve kontrolü" adlı doktora tezinden hazırlanmıştır. Makale metni 20.05.2005 tarihinde dergiye ulaşılmış, 05.09.2005 tarihinde basım kararı alınmıştır. Makale ile ilgili tartışmalar 30.09.2006 tarihine kadar dergiye gönderilmelidir.

## **Giriş**

Havacılıktaki son gelişmeler ve araştırmalar uçakların yoğun hava şartlarında da güvenli bir şekilde uçuşunu konusuna yoğunlaşmıştır. Uçaklarda oluşan buzlanmanın uçuş performansına kötü etkisi birçok ölümcül kazalara yol açmıştır.

Uçakların havada sıfırın altında sıcaklıklardaki nemli ortamlarda uçuşu sırasında meydana gelen buzlanmanın riskleri eskiden beri bilinmektedir. Buzlanma her uçuş şartında tehlikeli olabilmesine rağmen en çok kalkış ve iniş fazında etkili olmaktadır. Ayrıca buzlanma uçakta kanatlarda meydana gelebildiği gibi kuyruk ve kontrol yüzeylerinde, burunda, iniş takımı kapaklarında, motor kaportaları giriş kısımlarında, sensörlerde ve tahliye sistemlerinde meydana gelebilir. Bu çalışmada sadece kanat buzlanmaları göz önüne alınmıştır. Uçakların yerde beklemesi sırasında meydana gelen buzlanmalar da bu çalışmanın dışındadır.

NASA 1986'dan beri DHC-6 Twin Otter uçağında buzlanma ile ilgili birçok uçuş testi yapmıştır. Bu test uçağının uçuş bilgileri kullanılarak buzlanmanın uçağın kararlılık ve kontrolüne etkisi ile ilgili önemli sonuçlar bulunmuştur (Ratvasky vd., 1993). 1997 yılında Amerika'da öncelikli bir konu ilan edildikten hemen sonra NASA bir grup oluşturdu. Illinois üniversitesinden Bragg vd. (1998; 2002) uçuştaki buzlanmaları çeşitli açılardan incelemiş ve bir akıllı buzlanma sistemi (Smart Icing System-SIS) önermişlerdir. Miller ve Ribbens (1999) hata tespit filtresi (Failure Detection Filter-FDF) kullanarak elevatör etkinliğinin azalmasını değerlendirerek yatay kuyruktaki buzlanmayı tespit etmeye çalışmışlardır. Bu araştırmacılar başka bir çalışmada Luenberger Observer'in bir türü olan durum tahminicisini (state estimator) kullanmışlardır. Bu çalışmalar göstermiştir ki buzlanma parametrelerinin sürekli tahmini (online parameter estimation) yerine durumlardaki statiksel hata analizi ile buzlanmanın tespiti daha etkindir (Ribbens ve Miller, 1999). Ratvasky ve Zante (1999) NASA desteği ile yine yatay kuyruktaki buzlanmanın etkisini incelemiştir. Bragg vd. (2000) buzlanmanın karakterini belirleyerek uçuş zarfının modifiye edilmesi için bir yöntem

önermişlerdir. Melody vd. (2000a; 2000b) H-sonsuz algoritmasını buzlanma problemine uygulamışlardır. Önerdikleri metodun en küçük kareler yöntemi ve genişletilmiş Kalman Filtresi tanıma metodlarından daha iyi olduğunu göstermişlerdir. Schuchard vd. (2000) sensör bilgilerini ve parametre tahminlerini kullanarak yapay sinir ağ modeli ile kuyruk buzlanmasının tespiti ve sınıflandırılması ile ilgili çalışmışlardır. Johnson ve Rokhsan (2000) yapay sinir ağ modeli ve Kohonen Self Organizing Maps (SOMs) ile uçaktaki buzlanmayı tespit eden bir metod önermişlerdir. Ağ modelindeki ağırlıkların değişimleri gözlenerek buzlu ve temiz uçak SOM ile ayırtılmaya çalışılmıştır. Bu çalışmada atmosferik türbülans ve elevatör giriş sinyalinin buzlanma tespitindeki önemi de belirtilmiştir. Uçak dinamik karakteristiklerindeki ve aerodinamik parametrelerindeki bozulmaların tanınması ile ilgili dinamik buzlanma tespit sistemi (Dinamik Icing Detection Systems-DIDS) Myers ve diğerleri. (2000) tarafından önerilmiştir. Menteşe moment sensörleri kontrol yüzeylerindeki buzlanmayı tespit etmek üzere kullanılmıştır (Gurbacki vd., 1999). Bu sensörlerden elde edilen bilgiler yapay sinir ağları ile kullanılarak buzlanma tanımlanmaya çalışılmıştır (Melody vd., 2001).

Bu çalışmada literatürde EKF olarak bilinen genişletilmiş Kalman filtresi kullanılarak uçuş buzlanmaları tespit edilmiştir. Buzlanmanın tespit edildiği andan itibaren o andaki uçuş bilgilerine ve olabilecek farklı buzlanma şekillerine göre simülasyonlarla eğitim ve geçerlilik testi kümesi oluşturulmuştur. Eğitilen yapay sinir ağ modeli gerçek uçuş bilgilerini kullanmaya başlayarak buzlanmayı tanımış ve bulduğu parametrelere göre uçağı otomatik olarak kontrol etmiştir. Bu yöntem F16 uçağına uygulanmıştır.

## **Buzlanma**

Uçuştaki aerodinamik yüzeylerde meydana gelen buzlanma uçağın aerodinamik kalitesini azaltır: Uçak ağırlığı artar, sürükleme artar, taşıma düşer ve bunlara bağlı olarak hücum açısının ve yunuslama açısının etkinliği değişir. Yapılan çalışmalar göstermiştir ki kanat buzlanmasından dolayı uçaktaki sürükleme %500

değerine kadar artarken, taşıma %40 kadar azalabilmektedir (Bragg vd., 1998; Whalen vd., 2002). Momentlerdeki etki farklı şekillerde olabilmektedir. Kontrol yüzeylerinin etkinliği de buna göre azalmaktadır.

Bu konu havacılık emniyeti açısından önemli olduğu kadar ilave yakıt tüketimi ilgisinden dolayı ekonomik açıdan da önemlidir. Buzlanma hesaba katılarak daha iyi modellenmiş bir uçağın kontrolü ile sağlanan kararlılığı, uçağın performansını, yolcu konforunu ve uçuş planlarının daha verimli olmasını sağlayacaktır. Özellikle keşif amaçlı kullanılan askeri uçakların her hava şartında ve atmosferin mümkün olan en geniş alanında uçabilmesinin önemi açıktır. Yoğunlaşan hava trafiği de uçakların her hava şartında uçuşmasını zorunlu kılmıştır.

Uçak sertifikalarını ve kalite belgelerini veren uluslararası örgütler (FAA, JAA, vs.) buzlanma tespiti ve önleme sistemleri ile donatılmamış uçaklara çeşitli kısıtlamalar getirmiştir. Bu örgütler ilgili kuralların yerine getirilip getirilmediğini belirlemek için yaptırdığı gerçek uçuş testleri uçak üreticisi açısından çok pahalı ve zaman alıcıdır. Bunun yerine gelişen teknolojinin imkanlarını kullanarak mümkün mertebede tam modellenmiş buzlanmanın simülasyonu daha uygun görülmektedir.

Uçuş buzlanmasının tespiti için gelişmiş bazı uçaklarda sensörler kullanılsa da bunlar sadece buzlanmanın oluşma ihtimali hakkında bilgi verir, fakat buzlanmadan dolayı uçağın performansının ne kadar azaldığı ile ilgili bilgi vermez. Mevcut sistemler ile pilota buzlanma ile ilgili detaylı bilgi verilememektedir.

Gelişmiş bir buzlanma tespit, izleme ve kontrol sistemi ile atmosferik buzlanma şartları ne olursa olsun pilot/uçak sistemi kabul edilebilir emniyet sınırları içinde istenilen uçuş yörüngesinin devam ettirmesi sağlanabilir.

Uçuşta oluşan buzlanmanın tespiti konusunda Türkiye de yapılan detaylı bir çalışma bulunmamaktadır. Bu konu ile ilgili çalışmalar NATO ve NASA başta olmak üzere birçok üniversite

ve örgütler tarafından devam ettirilmekte olup bu amaçla özel gruplar oluşturulmuştur.

### Buzlanmadan etkilenen parametreler

Yukarıda da belirtildiği gibi buzlanma kanat profilini değiştirmesi ile taşımanın azalmasına, sürüklemenin artmasına, aerodinamik momentlerin değişmesine yol açarak uçağın performansını bozmaktadır. Uçak dinamik denkleminde taşıma ve sürükleme yerine lineerleştirme sonucunda ortaya çıkan kararlılık ve kontrol türevleri görülmektedir. Özellikle NASA Icing Research Group ve Illionis üniversitesi tarafından yapılan incelemeler ve uçuş testleri buzlanmadan en çok etkilenen kararlılık türevlerinin aşağıdakiler olduğunu göstermiştir (Ratvasky vd., 1993 ve 1999; Bragg vd., 1998, 2000 ve 2002; Melody vd., 2000a, 2000b ve 2001):

$$C_{D_\alpha} = \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} \quad (1)$$

$$C_{L_\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \quad (2)$$

$$C_{L_q} = \frac{\partial C_L}{\partial q} \quad (3)$$

$$C_{M_\alpha} = \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \quad (4)$$

$$C_{M_q} = \frac{\partial C_M}{\partial q} \quad (5)$$

Bu parametreler kararlılık türevleri olarak da bilinir. Genel olarak buzlanmada  $C_{D_\alpha}$  artarken,  $C_{L_\alpha}$ ,  $C_{L_q}$ ,  $C_{M_\alpha}$  ve  $C_{M_q}$  azalır. Kararlılık türevleri genelde ilk olarak rüzgar tünel testlerinden elde edilir, daha sonra “full scale test” ler ile teyid edilir. Maalesef gerçek durumla test ortamında bulunan değerlerde büyük farklar olduğu görülmüştür. Fakat rüzgar tüneli test sonuçları yapılacak hesaplamalarda başlangıç tahmin değerleri olarak alınması kolaylık sağlamıştır. Öte yandan buzlanmanın etkisini tespit etmek amacıyla gerçek uçuş testleri yapmak çok pahalıdır ve çoğu zaman gerçekçi değildir.

Bu çalışmada daha önce yapılan deneysel çalışmaların sonuçları kullanılarak buzlanmadan

beş adet parametrenin etkilendiği ve diğerlerinin etkilerinin göreceli olarak küçük olduğundan etkilendiği varsayılmaktadır.

Şimdi bu beş kararlılık türevinin uçuş denklemlerinde hangi terimleri etkilediğine bakalım. Bu türevler boyutsal olarak

$$X_w(C_{D_\alpha}) = \frac{\bar{q}S(C_{D_\alpha} - C_L)}{mU_1} \quad (6)$$

$$Z_w(C_{L_\alpha}) = \frac{\bar{q}S(C_{L_\alpha} + C_D)}{mU_1} \quad (7)$$

$$Z_q(C_{L_q}) = \frac{\bar{q}SC_{L_q}\bar{c}}{2mU_1} \quad (8)$$

$$M_w(C_{M_q}) = \frac{\bar{q}SC_{M_q}\bar{c}}{i_{yy}U_1} \quad (9)$$

$$M_q(C_{M_q}) = \frac{\bar{q}S(C_{M_q})(\bar{c})^2}{2i_{yy}U_1} \quad (10)$$

şeklinde de yazılabilir. Burada  $\bar{q}$  dinamik basıncı,  $S$  referans kanat alanını,  $U_1$  toplam uçak trim hızını,  $\bar{c}$  kanat veter uzunluğunu ve  $i_{yy}$  yunuslama eksenini etrafındaki uçak atalet momentini belirtmektedir (McLean, 1990).

Lineerleştirilmiş uçak denklemleri incelendiğinde bu parametrelerin  $A$  matrisinin içinde olduğu bulunabilir ve  $A(1,2)$ ,  $A(2,2)$ ,  $A(2,3)$ ,  $A(3,2)$ ,  $A(3,3)$  şeklinde gösterilebilir.

$$A(1,2) = k_1(C_{D_\alpha} - C_L) \quad (11)$$

$$A(2,2) = k_2(C_{L_\alpha} + C_D) \quad (12)$$

$$A(2,3) = k_3C_{L_q} \quad (13)$$

$$A(3,2) = k_4C_{M_\alpha} \quad (14)$$

$$A(3,3) = k_5C_{M_q} \quad (15)$$

Burada  $k_i$ ,  $i = 1, 2, 3, 4, 5$ , kararlılık türevleri dışındaki (6)-(10) denklemlerinde belirtilen di-

ğer bütün uçuş parametrelerini içerir ve düzgün uçuş (seyahat) halinde belli bir süre (yaklaşık 60 sn) sabit olduğu varsayılır. Bu sabitler seyahat, kalkış, tırmanma, iniş uçuş fazlarına ve uçuş hedeflerine göre ayrı ayrı elde edilir. Bu kararlılık türevleri hakkında detaylı bilgi Roskam (1985) ve Aykan (1997) referanslarından bulunabilir.

## Uçağın dinamik modeli

Uçuştaki buzlanmanın tespit ve teşhis edilmesi çok girişli ve çok çıkışlı kararsız bir uçak modeline uygulanmıştır. Uçak bir lineer kuadratik optimal kontrolör ile kararlı hale getirilmiştir. Kontrol kazancı birim dairenin dışındaki özdeğerleri dairenin içine getirmektedir. Ayrıca kontrolör kontrol yüzeylerindeki sapma miktarlarını mekanik limitler içinde tutar. Lineer olmayan model aşağıdaki gibi verilebilir (Lyshevski, 1997):

$$x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + F(x(k)) + Gw(k) \quad (16)$$

Burada  $A$ ,  $B$ ,  $G$ , ve  $F$  sırasıyla system matrisi, kontrol etki matrisi, proses gürültü etki matrisi ve lineer olmayan terimleri içeren matrisi temsil etmektedir. 0.03 saniye örnekleme ile elde edilen  $A$ ,  $B$ , ve  $F(x)$  matrisleri Lyshevski (1997) den alınmıştır. Sistem durum vektörü

$$x = [v \ \alpha \ q \ \theta \ \beta \ p \ r \ \phi \ \psi]^T \quad (17)$$

şeklinde gösterilmektedir. Bunlar sırasıyla ileri doğru hız ( $v$ ), hücum açısı ( $\alpha$ ), yunuslama açısal hızı ( $q$ ), yunuslama açısı ( $\theta$ ), yana kayma açısı ( $\beta$ ), yuvarlanma açısal hızı ( $p$ ), sapma açısal hızı ( $r$ ), yuvarlanma açısı ( $\phi$ ) ve sapma açısı ( $\psi$ ) olarak tanımlanabilir. Uçak altı adet kontrol yüzeyine sahip olup control vektörü

$$u = [\delta_{HR} \ \delta_{HL} \ \delta_{FR} \ \delta_{FL} \ \delta_C \ \delta_R]^T \quad (18)$$

şeklinde sapma açıları ile ifade edilebilir. Bunlar sırasıyla sağ/sol yatay stabilizer ( $\delta_{HR}/\delta_{HL}$ ), sağ/sol flap ( $\delta_{FR}/\delta_{FL}$ ), kanard ( $\delta_C$ ) ve düşey dümen ( $\delta_R$ ) sapma açılarıdır.  $w(k)$  sıfır ortalamalı proses gürültü vektörünü belirtmektedir.

Kontrol yüzeylerindeki sapmaların limitleri  $|\delta_{HR}, \delta_{HL}| \leq 0.44$  rad,  $|\delta_{FR}, \delta_{FL}| \leq 0.35$  rad,  $|\delta_C| \leq 0.47$  rad ve  $|\delta_R| \leq 0.52$  rad olarak verilebilir (Lyshevski, 1997).

### Genişletilmiş Kalman Filtresi dizaynı

Bir prosesin yapay sinir ağı modelini elde edebilmek için iyi bir eğitim/test bilgi kümesi oluşturmak gerekir. Bu çalışmada gürültü etkilerini azaltarak ve/veya ölçülemeyen durumları tespit ederek eğitim kümesinde kullanmak amacıyla Genişletilmiş Kalman Filtresi (EKF) kullanılmıştır.

EKF ile tahmin edilecek parametre vektörünü

$$U^T(k) = [v(k), \alpha(k), q(k), \theta(k), \beta(k), p(k), r(k), \phi(k), \psi(k)] \quad (19)$$

şeklinde tanımlayalım. Ölçüm denklemi

$$z(k) = H U(k) + v(k) \quad (20)$$

şeklinde belirtilebilir. Burada H ölçüm matrisini ve  $v(k)$  ölçüm bozuntu vektörünü göstermektedir. H 9x9 birim matrisi olarak varsayılmaktadır.  $v(k)$  için  $E[v(k)] = 0$  ve  $E[v(k) v^T(j)] = R(k)\delta(kj)$  geçerli olduğu düşünülmektedir.

“Quasi-linearization” metodu ile (16) denklemi lineerleştirildiğinde

$$U(k) = f[\hat{U}(k-1)] + F_u[U(k-1) - \hat{U}(k-1)] + B(k-1) u(k-1) \quad (21)$$

elde edilmektedir. Burada  $f[\hat{U}(k-1)]$  (16) denkleminde parametrelerin yerine onların tahmin edilmiş değerleri yazıldığında sağ tarafı temsil eder.

Hacıyev ve Çalışkan (2001) tarafından önerilen metod kullanılarak F16 uçağının hareketinin durum vektörü için aşağıdaki iteratif EKF algoritması elde edilebilir:

$$\hat{U}(k) = f[\hat{U}(k-1)] + P(k)H^T(k)R^{-1}(k)\{z(k)-H(k)f[\hat{U}(k-1)]\} \quad (22)$$

$$P(k) = M(k) - M(k)H^T(k)[R(k) + H(k)M(k)H^T(k)]^{-1}H(k)M(k) \quad (23)$$

$$M(k) = F_u P(k-1) F_u^T + B D_u B^T + G D_\delta G^T \quad (24)$$

Burada  $P(k)$  tahmin hatasının kovaryans matrisi,  $M(k)$  extrapolasyon hatasının kovaryans matrisi,  $D_u$  kontrol giriş hatasının kovaryans matrisi,  $G$  system bozuntusunun transfer matrisi,  $D_\delta$  system bozuntusunun kovaryans matrisi olarak tanımlanır.

Uçak kararsız olduğundan lineer kuadratik optimal control tekniği ile kararlı duruma getirilir. Performans index

$$J = \int_0^t [x^T Q x + u^T R u] dt \quad (25)$$

olarak verilir ve minimum yapılmaya çalışılır. Q yarı pozitif tanımlı simetrik matris ve R pozitif tanımlı simetrik matristir. Kontrol giriş vektörü

$$u = -R^{-1}B^T K x \quad (26)$$

şeklinde hesaplanır. Buradaki K matrisi aşağıdaki Riccati denkleminde bulunabilir:

$$A^T K + K A + Q^T Q - K B R^{-1} B^T K = 0 \quad (27)$$

### Buzlanmanın tespiti

İnnovasyon prosesi gerçek sistemin çıkışı ile matematiksel modele ve önceki çıkış bilgilerine dayalı tahmin edilen çıkış arasındaki fark olarak tanımlanır. İnnovasyon prosesinin ortalamasını değiştiren arızaları tespit etmek için aşağıdaki istatistiki fonksiyon kullanılır (Mehra ve Peschon, 1971).

$$\beta(k) = \sum_{j=k-M+1}^k \tilde{\Delta}^T(j) \tilde{\Delta}(j) \quad (28)$$

Burada  $\tilde{\Delta}$  Kalman filtresinin normalize edilmiş innovasyon sürecini ve M pencere genişliğini göstermektedir. Bu istatiki fonksiyon s ölçümlerin sayısı olmak üzere Ms serbest dereceli  $\chi^2$  dağılımına sahiptir. Şimdi aşağıdaki iki adet hipotezi düşünelim:  $H_0$  sistem normal çalışıyor;  $H_1$  sistemde arıza oluştu. Eğer  $H_1$  hipotezi doğ-

ru ise o zaman  $\alpha$  güvenilirlikli olasılık için  $\chi^2$  seviyesi  $H_0$  hipotezi için bulunan  $\chi^2$  seviyesinden büyük olacaktır. Bu aşağıdaki şekilde ifade edilebilir:

$$\begin{aligned} H_0 : \beta(k) &\leq \chi^2_{\alpha, M_s} & \forall k \\ H_1 : \beta(k) &> \chi^2_{\alpha, M_s} & \exists k \end{aligned}$$

Bu makalede arıza olarak uçuş kanat buzlanmaları düşünülmüştür.

### Yapay Sinir Ağ modelinin dizaynı

Yapay Sinir Ağları (YSA) özellikle kompleks ve lineer olmayan çok değişkenli sistemler ile ilgili problemlerin incelenmesinde etkili özelliklere sahiptir. Lineer olmayan sistemlerin modellenmesinde ve parametre kestiriminde önemli bir yöntem olarak son yıllarda kullanımı gittikçe yaygınlaşmıştır. Bu çalışma buzlanmadan etkilenen kararlılık türevlerini YSA modeli ile bulmayı amaçlamıştır. Ölçülebilen uçuş bilgilerini kullanarak uçuş parametrelerindeki değişimler tespit edilmiştir.

Bu çalışmada bir uçağın kanadında meydana gelen buzlanması ele alındı. Dokuz adet durum giriş olarak alındı. İleri doğru YSA modelinde tanımlanması amaçlanan beş adet buzlanma parametresi çıkış olarak alındı. Eğitilmiş yapay sinir ağ modelinin geçerliliği kontrol edildi. Tanjant aktivasyon fonksiyonunun kullanıldığı bir gizli katman ve lineer fonksiyonun kullanıldığı çıkış katmanı düşünüldü.

Eğitim metodu olarak Levenberg-Marquardt Backpropagation Algoritması (LMBP) kullanılmıştır. Böylece YSA'nın çıkış hatalarının (e) ağırlıklara (NW) göre ikinci dereceden türevlerini içeren Hessian matrisi (H) direkt olarak hesaplamadan ikinci dereceden eğitim hızı sağlanmıştır. Bu metotta Hessian matrisi bir yaklaşım ile

$$H = J^T J \quad (29)$$

olarak belirtilir. Burada J Jacobian matrisini göstermektedir ve YSA'nın çıkış hatalarının (e) ağırlıklara (NW) göre birinci dereceden türevlerini içerir. Böylece LMBP ile YSA modeli

$$NW_{k+1} = NW_k - [J^T J + \mu I]^{-1} J^T e \quad (30)$$

şeklinde bulunabilir. Burada  $NW_k$  mevcut ağırlıkları ve biasları,  $\mu$  ise ileri doğru her adımda ağırlıkların daha hızlı ve daha doğru olması için LMBP algoritmasının bir parametresidir. Eğer  $\mu$  sıfır ise, bu metod temel Newton optimizasyon metodu ile aynı olur. Eğer  $\mu$  çok büyükse gradyan azalması küçük adımlar ile olur. Aslında Newton metodu daha hızlı ve sifra yakın minimum nokta civarında daha doğrudur. LMBP algoritmasının amacı bir an önce Newton metoduna doğru gitmektir.

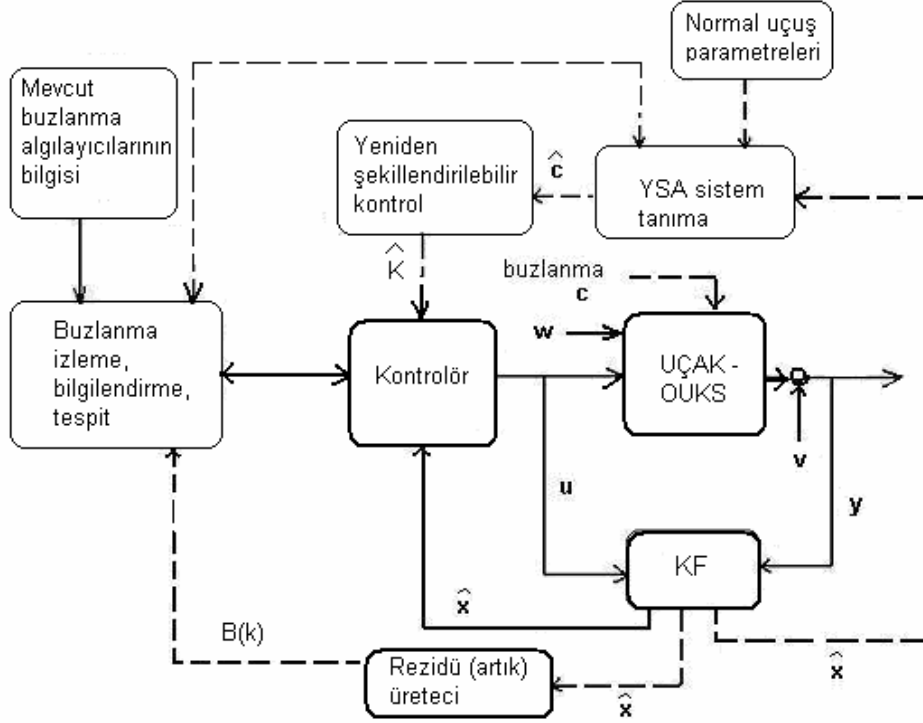
### Buzlanmanın kontrolü

Buzlanma sonucunda uçağın dinamik matrisinin değiştiği daha önce belirtilmişti. Mevcut kontrol yöntemleri ile kontrol sadece çıkış durumları değerlendirilerek yapılmaktadır. Bu durumda kullanılan kontrolör parametreleri mevcut uçak otomatik uçuş kontrol sistemi (OUKS) optimal değildir. Hatta benzetimler göstermiştir ki aynı kontrolör ile belli bir süre devam edildiğinde uçak kontrol edilememektedir. Bu çalışmada yapay sinir ağı ile bulunan buzlanma parametrelerine göre kontrolör tekrar tasarlanmaktadır. Aşağıdaki grafiklerde de görüleceği gibi tasarlanan yeni kontrolör yeterince iyi sonuç vermektedir.

Şekil 1'de buzlanmanın tespiti ve kontrolü için yeni geliştirilen uçuş kontrol sisteminin şeması verilmektedir.

### Benzetimler

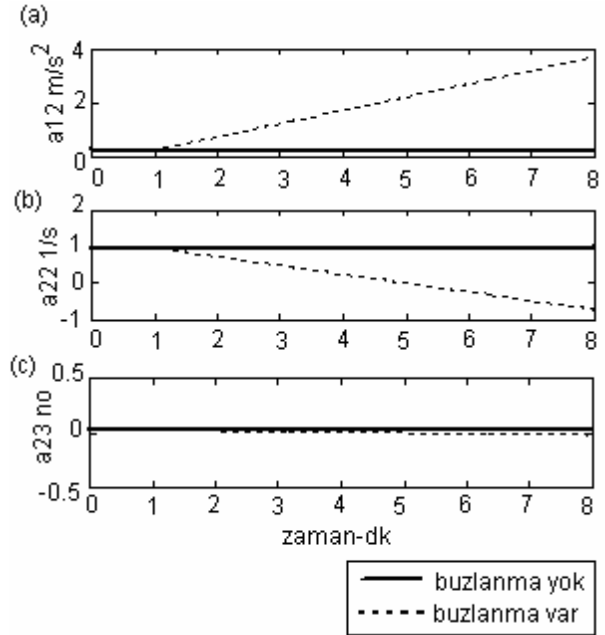
Önerilen metod çeşitli seviyelerde kanatta buzlanma oluşmuş F16 modellerine uygulandı. Buzlanmanın gelişmesi parametrelerin bir yaklaşımla lineer olarak değiştirilmesi ile temsil edilmiştir. Böylece ağırlıkların eğitimi ve testi için gerekli bilgi kümesi oluşturulmuştur. Ağırlıkların eğitimi için geçen süre buzlanmanın tespit edilebileceği veya edilmesi gerektiği süreye uygun olarak 30 sn olarak seçilmiştir. Modelin durumlarının ve ölçümlerin kabul edilebilir seviyelerde gürlü olduğu varsayılmıştır. Ölçüm değerlerinde bu gürlülüklerin etkisini azaltmak veya ölçülemeyen durumları tahmin etmek amacıyla bütün durumlar



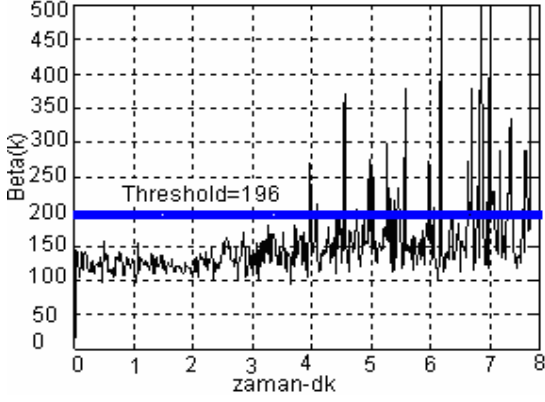
Şekil 1 Buzlanma tespiti ve kontrolüne göre yeni geliştirilen uçuş kontrol sistemin şeması

EKF ile filtrelenmiştir. Kontrol girişleri doğrusal regülatör ile otomatik olarak kontrol elemanlarının mekanik kapasitesi ölçüsünde otomatik olarak elde edilmiştir. Böylece buzlanmadan etkilenen parametreler 0.03 sn zaman aralıklı değiştirilerek 9 durum girişi ve 5 parametre çıkışı olan bir bilgi kümesi elde edilmiştir. Bilgi kümesinin herbir elemanı (9x1) durum vektörü ve (5x1) buzlanma parametre vektöründen oluşmaktadır. Simülasyonlarda sadece bir parametre gösterilmiştir. Diğer parametreler için sonuçlar benzer şekilde elde edilebilir.

Şekillerde  $A(1,2)$ ,  $A(2,2)$ ,  $A(2,3)$ ,  $A(3,2)$ , ve  $A(3,3)$  sırasıyla  $a_{12}$ ,  $a_{22}$ ,  $a_{23}$ ,  $a_{32}$ , ve  $a_{33}$  olarak temsil edilmektedir. Şekil 2 F16 uçağının buzlanma olmadan (0-1 dk arası) ve buzlanma durumunda (1-8 dk) innovasyon sürecini göstermektedir. Şekil 3 F16 uçağının buzlanma olmadan (0-1 dk arası) ve buzlanma durumunda (1-8 dk) innovasyon sürecini ve  $\chi^2$  dağılımı özelliğinden bulunan eşik değerini (threshold) göstermektedir. F16 uçağında simülasyon başladıktan 1 dk sonra oluşmaya başlayan buzlanmanın 3 dk sonra yani 4.dk'da tespit edilebildiği anlaşılmaktadır.

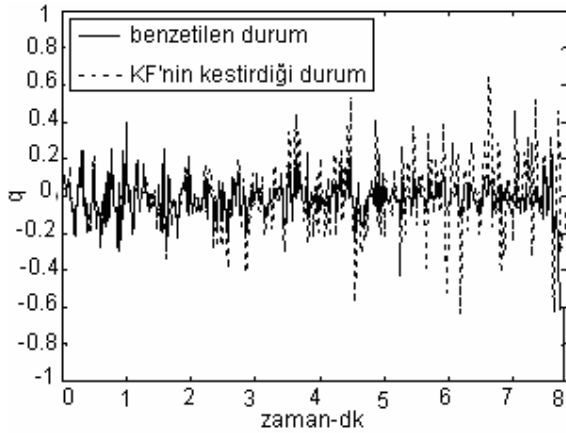


Şekil 2. F16 uçağının buzlanma parametrelerinin simülasyon sürecinde varsayılan değişimi, (a)  $a_{12}$ -sürüklenme ve hücum açısı ile ilgili, (b)  $a_{22}$ -taşıma ve hücum açısı ile ilgili, (c)  $a_{23}$ -yunuslama momenti-hücum açısı ile ilgili



Şekil 3. EKF Beta istatistiksel fonksiyonu ve buzlanma tespiti için eşik değeri (threshold) süreci

Şekil 4 EKF tarafından kestirilen durumlardan yunuslama açısını göstermektedir. Şekil 5 normal ve yeniden şekillendirilebilir kontrolör kullanıldığındaki durumları göstermektedir.

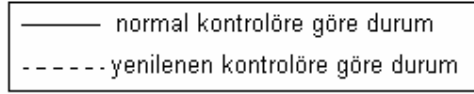
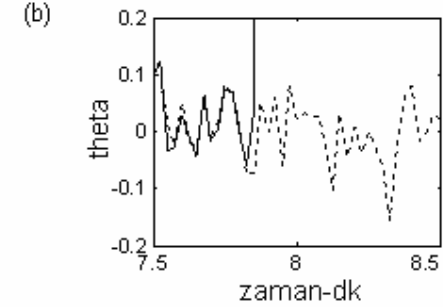
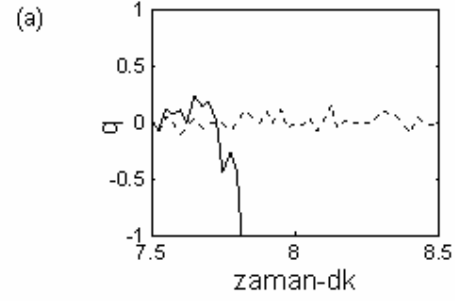


Şekil 4. EKF tarafından kestirilen yunuslama ivmesi

Şekil 6, kontrol yüzeylerindeki sapmaların sürecini göstermektedir. Şekilden de görülebileceği gibi 7,8. dk'dan sonra uçak kontrolü kaybetmektedir.

Şekil 7, eğitim safhasında a23 parametresi için YSA çıkışlarını (kesikli çizgi) ve gerçek çıkışlarını (sürekli çizgi) göstermektedir.

Şekil 8, eğitilen YSA'nın eğitim kümesinin dışında olan uçuş bilgilerine göre bulduğu a12 buzlanma parametresini göstermektedir. Diğer parametrelerde benzer olarak bulunabilir.



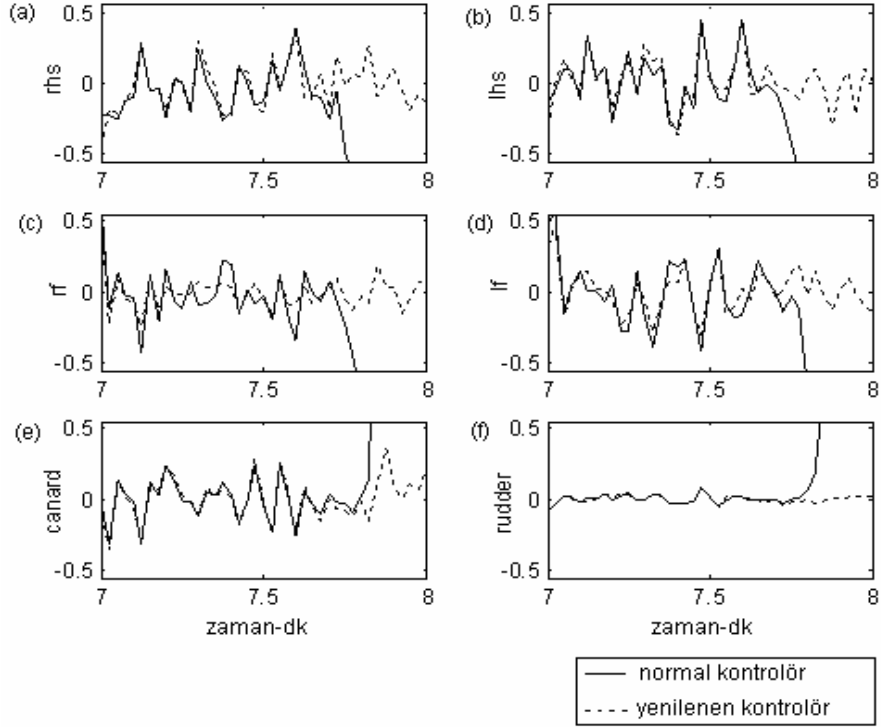
Şekil 5. Normal ve yeniden şekillendirilen kontrolöre göre uçuş durumları, (a) yunuslama ivmesi, (b) yunuslama açısı

## Sonuçlar ve öneriler

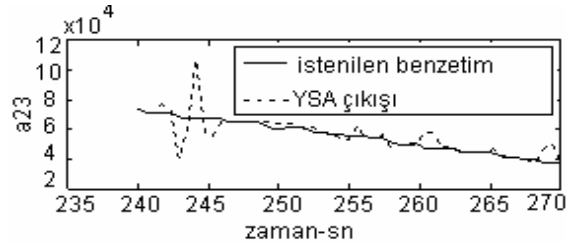
İlave bir bir sensör kullanmadan F16 uçağında oluşan buzlanma KF innovasyon süreci ile 3 dk içinde tespit edilebilmiştir. Aşırı buzlanma şartlarında kontrolü kaybolan F16 uçağının buzlanma parametreleri yapay sinir ağları ile yeteri doğrulukta bulunmuştur. Eğitilmiş yapay sinir ağlarının bulduğu parametrelere göre uçuş kontrol algoritması yeniden şekillendirildiğinde F16 uçağının aşırı buzlanma şartlarında bile güvenli uçabileceği simülasyonlar sonucunda anlaşılmıştır. İki katmanlı toplam 10 nörona sahip bir yapay sinir ağ yapısının uygun olduğu görülmüştür. Değişik denemeler sonucunda iki katmanda yaklaşık 10 adet nöron seçilmesi, YSA modelinin performansını (işlem hızı, yakınsama hızı, anlık hata ve toplam hata, minimum square error) yeterince iyileştirmiştir.

Buzlanmanın tespit edilebilmesi için öncelikle sadece iki önemli kararlılık türevi alınmıştır.

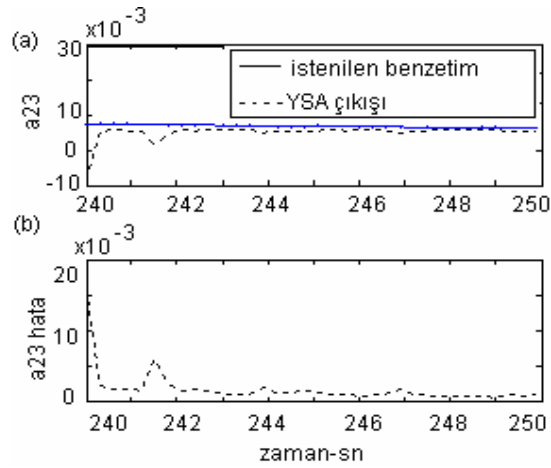




Şekil 6. Kontrol yüzeylerindeki sapmalar (radyan), (a) sağ yatay dümen-stabilizer, (b) sol yatay dümen-stabilizer, (c) sağ flap, (d) sol flap, (e) canard, (f) düşey dümen-rudder



Şekil 7. Eğitim safhasında  $a_{23}$  parametresi



Şekil 8  $a_{23}$  buzlanma parametresinin benzetim bilgi girişi altında eğitilmiş YSA tarafından tahmini, (a)  $a_{23}$ , (b)  $a_{23}$  hata

Gürültülerin ve nöron sayılarının etkisi incelenildikten sonra bu sayı beşe çıkarılmıştır. Eğitim süresi yaklaşık 3-4 kat artmış ve aynı bırakılan modelin performansı yaklaşık 100 kat düşmüştür.

Eğitim kümesinin (girişler ve çıkışlar) süreksizlikliği eğitim süresini uzatmıştır. Sürekli bir şekilde değişen kararlılık türevlerinin kullanılması eğitim performansını iyileştirmiştir. Yaklaşık 6. adım (epoch) civarında istenilen hedef  $10^{-7}$  gerçekleşmiştir. Durumlardaki gelişigüzel alınan gürültüden dolayı bu değerler her bir simülasyonda biraz farklılık göstermektedir. Hatayı azaltmak ve performansı artırmak için uygun eğitim metodu araştırıldı. Uygun bir metot olarak geriye yayılma (backpropagation) Levenberg-Marquardt (trainlm) eğitim algoritması kullanıldı.

Birimsiz olan buzlanma parametrelerinin bağlı hatalarının %5 gibi kabul edilebilir limitler içinde olması sağlanmıştır.

Buzlanma parametrelerinin tespit edilebilmesi için buzlanma etkisi ölçüm veya model gürültüleri içinde kaybolmaması gerekir. Kalman Filtresi gürültülerin etkisini azaltmıştır.

Uçaklardaki buzlanma aerodinamik, uçuş mekaniği ve performansı gibi değişik konularda uzmanların ortak bir çalışması olması gerekir. Şimdiye kadar yapılan uluslararası kapsamlı çalışmalara bakıldığında tamamı NASA, NATO veya üniversiteler tarafından desteklenmiş ve özel gruplar kurulmuştur. Buna rağmen yapılan çalışmalar yeterli değildir ve buzlanma konusu hala açık bir konudur. Buzlanma problemini çözmek için önerilen metod başka problemleri çözmek için de kullanılabilir: Uçağın winglet, fairing, aerodinamik panel gibi herhangi bir yapısal elemanında, veya elevatör, rudder, aileron, spoiler, flap ve slat gibi kontrol yüzeylerinde meydana gelen deformasyonlar veya tamamen kopması, veya çok motorlu uçağın herhangi bir motorunun devre dışı kaldığı durumlarda bu metod etkili olabilir. Bu şekildeki arızalar az karşılaşılan olaylar değildir. Bu arızalar yıldırım çarpması, sağnak gibi dış olaylardan veya bakım, montaj ve pilot hatalarından kaynaklanabilir.

Sonuç olarak Türkiye’de meydana gelen uçak kaza-kırım incelemelerinde veya uçağın kullanıcısı olarak performansının iyileştirilmesi amacıyla yapılacak çalışmalarda gerçek uçuş bilgilerinin işlenip kullanılmasına önem verilmesi gerekmektedir.

## Teşekkür

Çalışmaya verilen desteklerden dolayı THY AO teşekkürle anılır.

## Kaynaklar

- Aykan, R., (1997). Düzgün doğrusal yatay uçuş yapan bir uçağın kararlılık türevlerinin bulunuşu ve kararlılığının analizi, *Yüksek Lisans Tezi*, ITU Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul.
- Bragg, M. B., Perkins, W. R., Sarter, N. B., Başar, T., Voulgaris, P. G., Gurbachi, H. M., Melody, J. W., ve McCray, S. A., (1998). An interdisciplinary approach to inflight aircraft icing safety, *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Bildiri No AIAA-98-0095, Reno, NV, USA.
- Bragg, M. B., Hutchison, T., Oltman, R., Pokhariyal, D., ve Merritt, J., (2000). Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics, *38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Bildiri No. AIAA-2000-0360, Reno, NV, USA.
- Bragg, M. B., Perkins, W. R., Basar, T., Sarter, N. B., Voulgaris, P. G., Selig, M., ve Melody, J., (2002). Smart icing systems for aircraft icing safety, *40th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Bildiri No: 2002-0813, Reno, NV, USA.
- Gurbachi, M. H. ve Bragg, M. B., (1999). Sensing aircraft icing effects by flap hinge moment measurement, *17th Applied Aerodynamic Meeting*, Bildiri No. AIAA-99-3149, Norfolk VA, USA.
- Hajiyev, Ch. M. ve Çalışkan, F., (2001) Integrated sensor / actuator fdı and reconfigurable control for fault-tolerant flight control system design, *The Aeronautical Journal*, **105**, 1051, 525-533.
- Johnson M.D, ve Rokhsan K., (2000). Using artificial neural networks and self organizing maps for detection of airframe icing, *Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Bildiri No AIAA-2000-4099, Denver, USA.
- Lyshevski, S.E., (1997). State-space identification of nonlinear flight dynamics, *In proceedings of the*

- Conference on Control Applications*, Hartford, Connecticut, 496-498.
- McLean, D., (1990). *Automatic flight control systems*, Prentice Hall International Ltd., London, UK.
- Melody, J.W., Başar, T., Perkins, W.R. ve Voulgaris, P. G., (2000). H-infinity parameter identification for inflight detection of aircraft icing, *IFAC Control Eng. Practice*, **8**, 985-1001.
- Melody, J.W., Hillbrand, T., Başar, T. ve Perkins, W.R., (2000). H-Infinity parameter identification for in-flight detection of aircraft icing: the time varying case, *IFAC Control Engineering Practice*, 1327-1335.
- Melody, J. W., Pokhariyal, D., Merret, J., Başar, T. ve Bragg, M. B., (2001). Sensor integration for inflight icing characterization using neural networks, *39th Aerospace Science Meeting and Exhibit*, AIAA Bildiri No: 2001-0542, Reno, NV, USA.
- Mehra, R. K. ve Peschon, J., (1971). An innovations approach to fault detection and diagnosis in dynamic systems, *Automatica*, **7**, 637-640.
- Miller, R. H. ve Ribbens, W. B., (1999). The effects of icing on the longitudinal dynamics of an icing research aircraft, *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA.
- Myers, T. T., Klyde, D. H., ve Magdaleno, R. E., (2000). The dynamic icing detection system, *38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, USA.
- Ratvasky, T. P. ve Ranaudo, R. J., (1993). Icing effects on aircraft stability and control determined from flight data – preliminary results, *31st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Bildiri No: AIAA-93-0398, Reno, NV, USA.
- Ratvasky, T. P. ve van Zante, J. F., (1999). In-flight aerodynamic measurements of an iced horizontal tailplane, *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Bildiri No: AIAA-99-0638, Reno, NV, USA.
- Ribbens, W. B., ve Miller, R. H., (1999). Detection of icing and related loss of control effectiveness in regional and corporate aircraft, *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Bildiri No: AIAA-99-0637, Reno, NV, USA.
- Roskam, J., (1985). Airplane flight dynamics and automatic flight controls, Part I and II, *Roskam Aviation and Engineering Corporation*, Kansas, USA.
- Schuchard, E. A., Melody, J. W., Başar, T., Perkins, W. R., ve Voulgaris, P., (2000). Detection and classification of aircraft icing using neural networks, *38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Bildiri No. AIAA-2000-0361, Reno, NV., USA.
- Whalen, E., Lee, S., ve Ratvasky, T., (2002). Characterizing the effect of ice on aircraft performance and control from flight data, *40th Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Bildiri No: 2002-0816 Reno, NV, USA.