

ƯỚC LƯỢNG CÁC THAM SỐ ỔN ĐỊNH VÀ ĐIỀU KHIỂN CỦA MÁY BAY TỪ DỮ LIỆU BAY THỬ NGHIỆM

NGÔ ĐÌNH TRÍ, LÊ THỊ MINH NGHĨA

Viện Khoa học và Công nghệ tính toán Tp. Hồ Chí Minh

Abstract. Purpose of this paper is estimating aircraft stability and control parameters from flight test data by using two methods: Equation Error and Maximum Likelihood. A Matlab program is written for simulation studies in 6 degree-of-freedom nonlinear Aerosonde unmanned air vehicle model. The paper also presents advantages and disadvantages of each method. Flight test control inputs are conventional 3-2-1-1 square wave inputs and optimal inputs obtained from Bellman dynamic programming. Aerosim blockset is used in flight simulation with pseudo measurement noises to reduce the gap between pseudo flight data & real flight data.

Tóm tắt. Mục đích của bài báo này là ước lượng (nhận dạng) các tham số ổn định và điều khiển của máy bay (MB) từ dữ liệu bay thử nghiệm bằng 2 phương pháp: Equation Error, Maximum Likelihood. Chương trình ước lượng các tham số MB được viết bằng MATLAB và được kiểm nghiệm trên MB không người lái Aerosonde phi tuyến 6 bậc tự do. Bài báo cũng trình bày những ưu nhược điểm của từng phương pháp được nhận dạng với các tín hiệu điều khiển bay thử nghiệm cho dưới dạng xung vuông 3-2-1-1 kiểu truyền thống và dạng tối ưu dùng phương pháp qui hoạch động Bellman. Blockset AeroSim của MATLAB được sử dụng với các tín hiệu nhiễu đo để tạo ra dữ liệu bay giả cung cấp cho chương trình.

1. GIỚI THIỆU CHUNG

Nhận dạng hệ thống là một trong 3 vấn đề lớn của động lực học và điều khiển máy bay. Nó có thể được thực hiện bằng một trong 3 cách sau hoặc kết hợp : thí nghiệm trong ống khí động (hầm gió), tính toán số động lực học lưu chất (CFD-computational fluid dynamic), tính từ dữ liệu bay thử nghiệm

Có rất nhiều phương pháp để nhận dạng hệ thống MB từ dữ liệu bay thử nghiệm. Trong bài báo này trình bày 2 phương pháp nhận dạng hệ thống thường được sử dụng nhiều nhất trong hàng không. Phương pháp thứ nhất là Equation Error (EE), dựa trên kỹ thuật bình phương cực tiểu sai số ước lượng. Phương pháp thứ hai là Maximum Likelihood (ML). Theo lý thuyết thì phương pháp ML tốt hơn phương pháp EE. Tham số ước lượng thu được là tiệm cận không phân cực, duy nhất nghiệm. Tuy nhiên, phương pháp này tốn nhiều thời gian vì cần phải thực hiện các phép lặp và tất cả các phương trình chuyển động của MB đều được sử dụng cùng lúc. Trong một số trường hợp, sai số của phép đo, sai số mô hình, dữ

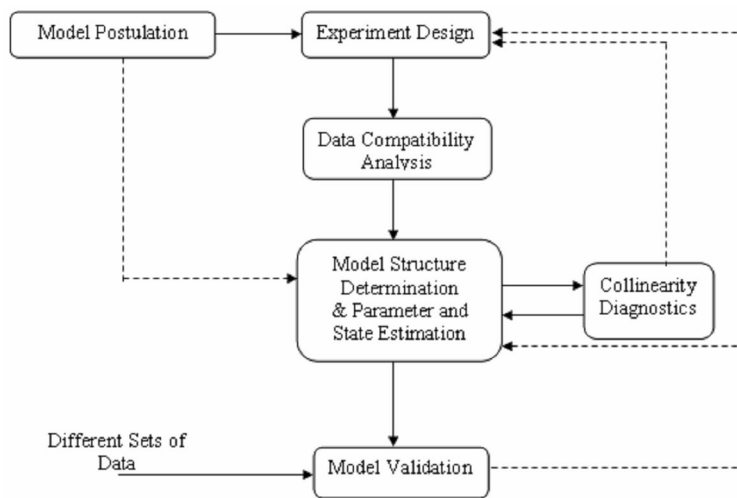
*Bài báo được hoàn thành với sự hỗ trợ kinh phí từ chương trình nghiên cứu cơ bản của Việt Nam về khoa học tự nhiên.

liệu không đủ có thể làm giảm ưu thế của phương pháp ML so với EE.

Mục đích của bài báo này là mô hình hóa, tính các tham số ổn định và điều khiển của MB từ các dữ liệu bay thu được bằng hai phương pháp EE và ML. Chương trình tính được kiểm chứng trên MB không người lái Aerosonde. Đây là MB không người lái rất nổi tiếng trên thế giới, đã bay vượt Đại Tây Dương trong khoảng thời gian 27h. Các tham số khí động lực học ổn định và điều khiển thực của mode ngang của Aerosonde.

Bảng 1. Các tham số khí động lực học ổn định và điều khiển của Aerosonde

Cybeta	-0.83	Clbeta	-0.13	Cnbeta	0.0726
Cyp	0	Clp	-0.5051	Cnp	-0.069
Cyr	0	Clr	0.2519	Cnr	-0.0946
Cyda	-0.075	Cl da	-0.1695	Cnda	0.0108
Cydr	0.1914	Cl dr	0.0024	Cndr	-0.0693



Hình 1. Sơ đồ nhận dạng hệ thống máy bay

2. MÔ HÌNH HÓA MB

Hệ phương trình phi tuyến của máy bay (MB) trong hệ tọa độ gắn với máy bay (body axes system)

- Phương trình lực

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{\bar{q}S}{m}C_x - g \sin \theta + \frac{T}{m}, \tag{1a}$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{\bar{q}S}{m}C_y + g \cos \theta \sin \phi, \tag{1b}$$

$$\dot{w} = qu - pv + \frac{\bar{q}S}{m}C_z + g \cos \theta \sin \phi, \tag{1c}$$

- Phương trình moment

$$\dot{p} - \frac{I_{xz}}{I_x} \dot{r} = \frac{\bar{q}Sb}{I_x} C_l - \frac{I_z - I_y}{I_x} qr + \frac{I_{xz}}{I_x} qp \quad (2a)$$

$$\dot{q} = \frac{\bar{q}Sb}{I_y} C_m - \frac{I_x - I_z}{I_y} pr + \frac{I_{xz}}{I_y} (p^2 - r^2) + \frac{I_p}{I_y} \Omega_p r, \quad (2b)$$

$$\dot{r} - \frac{I_{xz}}{I_z} \dot{p} = \frac{\bar{q}Sb}{I_z} C_n - \frac{I_y - I_x}{I_z} pq + \frac{I_{xz}}{I_z} qr + \frac{I_p}{I_y} \Omega_p q. \quad (2c)$$

- Phương trình Euler

$$\dot{\Phi} = p + \tan \theta (q \sin \Phi + r \cos \Phi), \quad (3a)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \Phi - r \sin \Phi, \quad (3b)$$

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin \Phi + r \cos \Phi}{\cos \theta}. \quad (3c)$$

- Phương trình quỹ đạo bay

$$\dot{x}_N = u \cos \theta \cos \psi + v(-\cos \Phi \sin \psi + \sin \Phi \sin \theta \cos \psi) + w(\sin \Phi \sin \psi + \cos \Phi \sin \theta \cos \psi), \quad (4a)$$

$$\dot{x}_E = u \cos \theta \sin \psi + v(\cos \Phi \cos \psi + \sin \Phi \sin \theta \sin \psi) + w(-\sin \Phi \sin \psi + \cos \Phi \sin \theta \sin \psi), \quad (4b)$$

$$\dot{h} = u \sin \theta - V \sin \Phi \cos \theta - w \cos \Phi \cos \theta, \quad (4b)$$

trong đó (u, v, w) là các thành phần vận tốc của MB trên các trục tọa độ Oxyz. (p, q, r) là các vận tốc góc của MB so với các trục x, y, z (Φ, θ, ψ) là các góc Euler của MB so với hệ qui chiếu NED (North-East-Down). T là lực đẩy của động cơ MB, Ω_p là tốc độ quay của động cơ, m là khối lượng của MB, g là gia tốc trọng trường, I_x, I_y, I_z, I_{xz} là các mômen quán tính khối lượng của MB. S, c, b lần lượt là diện tích cánh, dây cung cánh, sải cánh của MB. $C_X, C_Y, C_Z, C_l, C_m, C_n$ là các hệ số lực và moment khí động tác dụng lên MB. Các hệ số vô thứ nguyên này được viết dưới dạng hệ phương trình tuyến tính với các hệ số đạo hàm khí động

$(C_{m_\alpha}, C_{n_\beta}, C_{n_r} \dots)$ sau

$$C_X = C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\delta_f}} \delta_f + C_{X_{\delta_e}} \delta_e + \frac{c}{2V_0} (C_X^\alpha + C_{X_q} q) + C_{X_M} M, \quad (5a)$$

$$C_Y = C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_r \frac{b}{2V_0} r + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r(i) + v_Y, \quad (5b)$$

$$C_Z = C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\delta_f}} \delta_f + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e + \frac{c}{2V_0} (C_Z^\alpha + C_{Z_q} q) + C_{Z_M} M, \quad (5c)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta_f}} \delta_f + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + \frac{c}{2V_0} (C_m^\alpha + C_{m_q} q) + C_{m_M} M, \quad (5d)$$

$$C_l = C_{l_0} + C_{l_\beta}\beta + C_{l_p}\frac{b}{2V_0}p + C_{l_r}\frac{b}{2V_0}r + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + v_l, \quad (5e)$$

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta}\beta + C_{n_p}\frac{b}{2V_0}p + C_{n_r}\frac{b}{2V_0}r + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + v_n. \quad (5f)$$

3. NHẬN DẠNG MÁY BAY

3.1. Phương pháp Equation Error (EE)

Ước lượng bình phương cực tiểu

Mỗi phương trình (5) có thể được viết lại như sau

$$y = \theta_0 + \sum_{j=1}^n \theta_j \psi_j, \quad (6)$$

trong đó y là ngõ ra phụ thuộc (hệ số lực/moment), ψ_j là các biến độc lập hay còn gọi là các phần tử hồi quy (bao gồm trạng thái, tín hiệu điều khiển), θ là tham số của mô hình MB. Ngõ ra phụ thuộc y thu được khi tiến hành bay thử nghiệm bị nhiễu do thiết bị đo nên (6) được viết lại dưới dạng sau

$$z(i) = \theta_0 + \sum_{j=1}^n \theta_j \psi_j + v(i), \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (7)$$

trong đó $z(i)$ là ngõ ra đo được ở các thời điểm lấy mẫu i , $v(i)$ là nhiễu đo. Giả thiết rằng các biến độc lập ψ_j (hay còn gọi là ngõ vào) được đo mà không có nhiễu. Như vậy từ ngõ ra/ngõ vào đã biết ta có thể xác định được các tham số θ_j của hệ thống MB bằng phương pháp bình phương cực tiểu.

Ta kí hiệu $z = [z(1)z(2)\dots z(N)]^T$, $\theta = [\theta_0, \theta_1, \dots, \theta_n]^T$, $X = [1\psi_1\dots\psi_N]$, $v = [v(1)v(2)\dots v(N)]^T$, (7) được viết lại như sau $z = X\theta + v$. (8)

Từ (8) ta có ước lượng các tham số $\hat{\theta} = (X^T X)^{-1} X^T z$. (9)

Ma trận tương quan của ước lượng $\hat{\theta}$ là

$$Cov(\hat{\theta}) = E[(\hat{\theta} - \theta)(\hat{\theta} - \theta)^T] = \sigma(X^T X)^{-1}, \quad (10)$$

trong đó σ^2 là phương sai của nhiễu đo v . Giá trị căn bậc hai của đường chéo chính của ma trận tương quan $Cov(\hat{\theta})$ cho ta biết độ lệch chuẩn của ước lượng $\hat{\theta}$.

Hiệu chỉnh độ lệch chuẩn của sai số khi có ảnh hưởng của các nhiễu màu

Trong thực tế, phân tích sai số ước lượng ngõ ra cho thấy rằng sai số không là nhiễu trắng như đã giả thiết trong phương pháp EE mà là nhiễu màu. Để hiệu chỉnh lệch chuẩn của sai số khi có ảnh hưởng của các nhiễu màu, biểu thức covariace của sai số sau đây được sử dụng

$$Cov(\hat{\theta}) = (X^T X)^{-1} \left[\sum_{i=1}^N x(i) \sum_{j=1}^N \hat{R}_{vv}(i-j) x^T(j) \right] (X^T X)^{-1}, \quad (11)$$

trong đó \hat{R}_{vv} là ma trận tự tương quan của vector sai số ngõ ra

$$\hat{R}_{vv}(k) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N-k} v(i)v^T(i+k) = \hat{R}_{vv}(-k), \quad k = 0, 1, 2, \dots, r. \quad (12)$$

Độ lệch chuẩn của sai số của tham số ước lượng, có hiệu chỉnh ảnh hưởng của nhiễu màu, bằng căn bậc hai các phần tử đường chéo của ma trận covariance ở (11).

Xác định cấu trúc của mô hình có tham số

Phương pháp SWR xác định cấu trúc mô hình có tham số được sử dụng để nhận dạng MB. Ý tưởng của phương pháp này là dựa vào tương quan giữa phần tử hồi quy ψ_j với tín hiệu ngõ ra z mà ta thêm vào hay rút ra khỏi cấu trúc của mô hình MB. Hệ số tương quan giữa phần tử hồi quy ψ_j với tín hiệu ngõ ra

$$r_{jz} = \frac{\sum_{i=1}^n [\psi_j(i) - \bar{\psi}_j][z(i) - \bar{z}]}{\sqrt{S_{jj}S_{zz}}}, \quad j = 1, 2, \dots, n. \quad (13)$$

Để biết khi nào thì ngưng việc thêm vào/rút ra các phần tử hồi quy ψ_j trong cấu trúc của mô hình MB, nguyên lý sau đây được dùng: Cho hai mô hình đều khớp với dữ liệu vào/ra và có cùng phương sai sai số, chọn mô hình nào có ít tham số nhất.

3.2. Phương pháp Maximum Likelihood (ML)

Hệ động lực học MB được mô tả dưới dạng sau

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + B_w w(t)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t)$$

$$z(i) = y(i) + v(i), \quad i = 1, 2, \dots, N$$

$$E[x(0)] = \bar{x}_0,$$

$$E\{[x(0) - \bar{x}_0][x(0) - \bar{x}_0]^T\} = P_0,$$

$$E[w(t)] = 0,$$

$$E[w(t_i)w^T(t_j)] = Q(t_i)\delta(t_i - t_j),$$

$$E[v(i)] = 0,$$

$$E[v(i)v^T(j)] = R(i)\delta_{ij}. \quad (14)$$

Các tham số khí động lực học cần ước lượng của MB nằm trong các ma trận $A, B, B_w, C, D, P_0, Q, R$.

Hàm Likelihood cho chuỗi dữ liệu ngõ ra $Z_N = [z(1)z(2)\dots z(N)]^T$ được kí hiệu là $L[Z_N, \theta]$,

$$\begin{aligned} L[Z_N, \theta] &= L[z(1), z(2), \dots, z(N), \theta] \\ &= L[z(N), z_{N-1}, \dots, \theta]L[z(N-1)|z_{N-2}, \dots, \theta]L[z_{N-2}, \theta] \\ &= \prod_{i=1}^N L[z(i)|z_{i-1}, \theta] \end{aligned} \quad (15)$$

$L[Z_N, \theta]$ chính là hàm mật độ xác suất có điều kiện của z khi θ được cho trước. Ta đi tìm θ sao cho xác suất xảy ra z là cực đại, nghĩa là mô tả đúng đáp ứng vào/ra của hệ thống MB. Vậy, ta có

$$\hat{\theta} = \max_{\theta} L[Z_N, \theta]. \quad (16)$$

Giải thuật Newton-Raphson cải tiến

Có rất nhiều giải thuật để giải quyết bài toán tối ưu có ràng buộc ở trên, song phương pháp Newton-Raphson cải tiến được sử dụng nhiều trong thực tế. Giải thuật Newton-Raphson cải tiến cực tiểu hóa hàm mục tiêu log-likelihood âm ($J = -\log L$) bằng cách dùng kỹ thuật relaxation. Nghĩa là ước lượng ma trận covariance của tín hiệu nhiễu \hat{R} khi cho trước θ_0 , sau đó cố định \hat{R} và đi cực tiểu hóa hàm mục tiêu theo θ . Bước tiếp theo khi tìm được $\hat{\theta}$ cực tiểu hóa hàm mục tiêu, cố định $\hat{\theta}$ và cập nhật lại giá trị \hat{R} . Như vậy chỉ có một trong hai số hạng θ và \hat{R} được hiệu chỉnh, số hạng còn lại giữ cố định. Hai bước này được lặp đi lặp lại nhiều lần cho tới khi nào thỏa mãn điều kiện hội tụ

$$\begin{aligned}
 \text{i)} \quad & \frac{\|\hat{\theta}_k - \hat{\theta}_{k-1}\|}{\|\hat{\theta}_{k-1}\|} < 0,001, \\
 \text{ii)} \quad & \left| \frac{J(\hat{\theta}_k) - J(\hat{\theta}_{k-1})}{J(\hat{\theta}_{k-1})} \right| < 0,001, \\
 \text{iii)} \quad & \left| \left(\frac{\partial J(\theta)}{\partial(\theta_j)} \right)_{\theta=\hat{\theta}_k} \right| < 0,05 \forall j, j = 1, 2, \dots, n_0, \\
 \text{iv)} \quad & \left| \frac{(\hat{r}_{jj})_k - (\hat{r}_{jj})_{k-1}}{(\hat{r}_{jj})_{k-1}} \right| < 0,05, \forall j, j = 1, 2, \dots, n_0.
 \end{aligned} \tag{17}$$

Độ chính xác của tham số ước lượng bằng phương pháp ML

Do mối quan hệ phi tuyến giữa ngõ ra với các tham số MB, nên ma trận covariance của tham số ước lượng chỉ xấp xỉ giới hạn dưới của covariance của các tham số ước lượng. Bởi vậy ta có bất đẳng thức Cramer-Rao

$$Cov(\hat{\theta}) \geq M_{\theta=\hat{\theta}}^{-1}, \tag{18}$$

$M_{\theta=\hat{\theta}}^{-1}$ được xem là bình phương giới hạn Cramer-Rao của sai số ước lượng. Bằng nhiều thực nghiệm nhận dạng tham số MB, người ta thấy rằng, giới hạn Cramer-Rao đánh giá rất tốt độ lệch chuẩn của sai số của các tham số ước lượng. Quá trình hiệu chỉnh độ lệch chuẩn của sai số khi có ảnh hưởng của các nhiễu màu tương tự như trong phương pháp EE.

4. THIẾT KẾ TÍN HIỆU THỬ ĐỂ NHẬN DẠNG

Mục tiêu của thiết kế tín hiệu thử là tác động lên hệ thống động lực học của MB sao cho dữ liệu bay chứa đủ thông tin cần thiết cho việc nhận dạng một cách chính xác, thỏa mãn các ràng buộc trong thực tế (biên độ, năng lượng, phổ tần số, tốc độ đáp ứng của servo). Để dữ liệu bay thu được giàu thông tin thì tín hiệu ngõ ra nên biến đổi nhiều theo thời gian, lúc đó đặc tính khí động lực của MB được thể hiện nhiều nhất. Để thực hiện được điều này thì tín hiệu điều khiển nên đạt các giá trị các giá trị cực đại, cực tiểu. Tín hiệu xung vuông thích hợp với yêu cầu này, lúc đó biên độ của tín hiệu điều khiển sẽ là toàn âm hoặc toàn dương trong một khoảng thời gian thử nghiệm. Trải qua rất nhiều chuyến bay thử nghiệm, tín hiệu điều khiển truyền thống được sử dụng là xung vuông 3-2-1-1 cho thấy ưu điểm hơn các loại tín hiệu điều khiển khác. Ngoài ra ta còn có thể sử dụng tín hiệu thử tối ưu được

thiết kế bằng qui hoạch động Bellman để nhận dạng hệ thống, vấn đề này được trình bày chi tiết trong tài liệu tham khảo [1].

5. KẾT QUẢ TÍNH TOÁN

5.1. Quá trình thu thập dữ liệu bay

Dữ liệu bay giả định của MB được thu từ chương trình mô phỏng bay, với mô hình phi tuyến của MB Aerosonde. Các dữ liệu đo được sẽ được cộng thêm nhiễu đo, giả thiết các trạng thái đều đo được. Nhiễu đo là một chuỗi các số ngẫu nhiên có phân bố Gauss, trung bình bằng 0, variance cho trước. Trong bài báo này dùng các cấp độ nhiễu đo là 2%, 5% và 10%. Các thông tin về nhiễu đo này không được đưa vào chương trình nhận dạng, để đảm bảo khách quan là dữ liệu bay gần với thực tế.

5.2. Tín hiệu điều khiển bay thử nghiệm

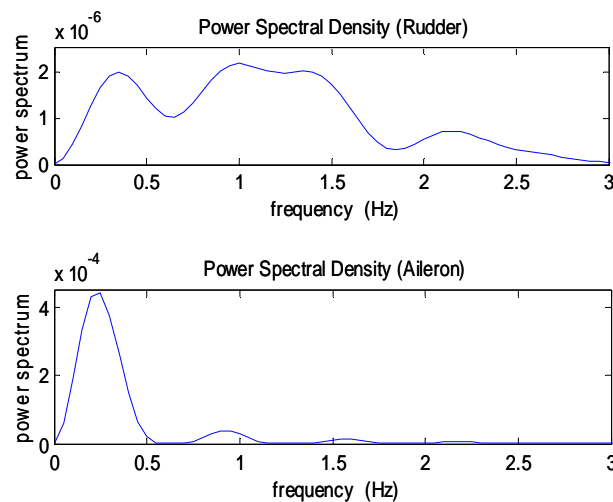
Tín hiệu điều khiển bay thử nghiệm là tín hiệu xung vuông 3-2-1-1. Các bề mặt điều khiển bị thay đổi để tạo ra dữ liệu thử nghiệm là aileron và rudder, các bề mặt điều khiển còn lại được duy trì không đổi như trong lúc bay bằng. Mục đích là để xác định các tham số của các mode ngang (lateral modes). Tần số của các tín hiệu điều khiển (aileron, rudder) phải gần hoặc bằng các tần số tự nhiên của các mode trên để tạo ra dữ liệu bay hiệu quả, giàu thông tin nhất. Trước tiên ta thay đổi tín hiệu rudder (dạng xung vuông 3-2-1-1) có tần số gần với tần số của Dutch-Roll để tạo ra mode động lực học này. Sau đó, thay đổi tín hiệu điều khiển aileron (xung vuông 1-1) có tần số gần với tần số của mode Roll (hình 2). Điều chỉnh biên độ của các tín hiệu điều khiển sao cho thỏa mãn các giới hạn đáp ứng ngõ ra (19).

Tần số của các mode ngang của MB Aerosonde:

Dutch-Roll : $f_{dr} = 0,915$; $T_{dr} = 1,0927s$,

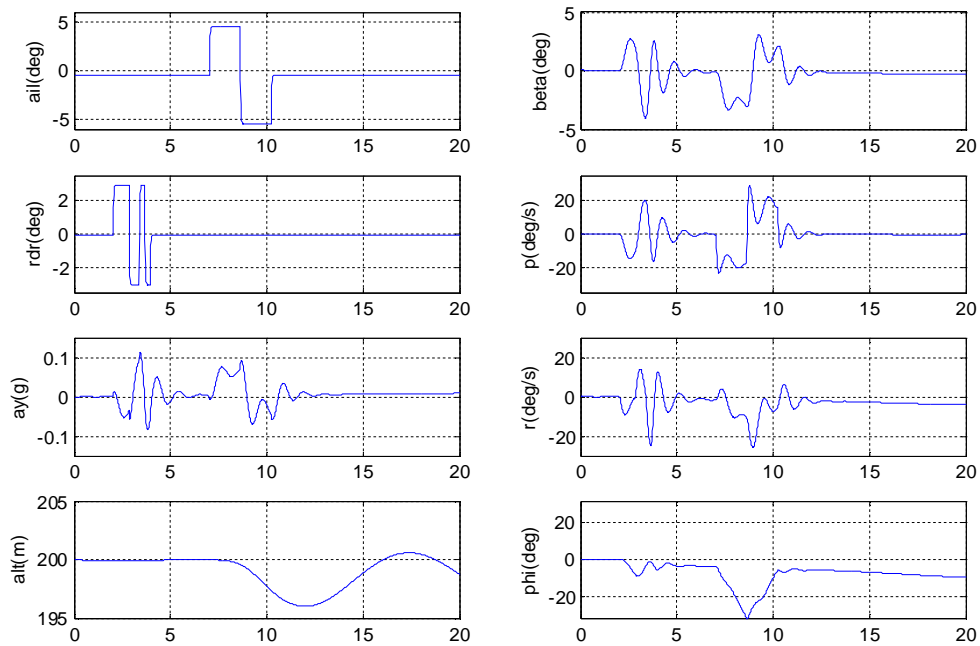
Roll-Subsidence: $f_r = 0,3135$; $T_r = 3,1894s$.

$$|\beta| \leq 5deg; |p| \leq deg/s; |r| \leq 30deg/s; |\phi| \leq 30deg; |a_y| \leq 0,15g. \quad (19)$$

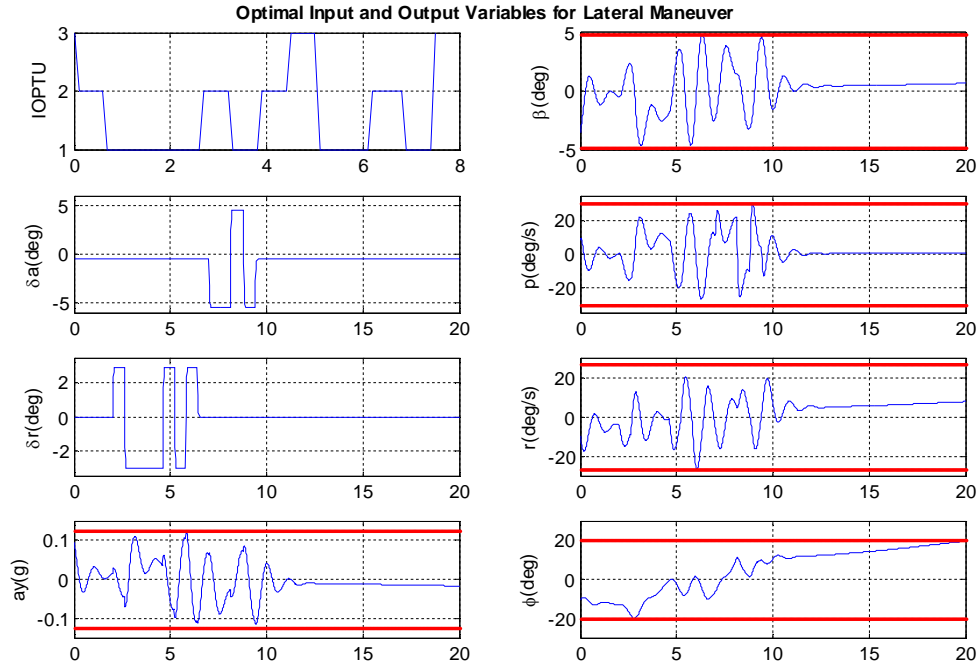


Hình 2. Hàm mật độ phổ của rudder và aileron dùng trong bay thử nghiệm

Từ hình 2 ta thấy tần số ưu thế của các tín hiệu điều khiển rudder và aileron gần với tần số tự nhiên của MB ($f_{dr} = 0,915$; $f_r = 0,3135$).



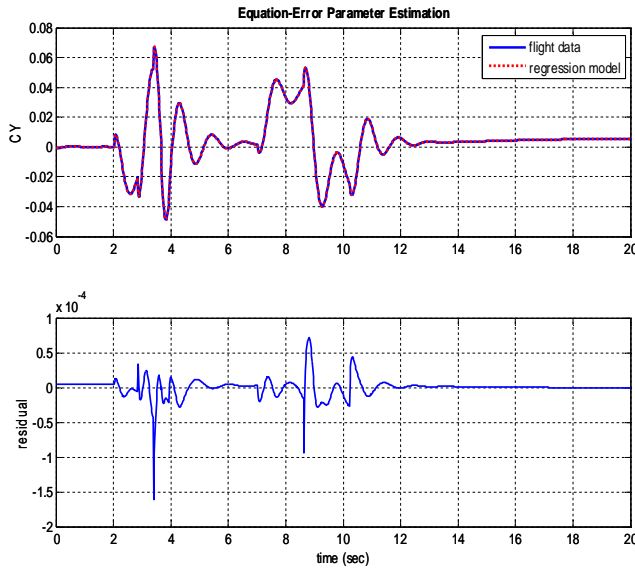
Hình 3a. Đáp ứng của MB khi tín hiệu điều khiển là các xung vuông 3-2-1-1



Hình 3b. Đáp ứng của MB khi tín hiệu điều khiển tối ưu

Tính các tham số của CY

Nếu dùng phương pháp bình phương cực tiểu thông thường ta có kết quả sau (hình 4, bảng 2)



Bảng 2

Parameter	Estimate	Std Error	% Error
CYbeta	-8.792e-001	1.237e-004	0.0
CYp	1.268e-004	4.381e-004	345.6
CYr	-4.776e-004	2.366e-004	49.5
CYda	-7.464e-002	1.383e-004	0.2
CYdr	1.912e-001	8.197e-005	0.0
CYo	-1.206e-003	8.296e-007	0.1

Bảng 3

Parameter	Estimate	Std Error	% Error
p(1)	-8.793e-001	6.198e-005	0.0
p(2)	-7.470e-002	3.758e-005	0.1
p(3)	1.912e-001	7.889e-005	0.0
p(4)	-1.204e-003	6.446e-007	0.1

Hình 4. Kết quả ước lượng ngõ ra CY cùng với sai số

Ta thấy sai số của độ lệch chuẩn so với giá trị ước lượng của các tham số Cyp, Cyr là rất lớn (345,6 và 49,5%). Điều này cho thấy cấu trúc mô hình toán tính được không chính xác. Để giải quyết điều này ta dùng phương pháp SWR để tìm ra cấu trúc mô hình toán chính xác hơn. Kết quả đạt được cho trong bảng 3, trong đó $p(1) = CY_{\beta}, p(2) = CY_{\delta a}, p(3) = CY_{\delta r}, p(4) = CY_0$. Tương tự ta dùng SWR để tìm các tham số ước lượng của Cl, Cn .

Do phương pháp EE sử dụng các phương trình để ước lượng một cách riêng rẽ nên ngõ ra ước lượng được chỉ đúng cho phương trình dùng để tính. Xem xét sai số của các tham số ước lượng so với tham số thực trong bảng 6, ta thấy, mặc dù với giả thiết tín hiệu đo được không có nhiễu, các tham số ước lượng thu được vẫn thiếu chính xác so với tham số thực trong bảng 1. Bởi vậy, phương pháp EE chỉ nên dùng để ước lượng các tham số dùng làm dữ liệu ban đầu cho phương pháp ML, hoặc nếu số mẫu dữ liệu lớn thì phương pháp EE mới có thể cho kết quả tin cậy được.

Tính bằng phương pháp ML

$$s\theta = [CY_{\beta}Cl_{\delta a}Cn_{\delta r}Cl_{\beta}Cl_pCl_rCl_{\delta a}Cl_{\delta r}Cn_{\beta}Cn_pCn_rCn_{\delta a}Cn_{\delta r}]^T. \tag{20}$$

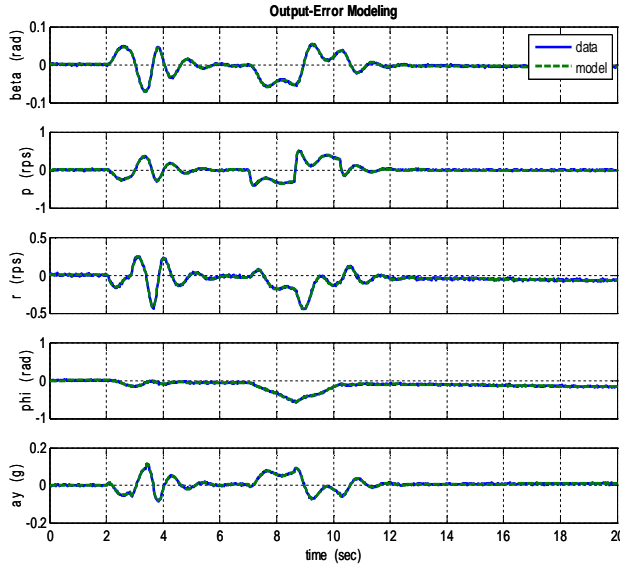
Tín hiệu ngõ ra: $y = [\beta \ p \ r \ \phi \ a_y]$ chịu các nhiễu đo cấp độ 2%, 5%, 10%.

Trạng thái: $x = [u \ v \ w \ \phi \ \theta \ p \ q \ r \ x_E \ x_N \ h \ \Omega \ m_f]$.

Giá trị ước lượng ban đầu để thực hiện chương trình nhận dạng bằng phương pháp ML thu được từ các tham số ước lượng bằng phương pháp EE ở trên.

Nhiễu đo cấp 2%

Sau 14 lần lặp, thời gian khoảng 5 phút, ta thu được ước lượng của tất cả các tham số của mode ngang như sau (hình 5, bảng 4).



Bảng 4

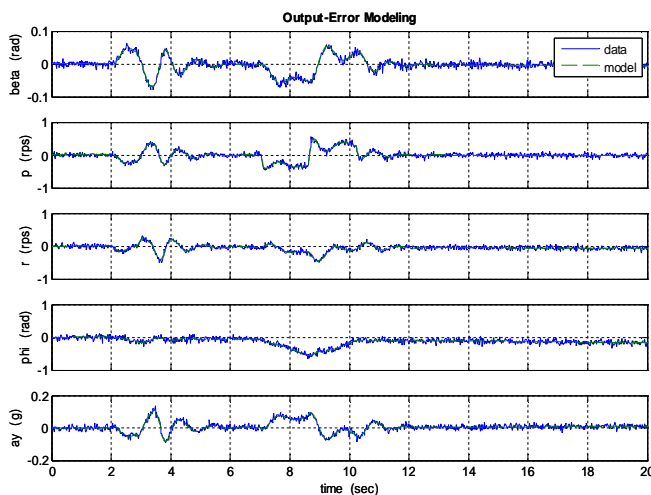
Parameter	Estimate	Std Error	% Error
CYbeta	-8.282e-001	2.529e-003	0.3
CYda	-7.112e-002	1.469e-003	2.1
CYdr	1.926e-001	2.796e-003	1.5
Clbeta	-1.297e-001	1.015e-003	0.8
Clp	-5.048e-001	2.904e-003	0.6
Clr	2.540e-001	2.295e-003	0.9
Clδα	-1.689e-001	1.034e-003	0.6
Clδr	2.415e-003	7.614e-004	31.5
Cnβ	7.112e-002	2.940e-004	0.4
Cnp	-7.319e-002	1.114e-003	1.5
Cnr	-9.222e-002	5.251e-004	0.6
Cnδα	9.318e-003	3.445e-004	3.7
Cnδr	-6.918e-002	2.244e-004	0.3

Hình 5. Kết quả ước lượng ngõ ra ($stdv = 2\%$)

Trong đó Error là sai số giữa độ lệch chuẩn(Std Error) và tham số ước lượng (Estimate). $Cl_{\delta r}$ có sai số lớn do giá trị của nó rất nhỏ và không quan trọng trong mô hình toán học của MB. Thông thường khi thiết kế MB, rudder đóng vai trò tạo ra yawing moment nên roll moment do nó tạo ra rất nhỏ, bởi vậy tham số đạo hàm rolling moment theo rudder ($Cl_{\delta r}$) không đáng kể. Tương tự cho $Cn_{\delta a}$.

Nhiều đo cấp 10%

Sau 15 lần lặp, thời gian khoảng 5 phút, ta thu được ước lượng của tất cả các tham số của mode ngang như sau (hình 6, bảng 5).



Bảng 5

Parameter	Estimate	Std Error	% Error
CYbeta	-8.370e-001	1.435e-002	1.7
CYda	-8.271e-002	7.511e-003	9.1
CYdr	1.858e-001	1.455e-002	7.8
Clβ	-1.341e-001	3.417e-003	2.5
Clp	-5.127e-001	7.087e-003	1.4
Clr	2.622e-001	8.048e-003	3.1
Clδα	-1.736e-001	2.597e-003	1.5
Clδr	3.244e-003	3.741e-003	115.3
Cnβ	7.237e-002	9.769e-004	1.3
Cnp	-6.670e-002	3.452e-003	5.2
Cnr	-9.405e-002	2.398e-003	2.6
Cnδα	1.132e-002	1.111e-003	9.8
Cnδr	-6.891e-002	1.115e-003	1.6

Hình 6. Kết quả ước lượng ngõ ra ($stdv = 10\%$)

Bảng 6. Các tham số MB ước lượng được bằng 2 phương pháp EE & ML (xung vuông)

Square Inputs		Equation Error			Maximum Likelihood (Aerosonde_lat_data1.mat)								
Parameter	True Value	Calculated Value	Standard Deviation	Error (%)	stdv = 2%			stdv = 5%			stdv = 10%		
					Cal. Value	STDV	Error	Cal. Value	Standard Deviation	Error	Cal. Value	STDV	Error
CYbeta	-0.8300	-0.8793	6.20E-05	5.9	-0.8282	2.53E-03	0.2	-0.8278	6.47E-03	0.3	-0.8370	1.43E-02	0.8
CYda	-0.0750	-0.0747	3.76E-05	0.4	-0.0711	1.47E-03	5.2	-0.0719	3.68E-03	4.1	-0.0827	7.51E-03	10.3
CYdr	0.1914	0.1912	7.89E-05	0.1	0.1926	2.80E-03	0.6	0.1824	7.68E-03	4.7	0.1858	1.45E-02	2.9
CYo	0.0000	0.0000	6.45E-07	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0
Cibeta	-0.1300	-0.1543	6.96E-04	18.7	-0.1297	1.01E-03	0.2	-0.1303	1.52E-03	0.2	-0.1341	3.42E-03	3.1
Cip	-0.5051	-0.5020	1.96E-03	0.6	-0.5048	2.90E-03	0.1	-0.5023	4.02E-03	0.6	-0.5127	7.09E-03	1.5
Clr	0.2519	0.2518	1.66E-03	0.0	0.2540	2.29E-03	0.8	0.2514	4.07E-03	0.2	0.2622	8.05E-03	4.1
Clda	-0.1695	-0.1709	5.75E-04	0.9	-0.1689	1.03E-03	0.4	-0.1682	1.41E-03	0.8	-0.1736	2.60E-03	2.4
Cldr	0.0024	0.0079	4.14E-04	231.0	0.0024	7.61E-04	0.6	0.0019	1.48E-03	20.3	0.0032	3.74E-03	35.2
Clo	0.0000	0.0000	1.54E-05	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0
Cnbeta	0.0726	0.0767	6.27E-07	5.6	0.0711	2.94E-04	2.0	0.0715	4.66E-04	1.5	0.0724	9.77E-04	0.3
Cnp	-0.0690	-0.0690	2.22E-06	0.0	-0.0732	1.11E-03	6.1	-0.0715	1.71E-03	3.6	-0.0667	3.45E-03	3.3
Cnr	-0.0946	-0.0946	1.20E-06	0.0	-0.0922	5.25E-04	2.5	-0.0938	1.31E-03	0.8	-0.0941	2.40E-03	0.6
Cnda	0.0108	0.0112	7.01E-07	3.5	0.0093	3.45E-04	13.7	0.0099	5.33E-04	8.7	0.0113	1.11E-03	4.8
Cndr	-0.0693	-0.0703	4.16E-07	1.4	-0.0692	2.24E-04	0.2	-0.0694	5.08E-04	0.1	-0.0689	1.11E-03	0.6
Cno	0.0000	0.0000	4.20E-09	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0
$\Sigma\sigma^2$			7.57E-06			3.45E-05			1.59E-04			6.42E-04	

Bảng 7. Các tham số MB ước lượng được bằng 2 phương pháp EE & ML (Tín hiệu tối ưu)

Optimal Inputs		Equation Error			Maximum Likelihood (Aerosonde_lat_opt_data2.mat)								
Parameter	True Value	Calculated Value	Standard Deviation	Error (%)	stdv = 2%			stdv = 5%			stdv = 10%		
					Cal. Value	STDV	Error	Cal. Value	STDV	Error	Cal. Value	STDV	Error
CYbeta	-0.8300	-0.8784	1.01E-04	5.8	-0.8254	2.28E-03	0.6	-0.8323	4.85E-03	0.3	-0.8180	1.04E-02	1.4
CYda	-0.0750	-0.0746	1.16E-04	0.5	-0.0736	1.96E-03	1.8	-0.0755	5.24E-03	0.7	-0.0752	9.67E-03	0.3
CYdr	0.1914	0.1910	1.42E-04	0.2	0.1922	2.24E-03	0.4	0.1933	6.42E-03	1.0	0.1753	1.27E-02	8.4
CYo	0.0000	-0.0008	1.68E-06	0.0	0	0	0.0	0	0	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0
Cibeta	-0.1300	-0.1516	1.75E-03	16.6	-0.1307	9.88E-04	0.5	-0.1294	1.98E-03	0.5	-0.1318	4.44E-03	1.4
Cip	-0.5051	-0.4925	5.98E-03	2.5	-0.5109	2.86E-03	1.1	-0.5040	5.73E-03	0.2	-0.5148	1.08E-02	1.9
Clr	0.2519	0.2571	2.98E-03	2.1	0.2515	1.27E-03	0.1	0.2500	2.52E-03	0.8	0.2572	6.01E-03	2.1
Clda	-0.1695	-0.1679	1.68E-03	1.0	-0.1708	8.23E-04	0.8	-0.1687	1.72E-03	0.5	-0.1706	3.38E-03	0.7
Cldr	0.0024	0.0095	9.79E-04	296.9	0.0008	7.03E-04	65.1	0.0005	1.47E-03	81.2	0.0047	3.48E-03	95.7
Clo	0.0000	0.0002	5.70E-05	0.0	0	0	0.0	0	0	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0
Cnbeta	0.0726	0.0767	1.26E-06	5.6	0.0716	4.39E-04	1.3	0.0708	7.99E-04	2.5	0.0708	1.63E-03	2.4
Cnp	-0.0690	-0.0690	4.03E-06	0.0	-0.0704	1.48E-03	2.1	-0.0719	2.68E-03	4.2	-0.0727	5.55E-03	5.4
Cnr	-0.0946	-0.0946	2.25E-06	0.0	-0.0935	4.80E-04	1.2	-0.0926	9.41E-04	2.1	-0.0926	2.06E-03	2.2
Cnda	0.0108	0.0112	1.33E-06	3.5	0.0104	4.56E-04	3.9	0.0096	8.29E-04	10.8	0.0104	1.63E-03	3.3
Cndr	-0.0693	-0.0703	8.90E-07	1.4	-0.0690	2.09E-04	0.5	-0.0685	4.17E-04	1.2	-0.0693	8.43E-04	0.0
Cno	0.0000	0.0001	1.71E-08	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0	0.0000	0.00E+00	0.0
$\Sigma\sigma^2$			5.15E-05			2.88E-05			1.50E-04			6.02E-04	
% change			6			-17			-6			-6	

Ghi chú: $\Sigma\sigma^2$ là tổng bình phương độ lệch chuẩn (giới hạn dưới Cramer-Rao) tham số ước lượng, đặc trưng cho độ chính xác của tham số ước lượng. %change là phần trăm thay đổi của $\Sigma\sigma^2$ (tín hiệu điều khiển tối ưu) so với $\Sigma\sigma^2$ (tín hiệu điều khiển xung vuông). Error là sai số của giá trị ước lượng so với giá trị thực.

6. KẾT LUẬN

Các tham số ước lượng của mode ngang so với giá trị thực được tóm tắt trong bảng 6 (tín hiệu thử thông thường), bảng 7 (tín hiệu thử tối ưu). Căn cứ vào bảng 6 và 7 có nhận xét sau:

- Nếu không kể hai tham số không quan trọng đã nói ở trên ($Cn_{\delta a}, Cl_{\delta r}$), các tham số ước lượng có sai số so với giá trị thực của MB khi dùng phương pháp Maximum Likelihood là

STDV	Square Inputs	Optimal Inputs
2%	< 6,1%	< 2,1%
5%	< 4,7%	< 4,2 %
10%	< 10,3%	< 8,4 %

Trong khi đó với phương pháp Equation Error thì sai số lớn nhất là 18.7% trong điều kiện không có nhiễu đo. Tuy nhiên phương pháp EE dễ sử dụng, không đòi hỏi thời gian chạy chương trình lớn, có thể đưa bài toán nhận dạng phức tạp về các bài toán nhỏ, đơn giản.

- Trong khoảng nhiễu đo có cấp độ nhỏ hơn 10% các giá trị đo, phương pháp ML cho kết quả ước lượng tốt.
- Phương pháp EE thích hợp để nhận dạng mô hình tuyến tính như (6). Phương pháp đơn giản, không đòi hỏi dùng các phép lặp, dễ thực hiện cho từng phương trình động lực học MB riêng rẽ mà không cần phải giải cùng lúc hệ các phương trình của MB. Như vậy ta có thể chẻ bài toán nhận dạng phức tạp ra thành nhiều bài toán nhỏ đơn giản hơn. Nhược điểm của phương pháp này, thứ nhất đó là chỉ thích hợp cho mô hình tuyến tính, thứ hai đó là giả thiết các phần tử hồi quy (trạng thái, tín hiệu điều khiển) đo được mà không có nhiễu. Tuy nhiên trong thực tế các biến trạng thái đo được thường bị nhiễu (ví dụ góc tấn của máy bay đo được có nhiễu rất lớn), dẫn đến việc tham số ước lượng bị phân cực. Song, nếu sử dụng dụng cụ đo tốt và tiến hành đo một cách cẩn thận thì vấn đề trên trở nên không đáng kể.
- Phương pháp Maximum Likelihood thích hợp để nhận dạng mô hình mà tín hiệu ra có quan hệ phi tuyến với các tham số, cũng như mô hình phi tuyến. Đây chính là ưu điểm của phương pháp ML so với phương pháp EE. Phương pháp ML được sử dụng rộng rãi trong việc ước lượng các tham số MB.
- Với tín hiệu điều khiển tối ưu, độ chính xác của tham số ước lượng được tăng thêm 17% so với việc dùng tín hiệu xung vuông 3-2-1-1 (nhiều đo cấp độ 2%), và 6% (nhiều đo cấp độ 5%, 10%).

Trong thời gian tới chương trình ước lượng các tham số khí động lực học và điều khiển của máy bay sẽ được sử dụng cho máy bay KATA đã chế tạo. Sau khi nhận dạng được các tham số này, mô hình toán mô tả đúng đặc tính động lực học và điều khiển của máy bay KATA được thiết lập và dùng để xây dựng bộ điều khiển bay tự động theo quỹ đạo cho trước.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Ngô Đình Trí, Lê Thị Minh Nghĩa (2008): Design of Optimal Inputs for Aircraft System Identification, *Hội nghị Cơ điện tử toàn quốc*, Đà Nẵng, 2008.

- [2] Vladislav Klein, Eugen A. Morelli, *Aircraft System Identification-Theory and Practice*, AIAA, 2006.
- [3] Randall D. Grove, Roland L. Bowles, Stanley C. Mayhew, A procedure for estimating stability and control parameters from flight test data using maximum likelihood methods, *Nasa Technical Note*, 1972.

Nhận bài ngày 19 - 2 - 2008