

F16 SAVAŞ UÇAĞININ BOYLAMSAL AERODİNAMİK VERİTABANININ TANIMLANMASI VE DOĞRULANMASI

Murat Millidere¹ ve Ferhat Akgül²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

Kemal Leblebicioğlu³
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Bu çalışma, F16 savaş uçağı simülatörü kullanılarak elde edilmiş uçuş testi verilerinden, boylamsal aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının belirlenmesini amaçlamaktadır. Uçuş kontrol sistemi tasarlarken veya yüksek kaliteli uçuş simülatörü geliştirirken, bir uçağın aerodinamik özelliklerini doğru ve kapsamlı bir şekilde temsil edilmesi gerekir. Aerodinamik veritabanı modern hesaplama yöntemleri ve rüzgar tüneli testi ile sağlanabilse de, daha doğru ve gerçekçi aerodinamik veritabanı elde etmek için uçuş testi verileri gereklidir. Sistem tanımlama yöntemleri, uçağa etkiyen aerodinamik kuvvet ve momentleri karakterize etmek için kullanılabilir. Uçuş testleri F16 simülasyon modelinde, kontrol yüzeylerinde farklı uyarılar kullanılarak yapılır. Simülasyon verileri önceden tanımlanmış denge (trim) noktalarında toplanır. Aerodinamik parametreleri tahmin etmek için, zaman alanındaki denklem hatası (equation error) ve çıktı hatası (output error) yöntemleri kullanılır. Denklem hatası yöntemi ilk olarak aerodinamik parametreleri tanımlamak için kullanılır ve sonuçlar ince ayar için çıkış hatası yönteminde başlangıç noktası olarak kullanılır. Elde edilen modeller, Federal Havacılık İdaresi (FAA) kılavuzları kullanılarak doğrulanır. Bu doğrulama aynı kontrol girdileri için model çıktıları ile ölçülen sistem çıktıları karşılaştırılarak yapılır.

GİRİŞ

Uçak sistem tanımlama, aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının, kontrol girdilerine, açısal hızlara, hava verilerine (air data) bağlı matematiksel bir model oluşturmak olarak tanımlanabilir [Jategaonkar, 2015], [Klein ve Morelli, 2005]. Sistem tanımlama faaliyetleri insansız hava araçları, yolcu uçakları, zeplin, savaş uçakları ve helikopter gibi birçok hava aracı için uygulanmaktadır [Haser, 2013], [Cavalcanti ve Papini, 2004], [Kornienko, 2006], [Millidere, Cakin ve Yigit, 2019], [Avcioglu, Kutay ve Leblebicioğlu, 2019].

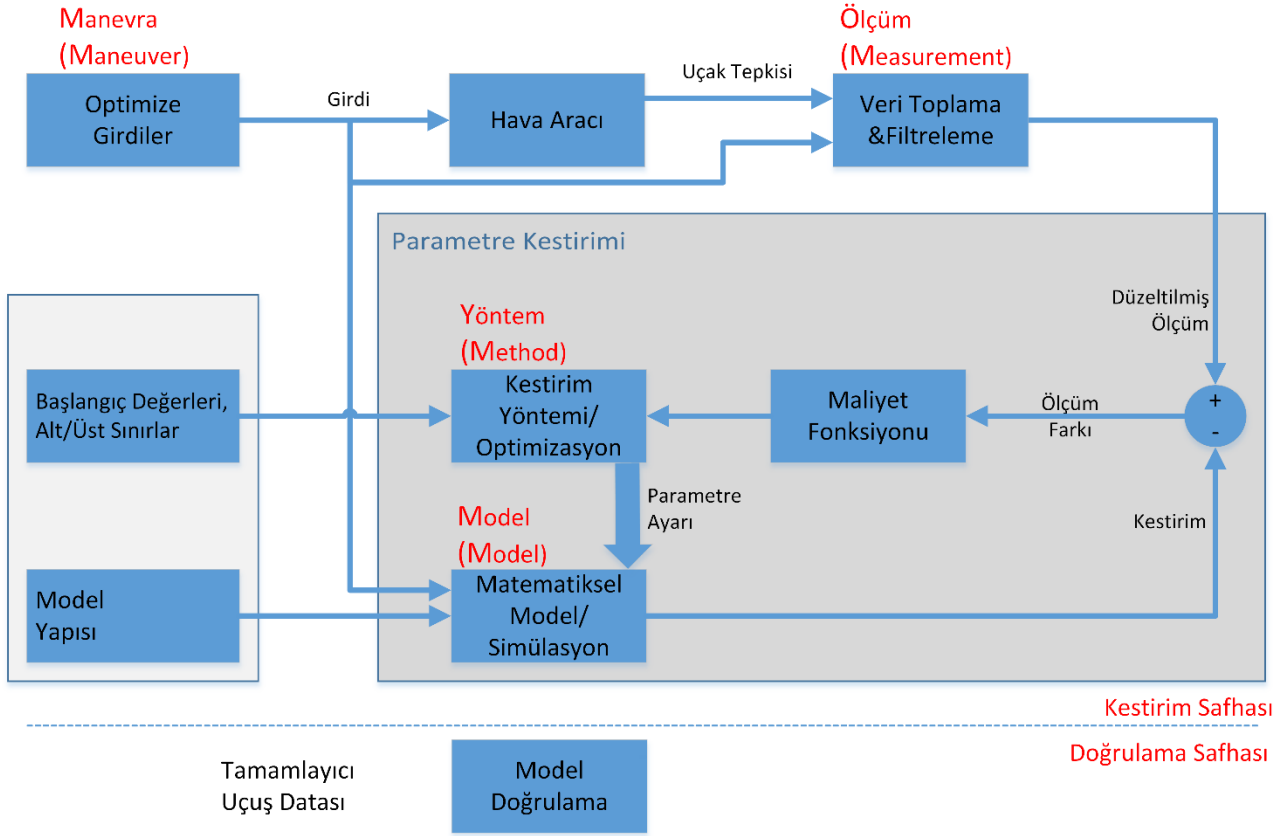
Uçak sistem tanımlama faaliyeti dört ana başlıktan oluşur (Şekil 1) :

- 1) Manevra: Hava aracının farklı modlarını uyarmak için kontrol girişi şeklinin tasarımı;
- 2) Ölçüm: Yüksek doğruluk ve hassasiyetli ölçümler için enstrümantasyon ve filtrelerin seçimi;
- 3) Yöntem: en uygun zaman veya frekans alanı parametre tahmin yöntemi;
- 4) Model: hava aracı matematiksel modelin yapısını

¹ Mühendislik Bilimleri Bölümü, E-posta: murat.millidere@metu.edu.tr

² Mühendislik Bilimleri Bölümü, E-posta: akgul@metu.edu.tr

³ Elektrik ve Elektronik Mühendisliği Bölümü, E-posta: kleb@metu.edu.tr



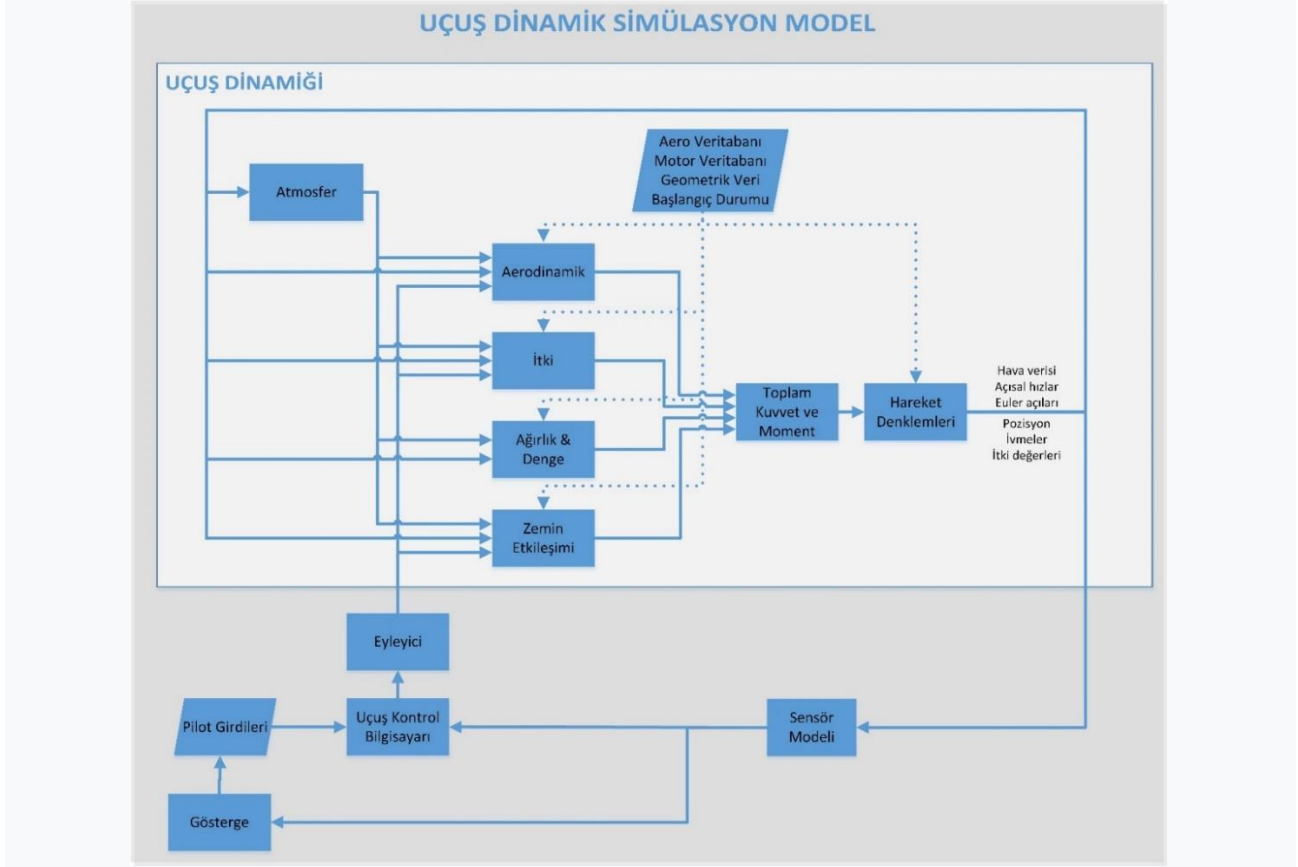
Şekil 1: Hava aracı sistem tanımlama temelleri, Dörtlü-M (Quad-M)

Parametre tahmini, sistem ölçümü ile model kestirimi arasındaki ölçüm farkını tanımlayan olasılık yoğunluk fonksiyonunu minimize etmek olarak tanımlanabilir. İki fazdan oluşur. İlk faza denklem hatası yöntemi, ikinci faza çıktı hatası yöntemi denir. Doğrusal zamanla değişmeyen dinamik sistemlere uygulanabilen ve en küçük kareler regresyon yöntemine dayanan geniş bir yöntem sınıfına denklem hatası yöntemi denir. Simülasyon sırasında entegre olmayan kuvvet ve moment katsayılarının diğer ölçüm sonuçlarına göre lineer regresyon yöntemiyle çözümü denklem hatası yöntemine örnek gösterilir. Simülasyon sırasında entegre edilen hız, hücum açısı, kayma açısı, açısal oranlar ve euler açıları gibi sistem çıktıları arasındaki farkı herhangi bir eniyileme (optimization) yöntemiyle azaltmaya yarayan yöntem çıktı hatası yöntemi denir [Jategaonkar, 2015], [Kornienko, 2006], [Millidere, Cakin ve Yigit, 2019], [Ozger, 2010]. Bu çalışmada ilk fazda aerodinamik parametreleri tanımlamak için denklem hatası yöntemi kullanılmış ve elde edilen sonuçlar ikinci fazda ince ayar için çıktı hatası yönteminde başlangıç noktası olarak kullanılmıştır.

Belirtildiği gibi sistem tanımlama dört önemli ana başlıktan oluşmaktadır. Bunlar; manevra, ölçüm, yöntem ve model olarak adlandırılır. Bu çalışma, sistem tanımlaması için kullanılan yöntemlere odaklanmıştır. Diğer ana başlıklar hakkında ayrıntılı bilgi için [Jategaonkar, 2015] ve [Klein ve Morelli, 2005] referanslara bakılabilir. Uçuş test verileri F-16 simülatörden ölçülmüştür. Veriler, iki farklı yükseklik (10000, 25000 feet) ve 0,3 Mach ila 0,6 Mach arası 6 farklı hız aralığında toplamda 12 farklı denge noktasında toplanmıştır. Farklı araç dinamik hareket modlarını heyecanlandırmak için pilot kontrol girişleri dutch roll ve bank-to-bank manevraları için tasarlanmıştır. Sonuçlar, dutch-roll ve bank-to-bank manevraları için her bir değişken üzerindeki toleranslar açısından Federal Havacılık İdaresi (FAA) tarafından belirtilen yönergeler kullanılarak doğrulanır [Jategaonkar, 2015], [Millidere, Cakin ve Yigit, 2019], [Federal Aviation Administration (FAA), 2008], [Royal Aeronautical Society (RAeS), 2005].

UÇAK MODELİ

Hava aracı simülasyon modeli, ana model ve alt sistem modellerini (çıplak uçak gövdesi, itki, atmosfer, sensör, uçuş kontrol bilgisayarı ve eyleyici) içerir. Çıplak gövde modeli aerodinamik, ağırlık&denge, zemin etkileşimi ve hareket denklemlerinden oluşur. Uçağın aerodinamik verileri, 1979 NASA teknik raporunda yayınlanan rüzgar tüneli testlerinden oluşturulmuştur [Nguyen ve Ogburn, 1979]. Eyleyiciler birinci dereceden bir sistem olarak modellenmiştir [Stevens, Lewis ve Johnson, 2015]. Uçuş kontrol modeli kararlılık artırıcı (SAS) ve kontrol artırıcı sistemleri (CAS) içerir. Şekil 2’de kullanılan simülasyon modeli görülmektedir.



Şekil 2: Hava aracı simülasyon modeli

Hava aracı 6 serbestlik dereceli eşitlikler (1), (2) ve (3) ve (4)’de gösterilmiştir.

Kuvvet denklemleri:

$$\begin{aligned}\dot{u} &= -qw + rv - g \sin \theta + a_x \\ \dot{v} &= -ru + pw + g \cos \theta \sin \phi + a_y \\ \dot{w} &= -pv + qu + g \cos \theta \cos \phi + a_z\end{aligned}\quad (1)$$

Kinematik denklemler:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}\quad (2)$$

Moment denklemleri:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1} \left(\begin{bmatrix} l \\ m \\ n \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \right)\quad (3)$$

Navigasyon denklemler:

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_N \\ \dot{p}_E \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (4)$$

Hava aracı hareket durumları biliniyorsa hava aracı hızı, hücum açısı ve kayma açısı gibi değişkenleri türetmek mümkün olacaktır. Eşitlik (5), (6) ve (7)'de bu bağlantı gösterilmiştir.

$$T_{w/b} = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_T \cos \alpha \cos \beta \\ V_T \sin \beta \\ V_T \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} V_T &= \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \alpha &= \tan^{-1} \frac{w}{u} \\ \beta &= \sin^{-1} \frac{v}{V_T} \end{aligned} \quad (7)$$

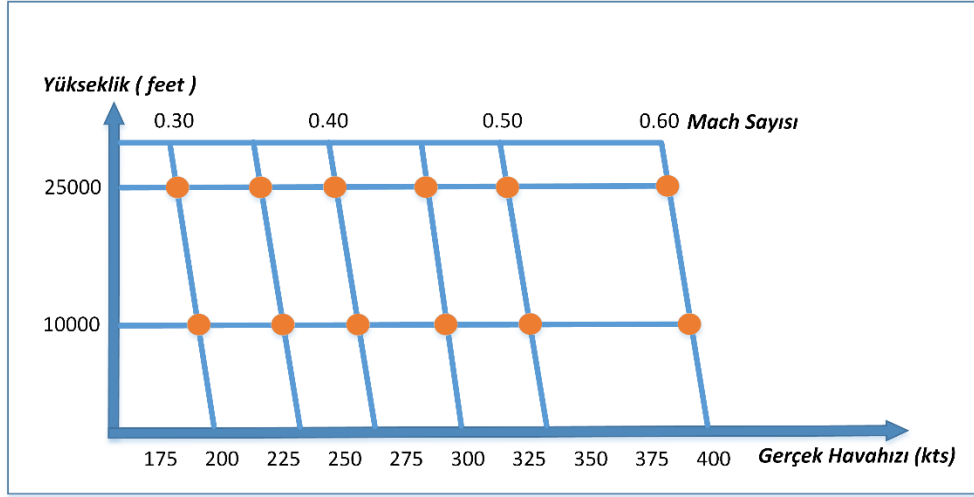
MANEVRASININ TASARIMI VE VERİ TOPLAMA

Veri toplama başlığı altında sistem tanımlama çalışmalarında kullanılan genel uçuş testlerinin tanımlanması, test noktalarında uygulanacak en uygun uçuş manevralarının belirlenmesi ve hava aracının istenilen hareket modunu heyecanlandıracak en uygun (optimal) kontrol girdisi seçimi konuları ele alınacaktır. Genel olarak, her bir manevrayı uçuş denge noktasından başlatmanız ve uçağın salınmasına izin vermek için belirlenen kontrol girişlerini uygulamadan önce ve sonra yaklaşık 5 saniye sabit uçuşa izin verilmesi önerilir [Jategaonkar, 2015].

Kullanılan uçuş test manevraları aşağıdaki gibidir.

1. Kısa periyot (short- period) manevrası
2. Uzun periyot (phugoid) manevrası
3. Bank-to-bank Manevrası
4. Dutch roll manevrası

Sistem tanımlama faaliyetlerinde uçuş test kapsamı (flight testing scope) çok önemlidir. Kapsamlı ve doğru bir aerodinamik veritabanı için bütün operasyon zarfının taranması gerekmektedir. Bu çalışmada ses altı rejim (subsonic regime) için bir çok farklı yükseklik ve hız için denge noktası (trim condition) belirlenmiştir. Bu denge noktalarında yukarıda belirtilen manevralar icra edilmiştir. Aerodinamik katsayılar itki katsayısından etkilenmediği için sadece düz uçuş için veri toplanmıştır. Pervaneli uçaklarda tek düz uçuş yeterli olmayıp, gaz kolunun idle ve maksimum koşullardaki denge noktaları içinde veri toplanır [Cavalcanti ve Papini, 2004]. Şekil 3'te uçuş test kapsamı gösterilmiştir. Yükseklikler 10000 ve 25000 feet olup, hızlar 0.3, 0.35, 0.40, 0.45, 0.50 ve 0.6 Mach olarak belirlenmiştir.



Şekil 3: Uçuş test kapsamı

Test verilerinden aerodinamik model çıkarımı için, gerekli tipik bir ölçüm seti aşağıdaki gibidir [Jategaonkar, 2015].

1. Kontrol yüzeyi sapmaları ($\delta_a, \delta_h, \delta_r, \delta_{lef}, \delta_{sb}$),
2. Doğrusal ivmeler (a_x, a_y, a_z),
3. Açısal oranlar (p, q, r),
4. Euler açıları (θ, ϕ, ψ),
5. Hava verileri (M, α, β),
6. Statik basınç, statik sıcaklık ve yükseklik (P_s, T_s, h),
7. İtici parametreleri (δ_t, T)

Katı cisim aerodinamik model tahmini için genellikle 20-25 Hz örnekleme frekansı yeterlidir [Jategaonkar, 2015]. Simulasyon verileri 20, 50 ve 200 Hz farklı örnekleme hızında kaydedilmiş olup, kestirilen parametreler çok yakın çıkmıştır. Bu nedenle, işlem zamanını kısaltmak için simülasyon sonuçları 20 Hz örnekleme hızında kaydedilir.

DİNAMİK SİSTEM GÖSTERİMİ

Parametreleri tahmin edilecek olan dinamik sistemin matematiksel modelinin aşağıdaki genel doğrusal olmayan sistem gösterimi ile açıklandığı varsayılmaktadır [Jategaonkar, 2015]. Bu çalışmada kararsız girdilerin olmadığı sadece ölçüm hatasının olduğu varsayılmaktadır. Dinamik sistem gösterimi Eşitlik (8)'te ifade edilmiştir.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= f[x(t), u(t), \theta] \\ y(t) &= g[x(t), u(t), \theta] \\ z(t_k) &= y(t_k) + v(t_k) \end{aligned} \quad x(t_0) = x_0 \quad (8)$$

u, x, z, y girdi, durum, ölçüm ve model çıktı vektörlerini temsil eder. v, θ ise ölçüm hatası ve kestirilecek değişkenler vektörlerini temsil eder.

Differansiyel denklemlerin numerik çözüm yöntemi olarak Runge-Kutta 4 yöntemi önerilmiştir. İlk iterasyonlarda işlem maliyetini düşürmek için Runge-Kutta 2 kullanılabilir [Jategaonkar ve Thielecke, 2002].

VERİLERİN SÜZGEÇLENMESİ VE KİNEMATİK TUTARLILIĞI

Ölçülen verilerdeki, özellikle nümerik türev alınması gereken açısal hız verilerindeki, gürültüyü ayıklamak için Spencer tarafından geliştirilen 15 noktaya dayalı alçak geçiren dijital süzgeç (digital filter) kullanılmıştır (9) [Jategaonkar, 2015].

$$y_n = \frac{1}{320} [-3u_{n-7} - 6u_{n-6} - 5u_{n-5} + 3u_{n-4} + 21u_{n-3} + 46u_{n-2} + 67u_{n-1} + 74u_n + 67u_{n+1} + 46u_{n+2} + 21u_{n+3} + 3u_{n+4} - 5u_{n+5} - 6u_{n+6} - 3u_{n+7}] \quad (9)$$

Denklem hatası yöntemi en küçük kareler regresyon yöntemine (least squares regression method) dayalı bir yöntemdir ve bu yöntem uçuş test verisindeki sistematik hatalara çok hassastır. Bu sebeple uçuş test verilerinin iyileştirilmesi yani hatalardan ayıklanması gerekmektedir.

Veri setinin tutarlılığının sağlanması ön işlemleri Flight Path Reconstruction (FPR) olarak literatürde yer almaktadır ve iki adımda gerçekleştirilmektedir.

1. Veri setindeki ölçümden kaynaklı (ölçeklendirme faktörü, sapma, gecikme süresi) sistematik hataların belirlenmesi
2. Hava aracı hareket durum değerleri tahmininin (aircraft state estimation) yapılması

Veri kinematik tutarlılık için girdi vektörü, durum değişkenleri, ölçüm çıktı/model çıktı vektörü ve kestirilecek değişkenler Çizelge 1’de gösterilmiştir.

Çizelge 1: Kinematik tutarlılık için sistem dinamiği gösterimi

u	<i>girdi vektörü</i>	$[a_x, a_y, a_z, p, q, r]$
x	<i>durum değişkenleri</i>	$[u, v, w, \phi, \theta, \psi, h]$
z	<i>ölçüm çıktı vektörü</i>	$[V_T, \alpha, \beta, \phi, \theta, \psi, h]$
y	<i>kestirim çıktı vektörü</i>	$[V_T, \alpha, \beta, \phi, \theta, \psi, h]$
θ	<i>kestirilecek değişkenler</i>	$[\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z, \Delta p, \Delta q, \Delta r, K_\alpha, \Delta \alpha, K_\beta, \beta]$

Eşitlik (1), (2) ve (4)’den görülebileceği üzere, ölçülen ivme (a_x, a_y, a_z) ve açısal oranlar (p, q, r) kullanılarak, durum değişkenlerinin tahmin edilmesi mümkün hale gelmektedir. Eşitlik (7) kullanılarak (u, v, w) durum değişkenlerinden (V_T, α, β) kestirim çıktı değişkenlerine geçilmektedir.

Operasyonel koşullar altında uçuş konfigürasyonunun etkisi simülasyon ortamında gerçekçi olarak test edilemediğinden, hataları gidermek için kalibrasyon gerekmektedir. Bunun için (1), (2), (4) ve (7) eşitliklerinden yer alan değişkenlere sensör modeli eklenmelidir. Herhangi bir ölçülen değişken (y), ölçeklendirme (scale) faktörü, sapma (bias) ve gecikme süresi ifadeleri Eşitlik (10)’daki gibi yazılabilmektedir.

$$y_m(t) = K_y Y(t - \tau) + \Delta y \quad (10)$$

Bu denklemde K_y , kalibrasyon faktörü, Δy bilinmeyen ölçüm sapması ve τ ise zaman gecikmesini ifade eder. Zaman gecikmesi bizim çalışmalarımızda sıfır olarak kabul edilmiştir.

p_N ve p_E pozisyon durum değerleri FPR çalışmalarında dahil edilmemektedir. Böylece incelenecek durum değişkenleri vektörü $[u \ v \ w \ \phi \ \theta \ \psi \ h]^T$ olacaktır.

Eniyileme (optimizasyon) yöntemi ile minimize edilecek maliyet fonksiyonunun gösterimi Eşitlik (11)’deki gibidir.

$$J(\theta) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (z(t_k) - y(t_k))^T (z(t_k) - y(t_k)) \quad (11)$$

Eniyileme yöntemi olarak Gauss-Newton yöntemi kullanılmıştır.

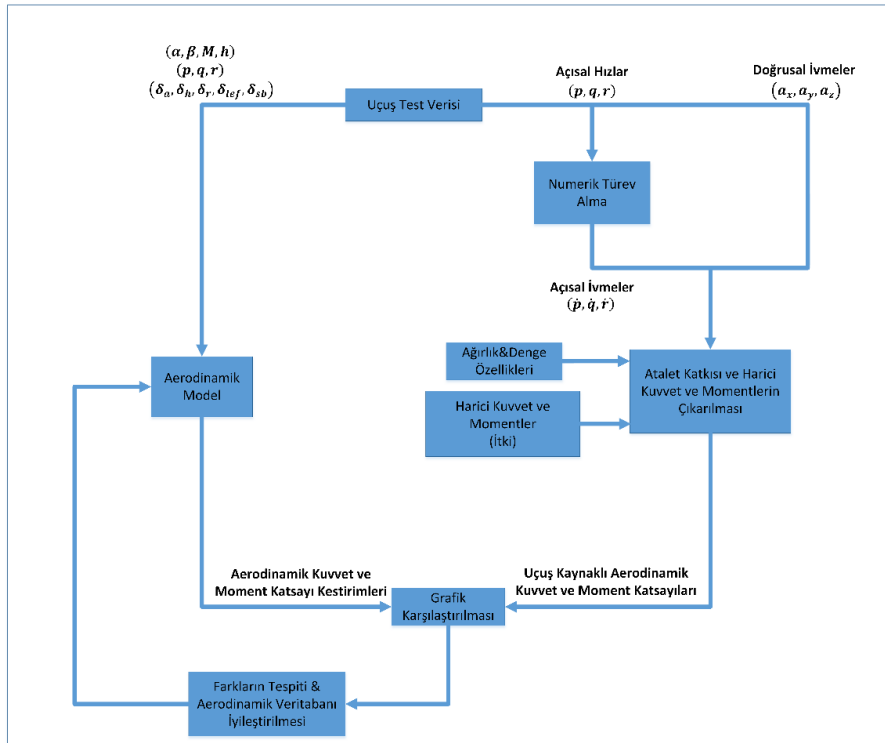
PARAMETRE TAHMİN YÖNTEMLERİ

Modelde tanımlanan aerodinamik parametrelerin tahmini iki fazda tamamlanır. İlk faz için denklem hatası yöntemi kullanılır, ilk fazda bulunan sonuçlar başlangıç noktası olarak kullanılıp ikinci fazda ince ayar için çıktı hatası yöntemi kullanılır.

Faz 1: Denklem Hatası Yöntemi

Denklem hatası yöntemi (equation error method), doğrusal zamanla değişmeyen dinamik sistemlere uygulanabilen ve en küçük kareler regresyon yöntemine dayanan geniş bir yöntem sınıfını temsil eder [Kornienko, 2006]. Denklem hatası yöntemini kullanırken model çıktıları almak için hareket denklemlerini entegre etmeye gerek yoktur, model çıktıları (aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları) ölçülmüş verilerden direk 6DoF hareket eşitlikleri kullanılarak zaman bağımsız elde edilir. Regresyon yöntemlerinin tercih edilmesinin en büyük sebeplerinden biri modelin lineer ya da non-lineer olmasından bağımsız olarak uygulanabilir olmasıdır.

Aerodinamik parametre tanımlaması durumunda bir ön işlem adımı gereklidir, çünkü aerodinamik kuvvetler ve momentler doğrudan ölçülmez, ancak ilgili değişkenlerin, doğrusal ivmelerin ve açısal hızların, kütle özelliklerinin ve diğer dış kuvvetlerin ve momentlerin ölçümlerinden elde edilebilir [Jategaonkar, 2015]. Şekil 4'te denklem hatası yöntemi akışı gösterilmiştir.



Şekil 4: Denklem hatası yöntemi akış diagramı

Denklem hatası yöntemi için girdi vektörü, durum değişkenleri, ölçüm çıktı/model çıktı vektörü ve kestirilecek değişkenler Çizelge 2'de gösterilmiştir.

Çizelge 2: Denklem hatası yöntemi için sistem dinamiği gösterimi

u	<i>girdi vektörü</i>	$V_T, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_{lef}, \delta_h, \delta_a, \delta_r, M$
x	<i>durum değişkenleri</i>	$[\]$
z	<i>ölçüm çıktı vektörü</i>	$[C_x, C_z, C_m]$
y	<i>model çıktı vektörü</i>	$[C_x, C_z, C_m]$
Θ	<i>kestirilecek değişkenler</i>	$[C_x, C_z \text{ and } C_m \text{ Model Bileşenleri}]$

Tipik olarak, itme kuvvetleri ve momentler yer testlerinden elde edilir, bu nedenle aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin uçak hareketine ve kontrol değişkenlerine işlevsel bağımlılığını modellemek için denklem hatası yöntemi uygulanır. Eşitlik (12)'te aerodinamik katsayıların bağımlı olduğu değişkenleri gösterilmiştir.

$$C_a = C_a(M, \alpha, \beta, p, q, r, \delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_{lef}, \delta_{sb}) \quad (12)$$

a alt işareti X, Y, Z ve l, m, n değişkenlerini ifade etmektedir.

Boylamsal katsayıların model bağımlılığı genel olarak Eşitlik (13)'teki gibidir.

$$C_a = C_a(\alpha) + \Delta C_a(\beta, \alpha) + \Delta C_a(\delta_h, \alpha) + \Delta C_a(\delta_{LEF}, \alpha) + \frac{\bar{c}}{2V_T} \left\{ \left[C_{a_q}(\alpha) + \Delta C_{a_q}(\alpha, \delta_{LEF}) \right] q \right\} \quad (13)$$

a alt işareti X, Z ve m değişkenlerini ifade etmektedir.

Belirlenen C_x aerodinamik kuvvet katsayısının kapsamlı model bileşenleri Eşitlik (14)'te gösterilmiştir.

$$\begin{aligned}
C_x = & C_{x0} + C_{x\alpha} \alpha + C_{x\alpha=5} (\alpha - 5)_+ + C_{x\alpha=10} (\alpha - 10)_+ + C_{x\alpha=15} (\alpha - 15)_+ \\
& + (C_{x\beta} + C_{x\beta\alpha} \alpha) \beta + (C_{x\beta^2} + C_{x\beta^2\alpha} \alpha) \beta^2 \alpha \\
& + (C_{x\delta_h} + C_{x\delta_h\alpha} \alpha + C_{x\delta_h\alpha=5} (\alpha - 5)_+ + C_{x\delta_h\alpha=10} (\alpha - 10)_+ \\
& + C_{x\delta_h\alpha=15} (\alpha - 15)_+) \delta_h \\
& + (C_{x\delta_{LEF}} + C_{x\delta_{LEF}\alpha} \alpha + C_{x\delta_{LEF}\alpha=5} (\alpha - 5)_+ \\
& + C_{x\delta_{LEF}\alpha=10} (\alpha - 10)_+ + C_{x\delta_{LEF}\alpha=15} (\alpha - 15)_+) \delta_{LEF} \\
& + (C_{xq} + C_{xq\alpha} \alpha + C_{xq\alpha=5} (\alpha - 5)_+ + C_{xq\alpha=10} (\alpha - 10)_+ + C_{xq\alpha=15} (\alpha - 15)_+) q^* \\
& + (C_{xq\delta_{LEF}} \delta_{LEF} + C_{xq\delta_{LEF}\alpha} \delta_{LEF} \alpha) q^*
\end{aligned} \quad (14)$$

Kestirilecek C_x model bileşenleri Eşitlik (15)'teki gibi gösterilmiştir. Diğer aerodinamik model bileşenleri benzer şekildedir.

$$\begin{aligned}
\Theta_{C_x} = & [C_{x0}, C_{x\alpha}, C_{x\alpha=5}, C_{x\alpha=10}, C_{x\alpha=15}, C_{x\beta}, C_{x\beta\alpha}, C_{x\beta^2}, C_{x\beta^2\alpha}, C_{x\delta_h}, C_{x\delta_h\alpha}, C_{x\delta_h\alpha=5}, \\
& C_{x\delta_h\alpha=10}, C_{x\delta_h\alpha=15}, C_{x\delta_{LEF}}, C_{x\delta_{LEF}\alpha}, C_{x\delta_{LEF}\alpha=5}, C_{x\delta_{LEF}\alpha=10}, C_{x\delta_{LEF}\alpha=15}, C_{xq}, C_{xq\alpha}, \\
& C_{xq\alpha=5}, C_{xq\alpha=10}, C_{xq\alpha=15}, C_{xq\delta_{LEF}}, C_{xq\delta_{LEF}\alpha}]
\end{aligned} \quad (15)$$

Model Yapısı Belirlenmesi: Aerodinamik katsayıların model değişken seçimi yapılırken akla ilk gelen tüm etkileri kapsayan çok kapsamlı bir model oluşturmak olabilir. Fakat oluşturulan modeller olabildiğince basit ve gerektiği kadar karmaşık olmalıdır. Daha basit modellerin yorumlanması daha kolaydır ve model testleri doğrulaması için daha pratiktir. Tüm etkileri kapsayan modeli oluşturduğumuzda aerodinamik karakteristiği modellemek yerine veri üzerindeki gürültüyü

ezberlemiş olabiliriz. Bu duruma aşırı öğrenme (overfitting) denir. Aşırı öğrenme modelin genelleşme yeteneğinin kaybına sebep olur. Bazı baskın etkileri modele eklediğimizde ise karakteristiği tam olarak çıkarmamış oluruz. Bu durumda eksik öğrenme (underfitting) olarak adlandırılır [James, Witten, Hastie ve Tibshirani, 2013], [Hastie, Tibshirani ve Friedman, 2009].

Model yapısı belirlenmesinde kullanılan kriterlerin bir kısmı aşağıda belirtilmiştir.

İstatistiksel Doğruluk; öncelikle beklenen değerin makul olup olmadığını kontrol ederiz. Kestirilen parametrenin büyüklüğü gerçek değere yakın olmalıdır. Standart sapmayı, göreceli standart sapmayı ve korelasyon matrisi sonuçlarını kontrol edilir. Göreceli standart sapma 50'yi ve bağımsız değişkenler arası korelasyon 0.95'i geçmemelidir.

Zaman Geçmiş Grafikleri; ölçülen uçuş zaman geçmişlerini ve model tahmini yanıtları karşılaştırmak, model uygunluğunu niteliksel olarak değerlendirmek için standart bir prosedürdür. İki cevap arasındaki herhangi bir tutarsızlık model kalitesini artırmak için önemli ipuçları sağlar.

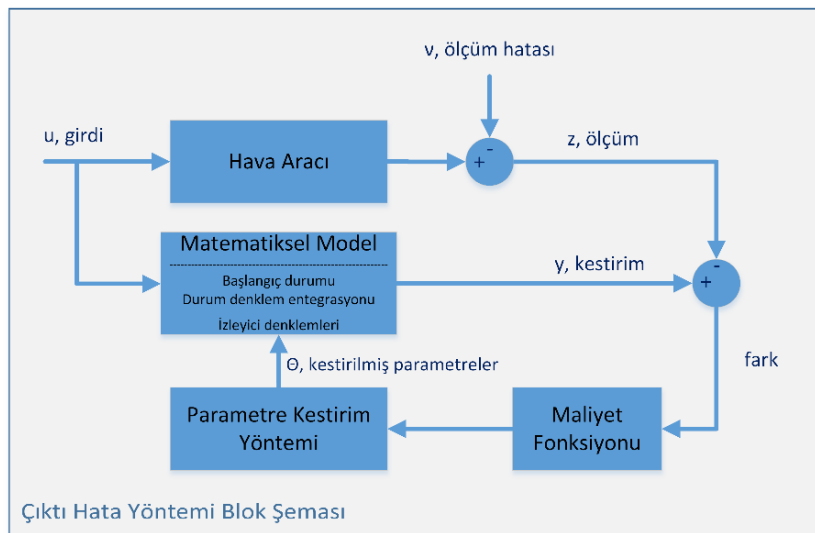
Çapraz Grafikler: ölçülen ve tahmin edilen tepkilerin zaman geçmiş grafiklerini çizmenin yanı sıra, iki değişkenin çapraz çizimlerinin yapılması modelin yapısı hakkında fikir almamıza fayda sağlar. Sürtünme katsayısının hücum açısına göre çapraz grafiği örnek gösterilebilir. Bu tür çapraz grafikler, aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının model yapısı hakkında daha fazla bilgi edinmek için yararlıdır.

Ölçüm Farkları Çapraz Grafikler: ölçüm farklarının (tahmin edilen ve ölçülen cevap arasındaki hata) gözlemlenen değişkenlere göre çapraz grafikleri iyi bir göstergedir. Ölçüm farklarının sıfır etrafında yayılması ideal bir durum iken, düz olmayan yayılma, modelin gözlemlenen değişkenle iyileştirilmesi gerektiğini gösterir.

Hataların Karelerinin Ortalaması; model yapısı belirlenirken, bağımsız bir değişken eklendiğinde ölçüm ve kestirim cevabı arasındaki hataların karelerinin ortalaması bize bağımsız değişkeni modele ekleme yada çıkarma hususunda ipucu vermektedir.

Faz 2: Çıktı Hatası Yöntemi

Simülasyon sırasında entegre edilen saldırı açısı, açısal hızlar vb. model çıktıları alınır ve bu nedenle kestirim yaklaşımına çıktı hatası yöntemi denir. Denklem hatası yönteminde optimize edilen aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları olduğunu için, denklem hatası yöntemi ile elde edilen parametreleri kullanan model, dinamik sistemin ölçülen çıktılarıyla farklılık gösterecektir. Çıktı hatası yönteminde model entegre edileceği için ufak bir uyumsuzluk simülasyonda sayısal farklılıklara yol açabilir [Jategaonkar, 2015], [Millidere, Cakin ve Yigit, 2019]. Çıktı hatası yöntemi akış şeması Şekil 5'te gösterilmiştir.



Şekil 5: Çıktı hatası yöntemi akış şeması

Çıktı hatası yöntemi için system dinamiği gösterimi Çizelge 3'te gösterilmiştir.

Çizelge 3: Denklem hatası yöntemi için sistem dinamiği gösterimi

u	<i>girdi vektörü</i>	$[\delta_a, \delta_r, \delta_t, \delta_{LEF}, V, \alpha, q, \theta]$
x	<i>durum değişkenleri</i>	$[V, \alpha, q, \theta, h]$
z	<i>ölçüm çıktı vektörü</i>	$[V, \alpha, \theta, h, a_x, a_z]$
y	<i>ölçüm çıktı vektörü</i>	$[V, \alpha, \theta, h, a_x, a_z]$
θ	<i>kestirilecek değişkenler</i>	$[C_x, C_z \text{ ve } C_m \text{ Model Bileşenleri}]$

θ kestirilecek değişkenler vektörü aşağıdaki maliyet fonksiyonunun en iyileme yöntemiyle minimize edilmesiyle elde edilir.

$$J(\theta) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N [z(t_k) - y(t_k)]^T R^{-1} [z(t_k) - y(t_k)] \quad (16)$$

R gürültülü ölçüm kovaryans vektörünü temsil eder.

$$R = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N [z(t_k) - y(t_k)][z(t_k) - y(t_k)]^T \quad (17)$$

Parametrelerin güncellenmesi Gauss-Newton en iyileme yöntemi ile elde edilir.

$$\hat{\theta}_{k+1} = \hat{\theta}_k + \Delta\theta \quad (18)$$

$$F \Delta\theta = -G \quad (19)$$

$$F = \sum_{k=1}^N \left[\frac{\partial y(t_k)}{\partial \theta} \right]^T R^{-1} \left[\frac{\partial y(t_k)}{\partial \theta} \right] \quad (20)$$

$$G = - \sum_{k=1}^N \left[\frac{\partial y(t_k)}{\partial \theta} \right]^T R^{-1} [z(t_k) - y(t_k)] \quad (21)$$

F, G ve $\Delta\theta$ Hessian matris, gradyan vektörü ve the parametre değişim vektörünü temsil eder.

Çıktı hatası yönteminde modeli doğrulamak için eşleştirme kanıtı (proof of match) işlemi kullanılır.

Eşleştirme Kanıtı (POM): Tanımlanan modelin kapasitesi, uçuşla ölçülen sistem yanıtlarının, model tarafından aynı ('özdeş') kontrol girdileri için öngörülen yanıtlarla karşılaştırılmasıyla belirlenir. Uçuş aracı uygulamaları terminolojisinde bu sürece eşleştirme kanıtı denir; uçuş simülatörü sertifikasyonu ve kabulünün önemli bir parçasıdır. Bu eşleşme kanıtı sürecinde, tanımlanan aerodinamik model sabit tutulur [Jategaonkar, 2015], [FAA, 2008], [RAeS, 2005].

Simülasyon, uçuştakiyle aynı başlangıç koşullarından başlatılmalıdır. Başlangıç koşulları, uçuş koşullarına uyacak şekilde ayarlanmalıdır. Gerçek uçuş testinde, kontrol giriş ve çıkışlarının ölçümleri ölçüm hatalarına ve gürültüye maruz kalır. Ayrıca ayarlanması gerekir.

SONUÇLAR

C_x, C_z ve C_m aerodinamik katsayıların denklem hatası yöntemiyle elde edilen sonuçları bu başlık altında incelenecektir. Aerodinamik katsayılarda lineer olmayan bölgeleri temsil etmek için bağımsız değişkenler polinom fonksiyonları yada spline fonksiyonları olarak tanımlanabilir. Polinomlar belli bir aralıkta eğriyi takip etsede, uç noktalarda eğriden ayrılabilir. Polinomun dezavantajlarından kaçınmak için spline fonksiyonları bu çalışmada kullanıldı.

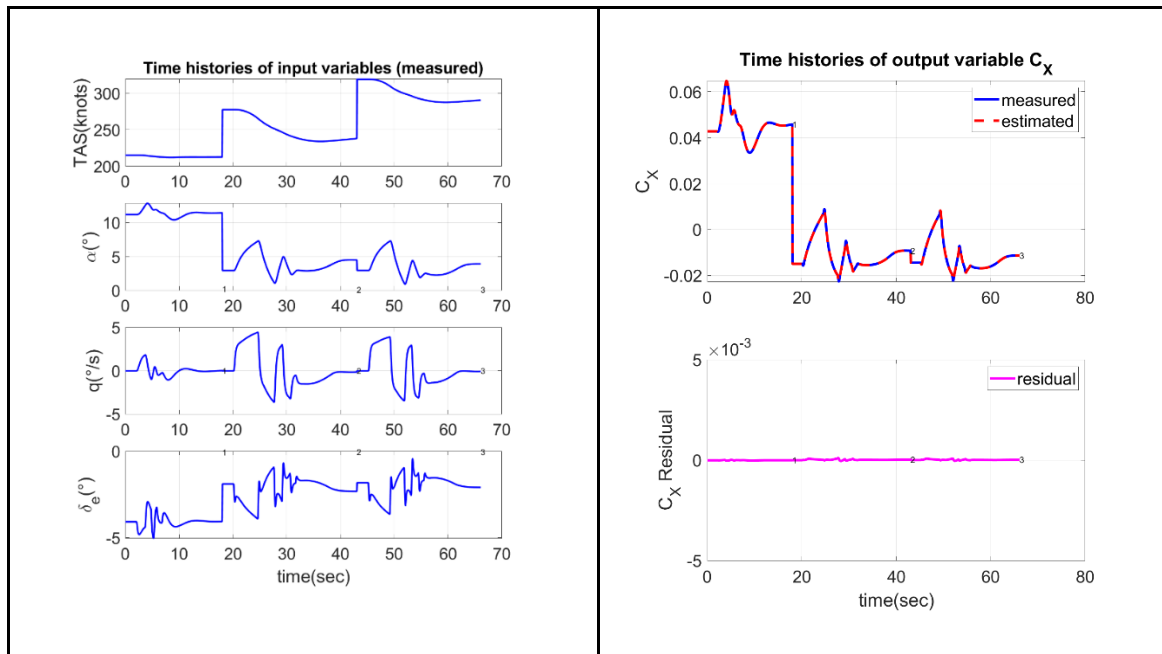
Faz 1: Denklem Hatası Yöntemi

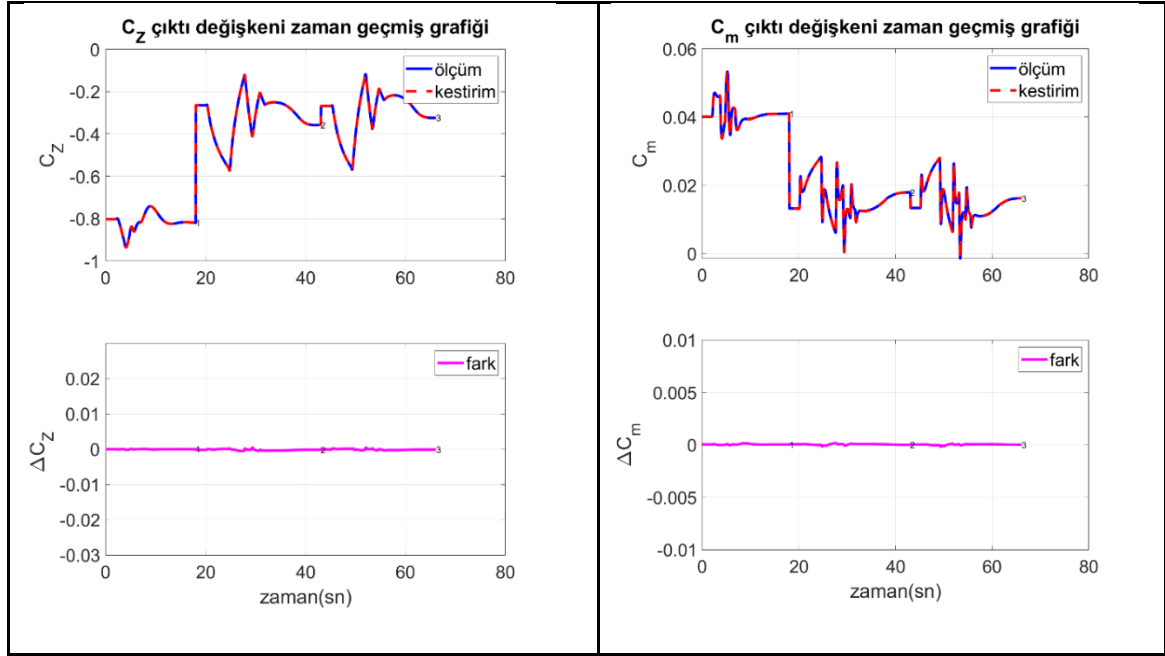
Çizelge 4'de Denklem hatası yöntemi ile edilen parametrelere ve göreceli standart sapma verisine ulaşılabilir. Çizelge'de görüldüğü üzere tüm parametreler için göreceli standart sapma 50'nin altındadır. Bu değerin yüksek olması ilgili bağımsız değişkenin, bağımlı değişkene bir katkısının olmadığını gösterir.

Çizelge 4: C_X, C_Z , ve C_m parametre kestirim sonuçları

Parametre	Değer	Göreceli Standart Sapma	Parametre	Değer	Göreceli Standart Sapma	Parametre	Değer	Göreceli Standart Sapma
C_{X0}	-2.01E-02	0.06	C_{Z0}	-9.98E-02	0.06	C_{m0}	-7.79E-03	0.28
$C_{X\alpha}$	-1.82E-02	9.09	$C_{Z\alpha}$	-3.93E+00	0.2	$C_{m\alpha}$	1.64E-01	0.32
$C_{X\alpha(\alpha>5)}$	-3.78E-02	0.83	$C_{Z\alpha(\alpha>5)}$	-1.65E-01	0.91	$C_{m\alpha(\alpha>5)}$	-1.97E-02	3.11
$C_{X\alpha(\alpha>10)}$	9.30E-03	10.51	$C_{Z\alpha(\alpha>10)}$	-1.88E-01	2.49	$C_{m\alpha(\alpha>10)}$	4.54E-01	0.41
$C_{X\alpha(\alpha>15)}$	-1.33E-01	4.79	$C_{Z\alpha(\alpha>15)}$	1.63E+00	1.89	$C_{m\alpha(\alpha>15)}$	-1.17E+00	1.14
$C_{X\alpha(\alpha>0)}$	2.10E-01	0.8	$C_{Z\alpha(\alpha>0)}$	1.74E-01	4.48	$C_{m\delta_h}$	-5.90E-01	0.13
$C_{X\delta_h}$	7.43E-02	0.72	$C_{Z\delta_h}$	-5.08E-01	0.51	$C_{m\delta_h\alpha}$	2.05E-01	3.13
$C_{X\delta_{ha}}$	-1.53E-01	8.48	$C_{Z\delta_{ha}}$	1.35E+00	4.65	$C_{m\delta_{ha}(\alpha>10)}$	-1.26E+00	1.37
$C_{X\delta_{ha}(\alpha>5)}$	4.24E-01	23.22	$C_{Z\delta_h}$	-1.33E+01	3.59	$C_{m\delta_{ha}(\alpha>15)}$	1.79E+00	4.39
$C_{X\delta_{ha}(\alpha>10)}$	-1.99E+0	11.14	$C_{Z\delta_{ha}^2}$	1.85E+01	5.8	C_{mq^*}	-5.09E+00	0.58
C_{Xq^*}	4.53E-01	2.79	C_{Zq^*}	-2.86E+01	0.21	$C_{mq^*\alpha}$	-3.25E+00	17.35
$C_{Xq^*\alpha}$	2.59E+00	20.68	$C_{Zq^*\alpha}$	-2.92E+01	2.88	$C_{mq^*\alpha(\alpha>10)}$	-6.75E+00	12.21
$C_{X\delta_{lef}}$	-6.51E-02	0.35	$C_{Z\delta_{lef}}$	1.85E-01	0.58	$C_{mq^*\alpha(\alpha>15)}$	3.08E+01	7.14
$C_{X\delta_{lef}\alpha}$	6.64E-01	0.26	$C_{Z\delta_{lef}\alpha}$	-5.62E-01	1.49	$C_{m\delta_{lef}}$	-8.11E-02	0.56
$C_{X\delta_{lef}\alpha(\alpha>5)}$	4.33E-01	0.39	$C_{Z\delta_{lef}\alpha(\alpha>5)}$	-5.31E-01	1.53	$C_{m\delta_{lef}\alpha}$	-6.01E-02	5.69
$C_{X\delta_{lef}\alpha(\alpha>10)}$	6.07E-02	5.69	$C_{Z\delta_{lef}\alpha(\alpha>10)}$	1.10E+00	1.51	$C_{m\delta_{lef}\alpha(\alpha>5)}$	-7.16E-02	4.64
$C_{X\delta_{lef}\alpha(\alpha>15)}$	-6.21E-01	2.42	$C_{Z\delta_{lef}\alpha(\alpha>15)}$	-2.88E+00	2.52	$C_{m\delta_{lef}\alpha(\alpha>10)}$	-6.51E-01	0.55
$C_{X\delta_{lef}q^*}$	4.88E+00	7.04	$C_{Z\delta_{lef}q^*\alpha}$	6.59E+01	2.84	$C_{m\delta_{lef}\alpha(\alpha>15)}$	2.26E+00	1.69
$C_{X\delta_{lef}q^*\alpha}$	1.64E+0	23.64	$C_{Z\beta}$	-4.95E-02	2.11	$C_{m\delta_{lef}q^*\alpha}$	-3.66E+00	40.19
$C_{X\beta}$	-5.85E-03	3.7	$C_{Z\beta(\beta>0)}$	3.18E-02	6.19	$C_{m\beta}$	-1.39E-02	1.43
$C_{X\beta(\beta>0)}$	1.79E-02	2.28	$C_{Z\beta\alpha}$	2.02E-01	1.44	$C_{m\beta\alpha}$	1.52E-01	0.83
$C_{X\beta\alpha}$	-2.83E-02	2.13	$C_{Z\beta^2}$	7.82E-02	11.76	$C_{m\beta^2}$	9.40E-02	2.28
$C_{X\beta^2}$	1.45E-01	1.32	$C_{Z\beta^2\alpha}$	2.46E+00	1.4	$C_{m\beta^2\alpha}$	-2.57E+00	0.56
$C_{X\beta^2\alpha}$	-6.37E-01	1.12						

Test veriseti ölçülen girdi değişkenlerinin ve boylamsal aerodinamik katsayıların zaman geçmişi grafiği Şekil 6'da görülmektedir.





Şekil 6: Test verisetinde ölçülen girdi ve çıktı değişkenlerinin zaman geçmiş grafiği

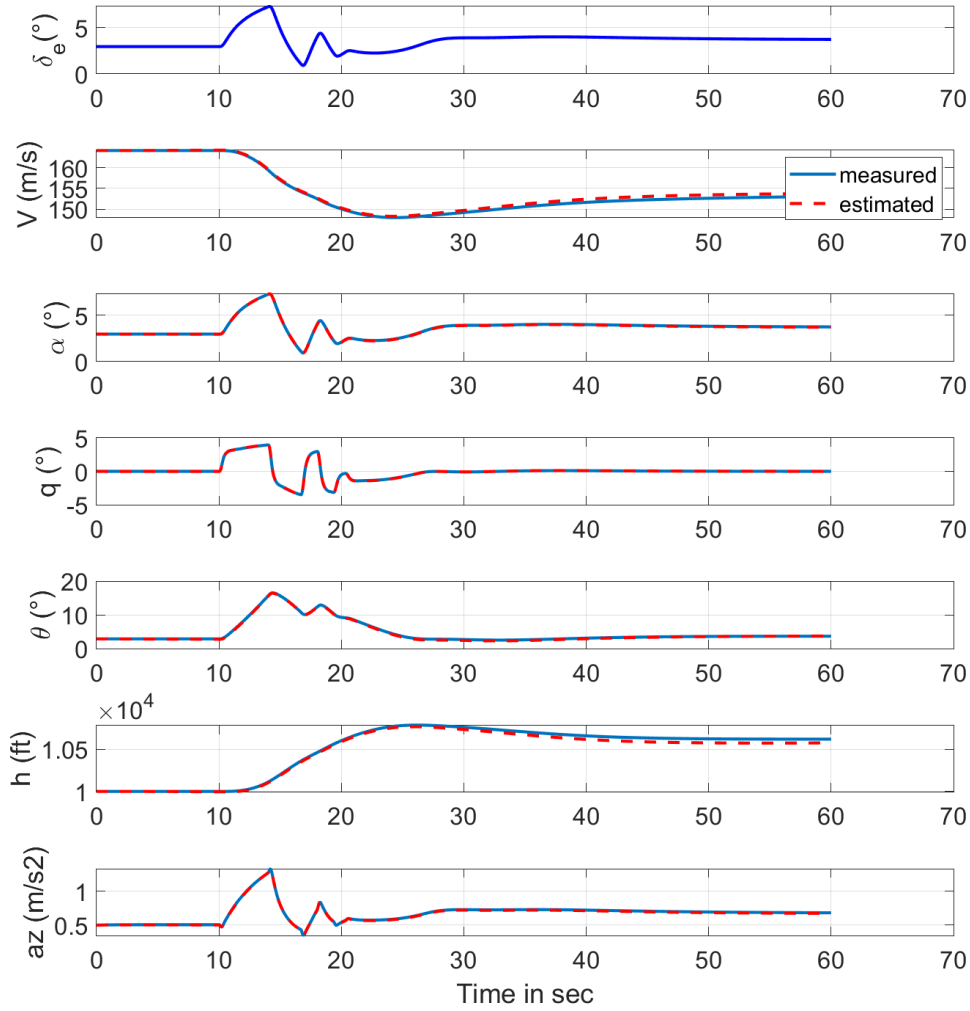
Faz 2: Çıktı Hatası Yöntemi

Denklem hatası yöntemi ile kestirilen parametrelerin standart sapmalarının ± 3 katları parametrelerin alt ve üst bandları olarak kabul edilir. Short period manevrasında en baskın katsayı C_m olup C_m e bağlı hücum açısı ve dinamik katsayılar en belirgin özelliktedir. Çizelge 5'te çıktı hatası yönteminde ince ayardan geçen parametre sonuçları gösterilmiştir.

Çizelge 5: C_m parametre ince ayar sonuçları

Index		Denklem	Çıktı
4	$C_{m\alpha}(\alpha>10)$	4.54E-01	4.55E-01
5	$C_{m\alpha}(\alpha>15)$	-1.17E+00	-2.65E+00
8	$C_{m\delta_e\alpha}(\alpha>10)$	-1.26E+00	-1.62E+00
9	$C_{m\delta_e\alpha}(\alpha>15)$	1.79E+00	1.07E+01
12	$C_{mq^*}\alpha(\alpha>10)$	-6.75E+00	-1.69E+01
13	$C_{mq^*}\alpha(\alpha>15)$	3.08E+01	1.90E+02
17	$C_{m\delta_{lef}\alpha}(\alpha>10)$	-6.51E-01	-7.17E-01
18	$C_{m\delta_{lef}\alpha}(\alpha>15)$	2.26E+00	7.46E+00

Şekil 7’de 0.5Mach 10K feet yükseklik, 0.5M hızındaki test verisinin çıktı hatası yöntemi ile elde edilen sonucu gösterilmiştir. Model çıktısı, uçuş test verisi ile uyum içindedir.



Şekil 7: Çıktı hatası yöntemi sonucu @ (10K Feet, 0.5 Mach)

Kaynaklar

Jategaonkar, R.V., 2015, *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*, 2nd ed., AIAA Process in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA.

Klein, V., ve Morelli, E.A., 2006, *Aircraft System Identification: Theory and Practices*, AIAA Education Series, AIAA, Reston, VA.

Haser, A.S., 2013, “Time Domain System Identification for an UAV Using Flight Test Data”, Ankara International Aerospace Conference, Ankara.

Cavalcanti, C., ve Papini, M., 2004, “Preliminary Model Matching of the EMBRAER 170 Jet”, *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 4, pp.703-710.

Kornienko, A., 2006, *System Identification Approach for Determining Flight Dynamical Characteristics of an Airship from Flight Data*, PhD. Dissertation, Stuttgart University, Stuttgart.

Millidere, M., Cakin, U., Yigit, T., 2019, “Generating Aerodynamic Database from Closed Loop Simulated Flight Data”, 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Madrid.

Avcioglu, S., Kutay, A.T., ve Leblebicioglu, K., 2019, “Implementation of Physical Subspace Identification on a Realistic Helicopter”, AIAA SciTech Forum, San Diego, CA.

Ozger, E., 2010, “Introducing a Combined Equation/Output Error Approach in Parameter Estimation”, AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL.

Federal Aviation Administration (FAA), 2008, “14 CFR FAR Part 60, Requirements for the Evaluation, Qualification and Maintenance of Flight Simulation Training Devices”.

Royal Aeronautical Society (RAeS), 2005, “Flight Simulator Evaluation Handbook”, Vol. 1, 3rd ed..

Nguyen, L. ve Ogburn, M., 1979, “Simulator Study of Stall/PostStall Characteristics of a Fighter Airplane with Relaxed Longitudinal Static Stability”, NASA Technical Paper 1538.

Stevens, B., Lewis, F., ve Johnson, E., 2015, *Aircraft Control and Simulation Dynamics, Controls Design and Autonomous Systems*, 3 ed., Wiley-Blackwell.

Jategaonkar, R.V. ve Thielecke, F., 2002, “An Integrated Software Tool for Nonlinear Parameter Estimation”, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 6, No. 8, pp. 565-578.

James, G., Witten D., Hastie T. ve Tibshirani R., 2013, *Introduction to Statistical Learning with Applications in R*, Springer.

Hastie, T., Tibshirani R. ve Friedman J., 2009, *The Elements of Statistical Learning – Data Mining, Inference, and Prediction*, Springer.