

# Uçuş Kumanda Yüzeği Kilitlenme Etkilerini Düzeltici Otomatik Pilot Tasarımı

Coşku Kasnakoglu<sup>1</sup>, Ünver Kaynak<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Elektrik ve Elektronik Mühendisliğı Bölümü  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Söğütözü, Ankara  
kasnakoglu@etu.edu.tr

<sup>2</sup>Makine Mühendisliğı Bölümü  
TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Söğütözü, Ankara  
ukaynak@etu.edu.tr

## Özetçe

Uçuş kumanda yüzeğlerinin hasar görmesi ya da kilitlenmesi durumunda geriye kalan kumandalarla bir hava aracının “eşgüdümlü olmayan” uçuş şartlarına “olağandışı durum” denmektedir. Olağandışı durumda uçağın düz uçuşa devam etmesi ve sonunda yere indirilmesi için gereken insan- veya otomatik-pilot kumanda giriş şartlarının benzetimi uçağın gerçekten o şartları üretip üretmeyeceğı, yani görevi tamamlayıp tamamlayacağını tespit etmek ve bunu sağlayıcı otomatik pilot tasarımı açısından gereklidir. Mevcut çalışmada önce tek motorlu asimetrik özellikleri güçlü bir uçağın düz ve yatay uçuşu için gerekli denge noktası bulunmuştur. Ardından bu uçağın yön dümeni kilitlenerek uçağın kontrolsüz, açık-çevrim (insan pilot) ve kapalı çevrim (otomatik pilot) uçuşlarının MATLAB/SIMULINK ortamında benzetimleri yapılmıştır. Kontrolsüz uçuşta uçağın kaybedildiğı, insan pilotlu uçuşlarda uçağın istenilen şekilde kumanda edilemediğı, buna karşılık tasarlanan otomatik pilot vasıtasıyla düz ve yatay uçuşun başarılıabildiğı gösterilmiştir.

**Anahtar Kelimeler:** eşgüdümlü-olmayan hareket, olağandışı durum, uçuş kontrol yüzey arızası, kumanda gücü

## Abstract

The “uncoordinated motion” during flight caused by damaged or stuck flight control surfaces is termed “flight at an unusual attitude.” It is crucial to obtain and simulate the flight control surface inputs necessary for sustaining level flight or for landing the aircraft at unusual attitudes, since these kinds of inputs play key a role in the design of an autopilot for handling such unusual situations. In this paper we study a single engine aircraft with strong asymmetries introduced by the propeller. First a trim point for level flight is obtained using MATLAB/Simulink, followed by the uncontrolled, open-loop (human pilot) and closed-loop (autopilot) simulations with a stuck rudder. It is observed that the aircraft is lost under uncontrolled operation and that it cannot be controlled as desired under open-loop. For closed-loop operation however, it is seen that the aircraft is successful in sustaining level flight.

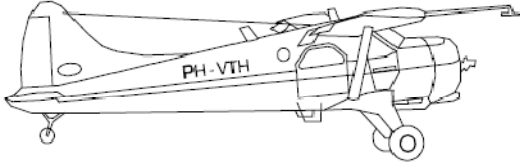
**Key words:** uncoordinated motion, unusual attitude, flight control surface failure, control authority

## Giriş

Son yıllarda uçuş kumanda sistemi bileşenlerinin veya yüzeğlerinin hasara uğraması veya sıkışması sebebiyle görevlerini yapamamasının çok sayıda ölümcül ticari uçak kazasına yol açtığı bilinmektedir [1]. Bunlar arasında bilhassa dümen arızası dolayısıyla oluştuğı gösterilebilen çok sayıda ticari uçak kazasından bahsedilmektedir [2]. Hasara uğrayan ya da servo arızası vb. sebebiyle kumanda yüzeğlerinden bazılarının sıkışarak görev yapamaması durumunda, arızanın yerine ve büyüklüğüne göre, öncelikle arızanın sistem tarafından otomatik olarak tanınması, daha sonra sağlam kalan kumandalarla uçağın kararlı uçuşa devam ettirilmesi, en sonunda da uçağın güvenle yere indirilmesi hayatta kalış açısından son derecede önemlidir. Hasarlı sistem dışında kalan sağlıklı sistemlerin uçağın “olağandışı durum”da da olsa uçuşunu devam ettirebilip ettiremeyeceğı, ya da hangi uçuş zarfı dahilinde bunu yapabileceğı araştırma konusudur [3]. Üstelik, sistemlerde kalan kontrol gücü yetse dahi bunun uygulaması pilot iş yükünü aşırı derecede artırmasından dolayı insan pilotun yetmeyebileceğı ve bu durumda otomatik pilota gereksinim duyulabileceğı bellidir. Bu şartlar altında problemin tanımı “olağanüstü durumlar” altında otomatik pilot tasarımına dönüşmektedir. Dünyada bu konuda yapılan çalışmalar, son yıllardaki gelişmelere paralel olarak “akıllı kontrol” uygulamaları yönünde ilerlemektedir [4]. NASA’da başlatılan akıllı uçuş kontrol uygulamaları dört başlık altında sürdürülmektedir: Sistem arızası sebebiyle oluşan kontrol kaybı, maddi hasar sonucu uçak karakteristiklerinin değışimi, değışen uçuş şartları (irtifa, hız, Mach sayısı), rüzgar ve atmosferik türbülans gibi değışen çevre şartları. Söz konusu kontrol problemlerinin karmaşıklığı dolayısıyla geleneksel kontrol algoritmaları yeterli olmamakta, optimal kontrol, gürbüz kontrol, doğrusal olmayan kontrol ve son zamanlarda da bulanık, genetik ve sinir-ağları kontrol tekniklerine geliştirilmektedir [5].

## Problemin Tanımı

Bu çalışmanın amacı, tek motorlu ve pervaneli bir uçağın denge (trim) durumundan başlayarak, örneğın dümen kilitlenmesi şeklinde ortaya çıkan bir uçuş kumanda sistem arızasının pilot üzerine yükleyeceği iş yükünün aşırı olabileceğı kabulüyle, uçağı düzgün uçuşunu sağlayacak bir



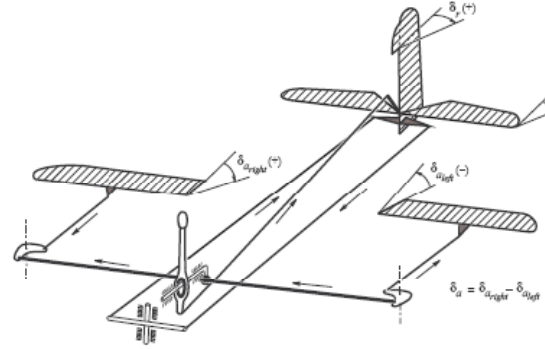
Şekil 1. DHC-2 Beaver uçağının dış görünüşü [6]

Kanat açıklığı $b$	14.63 m
Kanat alanı $S$	23.23 m <sup>2</sup>
Ortalama aerodinamik veter $\bar{c}$	1.5875 m
Kanat ok açısı	0°
Kanat dihedral açısı	1°
Kanat profili	NACA 64 A 416
Gövde uzunluğu	9.22 m
Azami kalkış ağırlığı	22800 N
Boş ağırlık	14970 N
Motor	P&W Wasp Jr. R-985
Azami motor gücü	450 Hp @ 2300 rpm, $p_z = 22'' Hg$

Şekil 2. De Havilland Canada DHC-2 Beaver uçağı teknik özellikleri [6]

otomatik pilotun tasarım parametrelerini ortaya koymaktır. Problemin tanımı gereği dümen kilitlendiğinde uçak normal durumdan (eşgüdümlü uçuş) “olağandışı duruma” (unusual attitude) geçecek ve uçuş pilotaj tekniği açısından uçağın içe/dışa sapma (slip/skid) şeklinde uçuşu devam ettirilmeye çalışılacaktır. Mevcut çalışmada pervane yana çekme etkileri dahil oldukça başarılı bir şekilde açık literatürde modeli bulunabilen [6] De Havilland Canada DHC-2 Beaver uçağı esas alınmıştır. Bu uçağın dış görünüşü Şekil 1’de, teknik özellikleri de Şekil 2’de verilmiştir.

DHC-2 Beaver uçağının “olağandışı durum” uçuş şartları için gereken dinamik model en doğru olarak öncelikle gerçek uçuş deneyleri yoluyla veya kapsamlı rüzgar tüneli deneyleri yoluyla yapılabilir. Ancak, gerek hareket simülasyon teknolojisinin geldiği nokta, gerekse matematiksel modelleme ve görüntü işleme teknolojisinin geldiği nokta itibarıyla ve gerçek deneylerin getireceği maddi külfet göz önüne alındığında, uçuşa pilotların da katılacağı uçak simülatörleri kullanmak en doğru yol olarak gözükmektedir [7]. Mevcut çalışmada önce Kaynak 6’da verilen “FDC 1.2 – A SIMULINK Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis” benzetim yazılımı kullanılarak, hedeflenen otomatik pilot için örnek işletme noktaları (operating points) insan pilot girişi yoluyla hesaplanmakta ve DHC-2 Beaver uçağının dinamik davranışı ölçülmektedir. Dinamik davranışın ölçülmesinin ardından, yön dümeni (rudder) kilitlenmesini gidererek uçağı düzgün doğrusal uçuran bir otomatik pilot tasarlanmaktadır. Takip eden paragraflarda önce “FDC 1.2 – A SIMULINK Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis” yazılımı tanıtılacak, daha sonra bu yazılım vasıtasıyla elde edilen insan ve otomatik pilot uçuşları gösterilecektir.



Şekil 3. Uçuş kontrol yüzey açıları [6].

### Olağandışı Durum Uçuş Dinamiği

Kontrol yüzeyi kaybı durumunda eleron ve yön dümeni gibi normal olarak eşgüdümlü çalışan kumanda yüzeyleri eşgüdümlü-olmayan duruma geçeceğinden, benzetim için doğrusal-olmayan uçak modeli kullanılmalıdır. Şekil 2’de uçuş kumanda yüzeyleri hareket yönleri ve işaretleri verilmektedir.

Örneğin, sola koordine dönüş için eş zamanlı olarak sol lövyeye (sağ eleron aşağı (+) sol eleron yukarı (-) yönde açılır) ve sol dümen pedalı (yön dümeni sola (+) açılır) vermek gerekir. Buna karşılık, yön dümeni kilitlenmesinin yine sola olması durumunda, uçağın dönüşünü engellemek üzere eleronlar bu sefer ters yöne (sağ eleron yukarı (-); sol eleron aşağı (+) yönde) açılmalıdır. Bu uçuş durumunda uçak artık simetrik uçuşunu kaybetmiş ve “olağandışı duruma” girmiştir (burun sola dönerken sağ kanat aşağı dönmüştür). Uçağın dümeni giderek daha büyük açılarda kilitlendikçe uçağın kumanda yüzeylerinin kontrol gücü (control authority) ve motor gücü ancak belirli seviyede “koordine-olmayan” uçuşa cevap verebilir. Bu sırada, FDC 1.2 Toolbox dahilinde modellenen uçak dinamiği de giderek geçerliliğini yitirecektir. Gerçek sistem dinamiğinin olağandışı durumlar için türetilmesi fevkalade yüksek maliyet getirdiğinden, pratikte yapay sınır ağları yöntemi kullanılarak, olağandışı durumlar için uçuş kararlılık ve kontrol parametreleri türetilmektedir [8].

### Doğrusal Olmayan Uçak Modeli

Doğrusal olmayan uçak modelinin durum vektörü uygulamaya göre uçak, kararlılık veya rüzgâr eksenlerinde (body, stability, wind axes) yazılabilir. En genel halde durum denklemi

$$\dot{x} = f(x, F_{tot}(t), M_{tot}(t)) \quad (1)$$

şeklinde verilmektedir. Denklem 1’de  $x$  durum vektörünü,  $F_{tot}$  ve  $M_{tot}$  sırasıyla uçağı etki eden toplam dış kuvvet ve dış momentleri göstermektedir. Uygulamada getirdiği kolaylık bakımından mevcut çalışmada kullanılan rüzgâr veya

kararlılık eksenlerinde durum vektörü aşağıdaki şekilde verilmektedir [6],[9]:

$$x = [V, \alpha, \beta, p, q, r, \varphi, \theta, \psi, x_e, y_e, h]^T \quad (2)$$

Durum vektörü bileşenleri sırasıyla rüzgar eksenlerinde verilen  $V$  toplam hız,  $\alpha$  hücum açısı,  $\beta$  sapma açısı,  $p, q, r$ , uçak eksenlerindeki açısal hızlar,  $\varphi, \theta, \psi$ , uçağın yere göre açısal durum Euler açıları,  $x_e, y_e, h$ , uçağın yere göre koordinatları şeklinde tanımlanmaktadır. Toplam dış kuvvet ve momentler

$$F_{tot} = f_F(x(t), u(t), v(t), t) \quad (3.a)$$

$$M_{tot} = f_M(x(t), u(t), v(t), t) \quad (3.b)$$

şeklinde verilmekte olup aerodinamik, itki, yerçekimi, atmosferik etkilerden oluşmaktadır. Bunlar arasında yeralan aerodinamik kuvvet ve moment vektörü

$$F_{aero} = f_{aero}(x, \dot{x}, u_{aero}) \quad (4)$$

olarak verilmekte, kontrol girdi vektörü

$$u_{aero} = [\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta t]^T \quad (5)$$

şeklinde tanımlanmaktadır. Kontrol girdi vektörü bileşenleri sırasıyla  $\delta_e$  elevatör açısı,  $\delta_a$  eleron açısı,  $\delta_r$  dümen açısı ve  $\delta t$  gaz kolu mesafesidir. Aerodinamik kuvvet ve moment vektörü bileşenleri (Denk. 4) boyutsuz katsayılar (kararlılık türevleri) cinsinden uçak eksenlerine göre

$$C_{X_a} = C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{X_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{X_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{X_{\delta_r}} \delta_r + C_{X_{\delta_f}} \delta_f + C_{X_{\alpha\delta_f}} \alpha \delta_f \quad (6.a)$$

$$C_{Y_a} = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r + C_{Y_{\delta_r \alpha}} \delta_r \alpha + C_{Y_{\beta}} \frac{\beta b}{2V} \quad (6.b)$$

$$C_{Z_a} = C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{Z_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e + C_{Z_{\delta_e \beta^2}} \delta_e \beta^2 + C_{Z_{\delta_f}} \delta_f + C_{Z_{\alpha\delta_f}} \alpha \delta_f \quad (6.c)$$

$$C_{l_a} = C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{\delta_a \alpha}} \delta_a \alpha \quad (6.d)$$

$$C_{m_a} = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{m_q} \frac{q\bar{c}}{V}$$

$$+ C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\beta^2}} \beta^2 + C_{m_r} \frac{rb}{2V} + C_{m_{\delta_f}} \delta_f \quad (6.e)$$

$$C_{n_a} = C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{n_{\beta^3}} \beta^3 \quad (6.f)$$

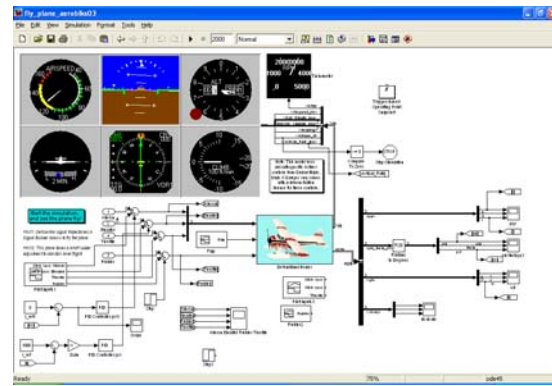
şeklinde verilmektedir [6].

## DHC-2 MATLAB/SIMULINK modeli

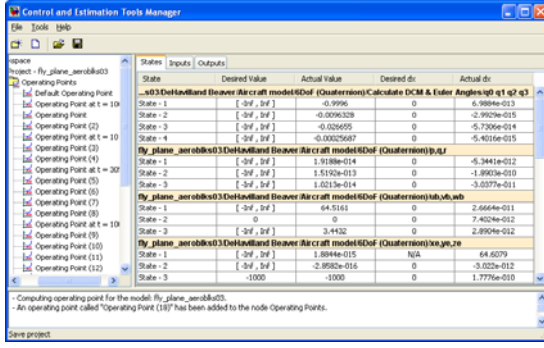
DHC-2 Beaver uçağının bilgisayar ortamında modellenmesi için FDC 1.2 Toolbox paketindeki uçak modellerinden faydalanılarak geliştirilmiş bir MATLAB/SIMULINK modeli esas [11] alınarak eldeki uygulamaya uygun hale getirilmiştir. Geliştiren modelin ekran görüntüsü Şekil 4'te görülebilir. Hazır model üzerinde yapılan temel değişiklikler, uçağın elle uçuş yerine otomatik olarak uçabilecek hale getirilmesi ve bunun için gerekli kontrol bloklarının eklenmesidir. Ayrıca model üzerinde, uçağın istenilen uçuş denge noktalarını sağlayıp sağlamadığının görülebileceği ve bu tür noktaların otomatik olarak eniyileme ve arama metodları ile bulunabileceği düzenlemeler de gerçekleştirilmiştir.

## Düz ve Yatay Uçuş Benzetimi

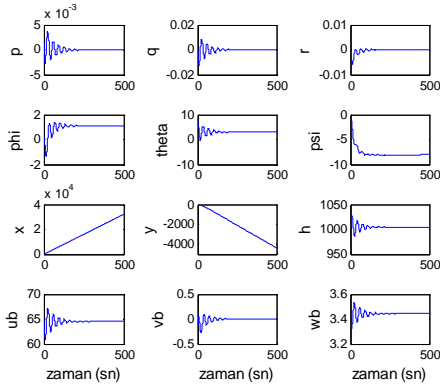
Bu çalışmada ele alınan DHC-2 Beaver uçağının oldukça dengersiz ve uçurması zor bir uçak olduğu bilinmektedir. Bunun temel sebebi, uçağın pervanesinin yarattığı dönme etkisinin çok kuvvetli olması ve düz uçuşta dahi uçağın kuvvetli bir şekilde sola çekmesidir. Uçağın düz olarak uçurulabilmesi için uygun elevatör, eleron, dümen ve gaz verilmesi gerekmektedir. Bu değerleri deneme yanılma yöntemleri ile bulmak neredeyse imkânsızdır, çünkü denge noktasından en ufak bir farklılık olması durumunda uçak düz uçuştan sapabilmekte, hatta uç durumlarda kararsız uçuş davranışları göstererek uçağın kaybedilmesine kadar giden



Şekil 4. DHC-2 Beaver uçağı için kullanılan MATLAB/SIMULINK modeli

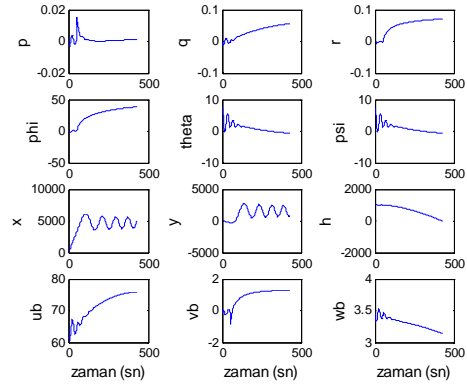


Şekil 5. SIMULINK “Control Design – Linear Analysis” işlevi ile DHC-2 için düz ve yatay uçuşun gerçekleştirildiği çalışma noktası bulunması.

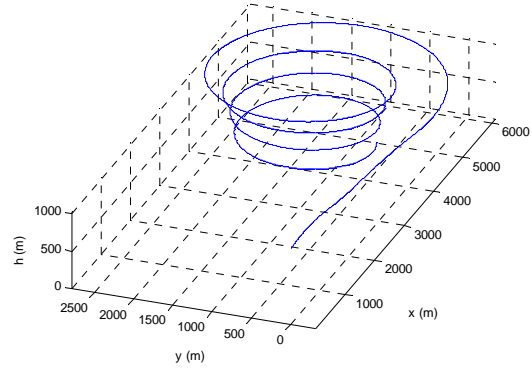


Şekil 6. Çalışma noktası etrafında yapılan SIMULINK benzetimi sonuçları

olumsuz sonuçlar doğurabilmektedir. Bu nedenle uçağın düz uçabileceği bir denge noktası bulabilmek için MATLAB/SIMULINK arayüzü “Control Design – Linear Analysis” işlevinden faydalanılmıştır. Bunun için Euler açılarının sabit, açısal hızların sıfır, uçağın gövdesine göre uzunlamasına hızının sabit, dikey hızının küçük ve sabit, yatay hızının sıfır, ve yüksekliğinin sabit olduğu bir nokta otomatik olarak sayısal arama ve eniyileme yöntemleri ile aranmıştır. Bulunan sonuçlar Şekil 5’te görülebilir. Burada “Actual value” ile gösterilen durum vektörünün denge noktasındaki esas değeri, “Actual dx” ile gösterilen de denge noktasındaki değişimidir. Şekle bakarak istenilen denge şartlarının sağlanmış olduğu görülebilir. Bu denge noktasına karşılık gelen eleron açısı 2.62, elevatör açısı 2.65, dümen miktarı %43 ve motor devri de 3000 rpm olarak bulunmuştur. Görüldüğü gibi uçağı düz konumda uçurabilmek için oldukça yüksek miktarda dümen kullanılması gerekmektedir. Uçağın bu denge noktasından başlayarak uçuşunun benzetimleri yapılmış, elde edilen sonuçlar Şekil 6’da gösterilmiştir. Şekilden görüleceği üzere uçak, başlangıç anındaki ufak bir salınımın ardından, Euler açıları sabit, açısal hızlar sıfır ve yükseklik 1000m civarında sabit kalacak şekilde ileriye doğru 65 m/s hızla uçmakta ve bu davranışını sürdürmektedir. Euler açılarının



Şekil 7. Yön dümeni kilitlemesi durumundaki kontrolsüz uçuş için SIMULINK benzetimi sonuçları

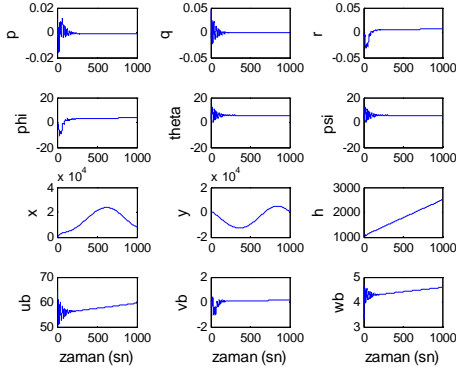


Şekil 8. Yön dümeni kilitlemesi durumundaki kontrolsüz uçuşun yörüngesi

tam olarak sıfır olmadığına da dikkat edilmelidir. Bu da ele alınan uçağın oldukça asimetric olduğunu ve uçağın ileriye doğru dümdüz bir uçuş için gövdesi etrafında belli bir açı ile dönmüş durumda bulunması gerektiğini gösterir.

### Yön Dümeni Kilitlemesi Halinde Kontrolsüz Uçuş Benzetimi

Yön dümeni kilitlemesi uçaklarda zaman zaman görülen çok tehlikeli bir mekanik arızadır. Böyle bir durumda yön dümeni belli bir açıda sıkışarak uçağın sağa veya sola doğru çekmesine, baş aşağı dönmesine ve irtifa kaybetmesine yol açabilir ve duruma uygun şekilde müdahale edilmezse uçak kaybedilebilir. Örnek olarak bildiride ele alınan DHC-2 Beaver uçağı için yön dümeninin miktarının maksimumun %70’inde kilitlendiğini varsayalım. Bu durumda eğer pilot tarafından müdahalede bulunulmaz ise ortaya çıkacak durumun SIMULINK benzetimi Şekil 7’de, üç boyutlu uçuş yörüngesi de Şekil 8’de verilmiştir. Şekillerden görüldüğü gibi uçak kontrolsüz bir biçimde asimetric olarak sola çekerek uçmakta ve devamlı irtifa kaybederek 430 saniye sonunda yere vurmaktadır.



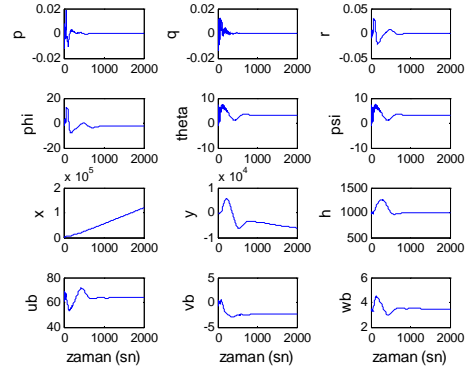
Şekil 9. Yön dümeni kilitlenmesi durumunda (insan) pilotun uçağı düz tutmaya çalıştığı durum için SIMULINK benzetim sonuçları.

### Eşgüdümlü-Olmayan Uçuşun Açık-Döngü Benzetimi

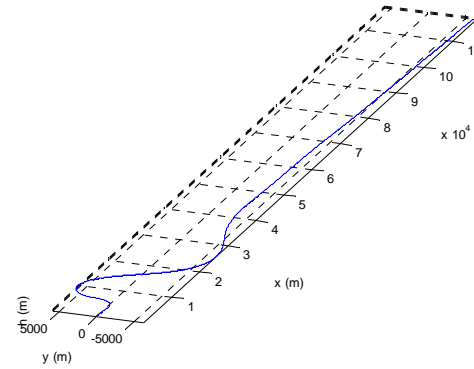
Önceki bölümde görüldüğü gibi kontrol yüzeylerinden birinin işlevini yitirerek kullanılamaz hale gelmesi, eğer gerekli müdahale yapılmazsa vahim sonuçlar doğurabilmektedir. Yukarıdaki örnekte olduğu gibi, normal uçuşta eşgüdümlü olarak çalışan eleron ve yön dümeni yüzeylerinden birisi kaybedildiği takdirde artık uçak alışlageldik biçimde uçuramaz ve “eşgüdümlü olmayan” bir uçuş gerçekleştirilmek durumunda kalır. Örnek olarak Şekil 9’de, yukarıda ele alınan senaryo için (yön dümeninin %75’de kilitlenmesi) bir insan pilotun ters yönde yaklaşık -1 derecelik bir eleron uygulayarak uçağı düz tutma çabası gösterilmiştir. Şekle bakıldığında insan pilotun uçağı düz tutmayı başardığı görülebilir ( $\psi$  yaklaşık sabit). Fakat bunun istenmeyen maliyetleri olduğu da açıkça görülmektedir: Örneğin  $\psi$  açısı uçağın ilk uçuş yönünden oldukça farklıdır; yani uçak artık başka bir istikamete doğru yol almaktadır. Eleron ile uçağı dengeleme çabası ayrıca uçağın sürekli yükselmesine (şekildeki  $h$  devamlı artıyor) yol açmıştır ki bu da istenmeyen bir durumdur. Sıradan bir insan pilotun, üstelik kontrol yüzeyi kilitlenmesi gibi acil ve alışık olmadığı bir durum altında ve uçak eşgüdümlü olmayan bir biçimde uçarken, bütün bu sıkıntıları çare bulabilmesi oldukça zor olacaktır.

### Eşgüdümlü-Olmayan Uçuşun Kapalı-Döngü Benzetimi

Önceki bölümde görüldüğü üzere bir kontrol yüzeyi kilitlenmesi ve kullanılamaz hale gelmesi durumunda uçak kontrolsüz olarak uçmaya başlamakta, bir insan pilot uçağı düz tutmak için duruma müdahale edebilse bile uçuş artık eşgüdümlü olmayacağı için uçağı istenilen biçimde yönlendirmek ve sabit yükseklikte tutmak zor olmaktadır. Bu gibi alışlageldik olmayan acil durumlarda otomatik bir kontrol sisteminin pilota yardımcı olması işleri kolaylaştıracaktır. Bu kısımda böyle bir kontrol tasarımı üzerinde durulacaktır. Örnek olarak kontrolörün, yön dümeni kilitlenmesi durumunda iki hedefi başarmasını istediğimizi varsayalım: 1) Uçak belli bir zaman geçtikten sonra istenilen yöne ( $\psi$ ) gitmeli, 2) Uçak belli bir zaman geçtikten sonra uçuşu istenilen yükseklikte



Şekil 10. Yön dümeni kilitlenmesi durumunda kapalı çevrim kontrol sisteminin düz ve yatay uçuşu sağladığı durum için SIMULINK benzetim sonuçları



Şekil 11. Yön dümeni kilitlenmesi durumunda kapalı çevrim kontrol sisteminin düz ve yatay uçuşu sağladığı durum için uçuş yörüngesi

( $h$ ) uçmalı. Bu amaçları gerçekleştirmek üzere aşağıdaki gibi oransal-türevsel-integral (PID) tipinde iki kontrolör tasarlanmıştır

$$C_1(s) = \frac{\Delta_a(s)}{\Psi(s)} = K_{p1} + \frac{K_{I1}}{s} + K_{d1}s \quad (7)$$

$$C_2(s) = \frac{\Delta_e(s)}{H(s)} = K_{p2} + \frac{K_{I2}}{s} + K_{d2}s \quad (8)$$

Burada  $\Psi(s)$ ,  $\Delta_a(s)$ ,  $H(s)$ ,  $\Delta_e(s)$  sırasıyla  $\psi$ ,  $\delta_a$ ,  $h$  ve  $\delta_e$ 'nin Laplace dönüşümleridir. Kontrolör kazançları önce Ziegler-Nichols standart PID ayarlama yöntemi ile bulunmuş, bunun ardından da istenilen cevaba daha yakın tepkiler verecek şekilde deneysel olarak ayarlanmıştır. Kontrolör kazançları  $K_{p1} = 10^{-2}$ ,  $K_{I1} = 10^{-4}$ ,  $K_{d1} = 5 \times 10^{-4}$ ,  $K_{p2} = 2 \times 10^{-3}$ ,  $K_{I2} = 2 \times 10^{-5}$ , ve  $K_{d2} = 10^{-1}$  olarak ortaya çıkmıştır. Tasarlanan kontrolörlerle oluşturulan kapalı çevrim sisteminin yukarıda bahsedilen senaryo (yön dümeninin %70’te kilitlenmesi) altındaki SIMULINK benzetim sonuçları Şekil 10’da, uçuş yörüngesi de Şekil 11’de verilmiştir. Şekillere bakıldığında tasarlanan kontrolörlerin uçağı düz tutmayı başardığı ( $\psi$  sonunda sabit oluyor) görülmektedir. Önceki açık

çevrim durumundan farklı olarak uçak belli bir zaman sonra istenilen sapma açısında ( $\psi \rightarrow 0^\circ$ ) uçmakta ve istenilen yüksekliğe gelmektedir ( $h \rightarrow 1000$  m). Uçak gövde eksenine göre açılal hızlardan yalpa hızı  $p$  ve yunuslama hızı  $q$  yaklaşık 300 saniye sonra, sapma hızı  $r$  de yaklaşık 750 saniye sonra sürekli hale ulaşmaktadır. Uçağın dinamik modelinin, uçağın asimetric özellikli gerçek uçuş karakteristiklerini tam yansıtmasından dolayı geçici hal cevabı uzun sürmüştür. Acil durum eğitimi almış bir (insan) pilotun gerçek şartlarda uçağı düz uçuşa getirmesinin daha kısa süreceğı beklenebilir. Gerçek uçak davranışını daha iyi modelleyen bir dinamik sistem ve “akıllı” kontrol teknikleri kullanıldığında sayısal benzetimin de geçici hal cevabı kısılacaktır. Simetric uçuş şartlarında elde edilen kararlılık türevlerinin [10], uçak “olağandışı durum”a sokulduğu için yeni değerler alması gerekmesine rağmen bu çalışmada hala simetric uçuş değerleri kullanıldığından dolayı türevler tam gerçeğı aksettirmemektedir. Geçici hal cevabının uzun olmasının sebeplerinden biri de budur. Olağandışı durumda kararlılık türevlerinin elde edilmesi için yeni bir uçuş test süreci ve ilave maliyet gerekeceğinden, pratik çözüm olarak mümkünse çok gelişmiş uçuş simülatörlerinden faydalanmak ya da literatürdeki örneklerine benzer şekilde yapay sinir ağıları yöntemini kullanmak gerekecektir [5].

## Sonuç

Bu çalışmada önce tek motorlu ve asimetric uçuş özelliklerine sahip DHC-2 Beaver uçağının düz uçuş yapabileceğı bir denge noktası bilgisayar benzetimler, sayısal arama ve eniyileme yöntemleriyle tespit edilmiş ve SIMULINK benzetimleri ile uçağın bu noktada kararlı biçimde uçabildiğı görülmüştür. Uçağın asimetric özelliklerinden dolayı, uçağın düz ve yatay uçuşu için oldukça fazla yön dümeni ayarlamasına ihtiyaç bulunmaktadır. Bu kontrol yüzeyinin kilitlenip, kullanılamaz hale geldiğı durumlarda kontrolsüz bir uçuş görülmekte ve müdahale edilmezse uçağın kaybına dahi sebep olabilmektedir. Öncelikle bu durumun bir insan pilot tarafından nasıl düzeltilebileceğı SIMULINK benzetimleri ile gösterilmiştir. Bir insan pilotun uçağı ters yönde eleron vererek düzledebileceğı, ancak bu durumun diğer parametrelerin denge değerlerinden istenmeyen şekilde sapmalarına yol açabileceğı görülmüştür. Daha sonra bu olağandışı durumda düz uçuşu sağlamak ve istenilen yüksekliği korumak için bir kontrolör tasarımı yapılmıştır. Tasarlanan kontrolörün düz ve yatay uçuşu başardığı SIMULINK benzetimleriyle görülmüştür. Gelecek çalışmada, önce yapay sinir ağıları kullanılarak “olağandışı durum” dinamik modeli türetilecek, daha sonra sadece dümen değil tek veya çift eleron kilitlenmesi durumu araştırılacaktır. Son olarak uyarlamalı (adaptive) ve model tersleme (model

inversion) teknikleri kullanılarak akıllı kontrol yöntemleri denenecektir.

## Kaynakça

- [1] National Transportation Safety Board, Aircraft Accident Report, PB90-910406, NTSB/ARR-90/06, United Airlines Flight 232, McDonnell Douglas DC-10, Sioux Gateway Airport, Sioux City, Iowa, July 1989.
- [2] Brady C., “The Rudder Story”, The Boeing 737 Technical Guide, 2007. <http://www.b737.org.uk/rudder.htm>
- [3] Burcham, Frank W., Jr., Trindel A. Maine, C. Gordon Fullerton, and Lannie Dean Webb, “Development and Flight Evaluation of an Emergency Digital Flight Control System Using Only Engine Thrust on an F-15 Airplane”, NASA TP-3627, Sept. 1996.
- [4] Gundy-Burlet, K., Krishnakumar, K., Limes, G., Bryant, D., "Augmentation of an Intelligent Flight Control System for a Simulated C-17 Aircraft". JACIC 2004, 1542-9423 Vol.1 no.12 (526-542).
- [5] Kaneshige, John, John Bull, and Joseph J. Totah, “Generic Neural Flight Control and Autopilot System”, AIAA 2000-4281, August 2000.
- [6] Rau, M., “FDC 1.2 – A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis”, 2nd Edition, May 10, 2001, <http://www.dutchroll.com>.
- [7] Kaneshige, John and Gundy-Burlet, Karen, “Integrated Neural Flight and Propulsion Control System”, AIAA-2001-4386, August 2001.
- [8] Rysdyk, Rolf T., and Anthony J. Calise, “Fault Tolerant Flight Control via Adaptive Neural Network Augmentation”, AIAA 98-4483, August 1998.
- [9] Stevens, B.L. and Lewis, F.L., “Aircraft Control and Simulation,” Wiley, 2e, 2003.
- [10] Tjee, R.T.H., Mulder, J.A., “Stability and Control Derivatives of the De Havilland DHC-2 Beaver Aircraft,” Report LR-556, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Delft, The Netherlands, 1988
- [11] Gage, S., “Fly a Plane”, September 22, 2004, MATLAB Central. <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/3114>