

KHẢO SÁT TÍNH ỔN ĐỊNH CỦA MÁY BAY UAV PHUN THUỐC TRỪ SÂU ỨNG DỤNG TRONG NÔNG NGHIỆP

SURVEY THE STABILITY OF UAV SPRAYING PESTICIDES APPLICATION IN AGRICULTURE

Hoàng Thị Kim Dung
Trường Cơ khí, Đại học Bách khoa Hà Nội

TÓM TẮT

Bài báo nghiên cứu, khảo sát tính ổn định tĩnh và ổn định động của máy bay không người lái (UAV) phun thuốc trừ sâu ứng dụng trong nông nghiệp với sự trợ giúp của phần mềm XFLR5. Đầu tiên, UAV được thiết kế để kiểm tra đặc tính khí động, sau đó khảo sát đặc tính ổn định. Kết quả cho thấy máy bay ổn định tĩnh tại vận tốc 13 m/s và góc tấn $0,2^\circ$. Máy bay ổn định động với hầu hết các dạng chuyển động, ngoại trừ chuyển động Spiral.

Từ khóa: Máy bay không người lái; Tính ổn định; XFLR5.

ABSTRACT

The article researches and investigates the static and dynamic stability of unmanned aerial vehicles (UAV) spraying pesticides application in agriculture with the help of XFLR5 software. First, the UAV is designed to test the aerodynamic performance and then investigate the stability performance. The results show that the aircraft is statically stable at speed of 13 m/s and attack angle of 0.2° . The aircraft is dynamically stable with most motion, except for Spiral motion.

Keywords: UAV; Stability; XFLR5.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Một máy bay phải có độ ổn định để duy trì quỹ đạo bay đồng nhất và phục hồi từ các lực nhiễu động tác động vào. Vì thế, để đạt tới hiệu quả tốt nhất, máy bay phải có đáp ứng thích hợp với chuyển động của điều khiển. Ổn định là thuộc tính của một trạng thái cân bằng, là trạng thái bay bình ổn đồng nhất, với tổng các lực và các mô-men đối với trọng tâm máy bay đều bằng 0 [1-4].

Với mục tiêu nghiên cứu máy bay không

người lái dạng cánh bằng ứng dụng phun thuốc trừ sâu trong nông nghiệp, ta sử dụng phần mềm XFLR5 [5] để thiết kế máy bay, sau đó xác định đặc tính khí động để khảo sát tính ổn định làm tiền đề cho việc xác định chế độ làm việc cho máy bay sau này.

2. LÝ THUYẾT ỔN ĐỊNH

Có hai dạng ổn định chính là ổn định tĩnh và ổn định động. Trong đó, ổn định tĩnh không phụ thuộc vào thời gian còn ổn định động nghiên cứu diễn tiến theo thời gian chuyển

động của máy bay sau khi nó bị nhiễu động tác động. Máy bay có thể ổn định tĩnh nhưng có thể không ổn định động. Ổn định tĩnh vì thế không đảm bảo cho sự ổn định động. Tuy nhiên, máy bay muốn ổn định động thì trước hết nó phải ổn định tĩnh.

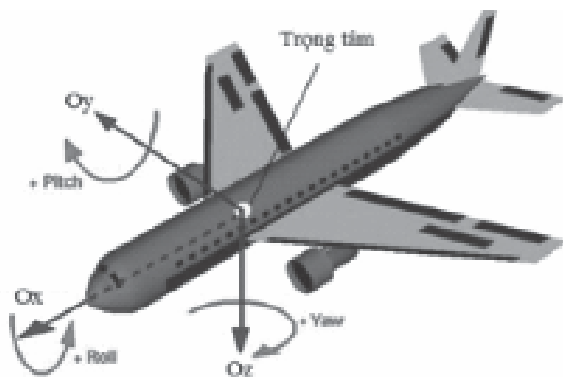
2.1. Ổn định tĩnh

Điều kiện để máy bay ổn định tĩnh là:

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0 \text{ và } C_m > 0 \text{ khi } C_L = 0 \quad (1)$$

Trong đó: C_m , C_L , α tương ứng là hệ số mô-men, hệ số lực nâng và góc tấn.

2.2. Ổn định động



Hình 1. Hệ trục tọa độ gắn với máy bay

Máy bay có sáu bậc tự do, gồm ba chuyển động tịnh tiến theo ba phương và ba chuyển động quay quanh ba trục (Hình 1). Để đơn giản hóa, ta phân chuyển động của máy bay thành hai dạng là chuyển động dọc và chuyển động ngang. Vì một nhiễu động trong chuyển động dọc không ảnh hưởng đến chuyển động ngang. Ảnh hưởng của chuyển động ngang tới chuyển động dọc ở nhiễu loạn nhỏ là rất nhỏ, có thể bỏ qua được nhưng khi nhiễu loạn là lớn thì những ảnh hưởng đó có tác động đáng kể đến chuyển động dọc.

a. Chuyển động dọc

Chuyển động dọc là các chuyển động dọc theo các trục dọc Ox, trục đứng Oz và chuyển động quay quanh trục ngang Oy với điều khiển là độ lệch của cánh lái độ cao và chế độ lực đẩy. Phương trình trạng thái của chuyển động dọc được tuyến tính hóa theo phương pháp nhiễu động nhỏ như sau:

$$\dot{x} = Ax + B\eta_x \quad (2)$$

Trong đó: x là véc-tơ trạng thái, η_x là véc-tơ điều khiển, A và B là các ma trận chứa đạo hàm ổn định.

$$x = [\Delta u \quad \Delta w \quad \Delta q \quad \Delta \theta]^T \quad \eta_x = [\Delta \delta \quad \Delta \delta_T]^T \quad (3a)$$

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_w Z_u & M_q + M_w Z_w & M_q + M_w u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3b)$$

$$B = \begin{bmatrix} X_\delta & X_{\delta_T} \\ Z_\delta & Z_{\delta_T} \\ M_\delta + M_w Z_\delta & M_{\delta_T} + M_w Z_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3c)$$

Trong đó: (p, q, r) , (u, v, w) , (X, Y, Z) , (L, M, N) , (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}) , (I_{yz}, I_{xz}, I_{xy}) , (ψ, θ, ϕ) tương ứng là vận tốc góc, vận tốc dài, lực khí động, mô-men khí động, mô-men quán tính, mô-men quán tính ly tâm, góc Euler theo trục Ox, Oy, Oz ; δ, δ_T lần lượt là góc lệch cánh lái chính và cánh lái độ cao; g là gia tốc trọng trường.

Nghiệm của phương trình (2) được phân thành hai loại:

- Chuyển động dài hạn (long term hoặc phugoid): chuyển động vĩ mô, có nghiệm ứng

với chuyển động do độ lệch của cánh lái độ cao và thay đổi của vận tốc (chế độ ga) gây ra.

- Chuyển động tức thời (short term): nghiệm ứng với chuyển động do độ lệch của cánh lái độ cao gây ra.

b. Chuyển động ngang

Chuyển động ngang là các chuyển động chúc ngóc (pitch) theo trục ngang Oy, liệng (yaw) quanh trục đứng Oz và xoay (roll) quanh trục dọc Ox với hai kênh điều khiển là cánh lái hướng (rudder) và cánh lái liệng (aileron). Sở dĩ kết hợp chuyển động trong hai mặt phẳng Oxy và Oyz là vì khi cánh lái hướng lệch đi thì cánh lái liệng cũng lệch theo và ngược lại. Phương trình trạng thái của chuyển động ngang được tuyến tính hóa theo phương pháp nhiễu động nhỏ như sau:

$$\dot{y} = Cy + D\eta_y \quad (4)$$

Trong đó: y là véc-tơ trạng thái, η_y là véc-tơ điều khiển, C và D là các ma trận chứa đạo hàm ổn định.

Với mô-men quán tính $I_{xz} = 0$, ma trận C và D được rút gọn thành:

$$y = [\Delta v \quad \Delta p \quad \Delta r \quad \Delta \phi]^T \quad \eta_y = [\Delta \delta_a \quad \Delta \delta_r]^T \quad (5a)$$

$$C = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & - (u_0 - Y_r) & -g \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_a} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5b)$$

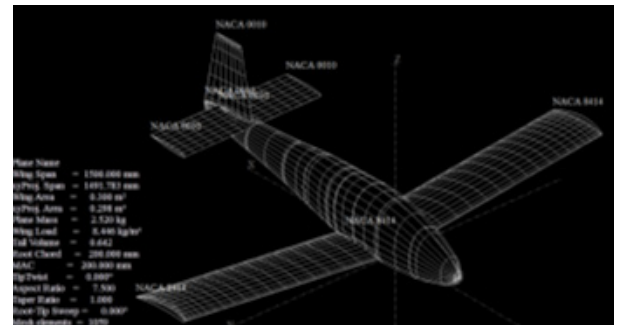
Trong đó: δ_a, δ_r lần lượt là góc lệch cánh liệng và cánh lái hướng.

Các dạng chuyển động ngang gồm:

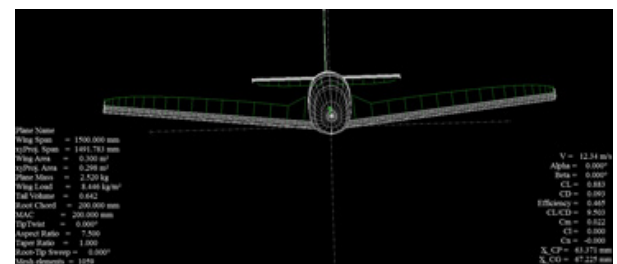
- Chuyển động xoay (roll): Chuyển động hội tụ nhanh thuần túy ứng với điều khiển của cánh liệng. Chuyển động roll không có dao động do có góc nhị diện làm ổn định bên.

- Chuyển động xoắn ốc (spiral): Chế độ spiral, cũng như roll, nó không dao động. Chế độ spiral có thể ổn định hoặc không ổn định. Tuy nhiên, điều này không quan trọng do hằng số thời gian của chế độ spiral lớn cho nên dù không ổn định nhưng vì diễn ra rất chậm cho nên phi công hoàn toàn có thời gian để xử lý.

- Chuyển động dao động có cản bé với tần số nhỏ (dutch-roll): là sự kết hợp của ba dao động “Yaw” quanh trục đứng Oz, “Roll” quanh trục dọc Ox và “Pitch” quanh trục Oy, do vậy làm máy bay có xu hướng lắc chao đảo.



Hình 2. Mô hình máy bay



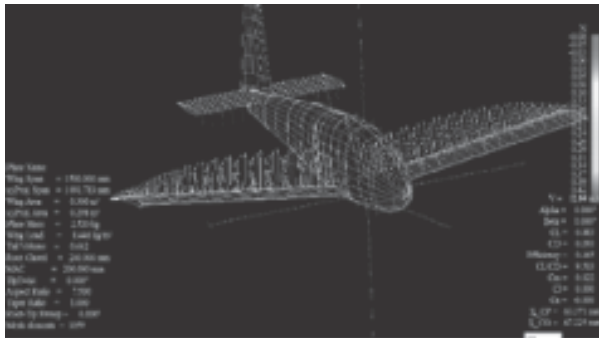
Hình 3. Phân bố lực nâng

Nghiệm của phương trình trạng thái (2) và (4) là nghiệm phức λ_i với tần số dao động riêng $\omega = |\text{Im}(\lambda_i)|$, chu kỳ $T = 2\pi/\omega$, thời gian để biên độ dao động giảm một nửa hay tăng gấp

đôi $T^{1/2}$ hay $2 = \ln 2 / |\operatorname{Re}(\lambda_i)|$. Nếu phần thực của dương/âm thì chuyển động là không ổn định/ổn định. Tuy nhiên, nếu phần thực âm nhưng thời gian $T^{1/2}$ quá lớn thì chuyển động đó cũng không ổn định.

3. KẾT QUẢ

Phần mềm XFLR5 được sử dụng để thiết kế và sau đó phân tích đặc tính khí động của máy bay để đưa vào khảo sát đặc tính ổn định.



a. Lực nâng



b. Hệ số phân bố áp suất
Hình 4. Phân bố lực nâng và áp suất

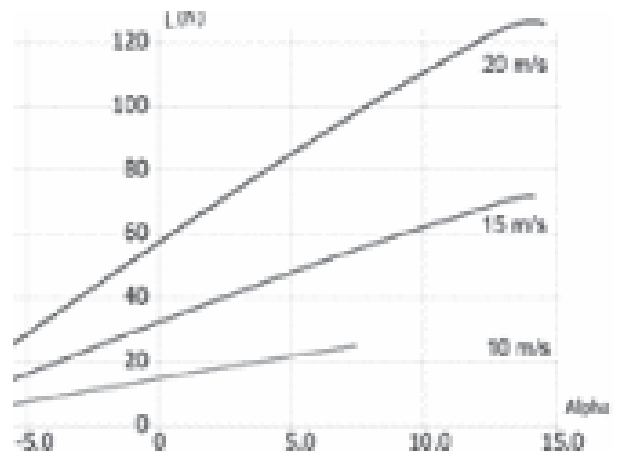
3.1. Mô hình máy bay

Mô hình máy bay có cánh chính hình chữ nhật, biên dạng NACA8414, sải cánh 1500mm, chiều dài dây cung 200mm và góc nhị diện 6° ; cánh đuôi ngang hình chữ nhật, biên dạng NACA0010, sải cánh 486mm, dây cung

cánh 140mm; và cánh đuôi đứng hình thang, biên dạng NACA0010, nửa sải cánh 230mm, dây cung gốc 196mm và dây cung mút 100mm (Hình 2). Tổng khối lượng của máy bay là 2,520 kg. Tọa độ trọng tâm ở vị trí (72,508; 0; 0,131) mm với mô-men quán tính I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , I_{xy} lần lượt là 79494,18; 62431,24; 130363,54; và -16316,96 kg/mm².

3.2. Kết quả khí động

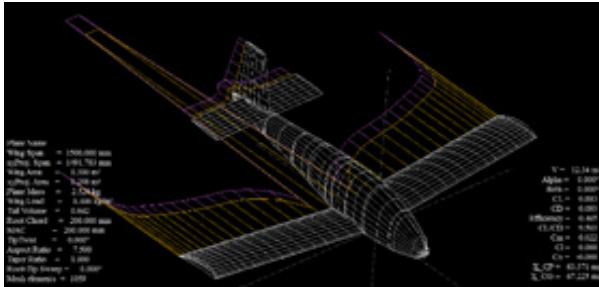
Ở góc tấn 0° và vận tốc bay 12,34m/s, lực nâng ở đuôi ngang hướng xuống dưới, nó giúp cân bằng mô-men với lực nâng hướng lên trên của cánh chính và làm cho máy bay cân bằng (Hình 3). Phân bố lực nâng và phân bố hệ số áp suất được thể hiện trên Hình 4a, b. Lực nâng tăng theo góc tấn và vận tốc bay (Hình 5). Lực cản cảm ứng và lực cản hình dạng trong quá trình bay của máy bay (Hình 6).



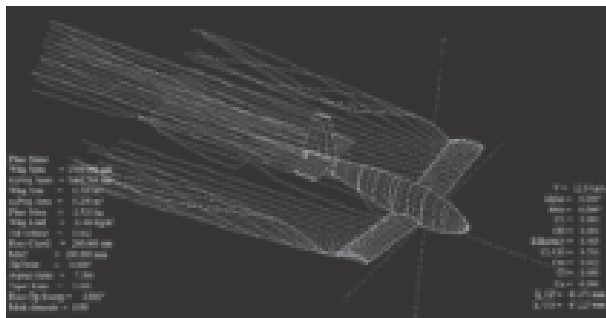
Hình 5. Lực nâng theo góc tấn và vận tốc bay

Lực cản cảm ứng (màu vàng) sinh ra do chênh lệch áp suất cao ở dưới cánh và áp suất thấp ở trên cánh, tạo ra dòng xoáy ở đầu cánh (Hình 7). Đường dòng phía dưới có xu hướng lệch về phía mũi cánh, đường dòng bên trên cánh có xu hướng lệch về tâm của cánh. Xoáy hấp thụ năng lượng và làm tăng lực cản gọi là lực cản cảm ứng. Lực cản cảm ứng giảm từ đầu

mút cánh về gốc cánh. Biện pháp để làm giảm lực cản cảm ứng này là làm tăng tỷ số dạng của cánh, làm cánh có dạng thon và có tấm chắn ở đầu cánh.



Hình 6. Lực cản cảm ứng

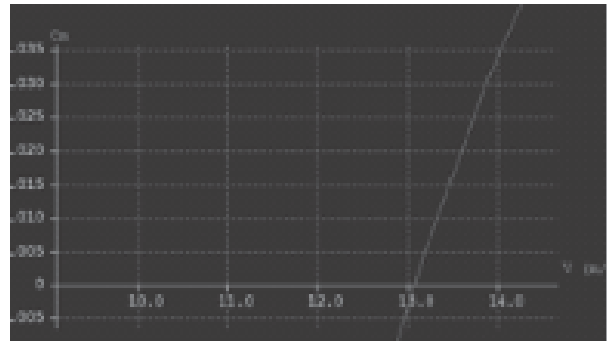


Hình 7. Đường dòng

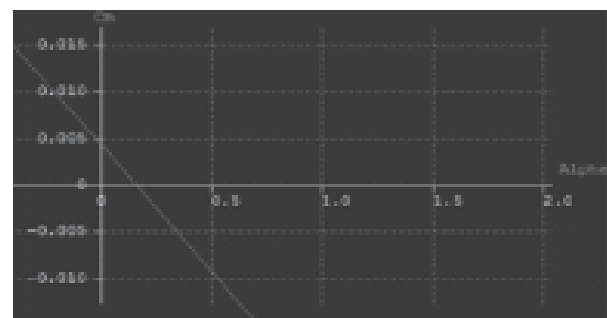
3.3. Khảo sát tính ổn định

a. Ổn định tĩnh

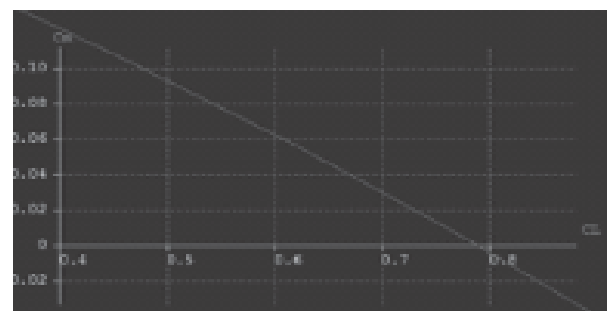
Khảo sát với vận tốc bay từ 10 đến 20m/s và góc tấn từ -10 đến 10°. Điểm cân bằng của máy bay ($C_m = 0$) được xác định tại vận tốc $V_{trim} = 13m/s$ (Hình 8). Điều đó có nghĩa là việc phân bố khối lượng trên máy bay cho phép máy bay cân bằng trong dải vận tốc từ 10 đến 13,1m/s ($C_m < 0$). Hình 9 chỉ ra rằng máy bay sẽ bay ổn định với góc tấn khoảng 0,2°. Tại đó, hệ số lực nâng $C_L = 0,8$ (Hình 10). Chất lượng khí động, C_L/C_D , lớn nhất tại vận tốc 13-14 m/s, gần như trùng với vận tốc tại điểm cân bằng của máy bay (Hình 11). Như vậy, máy bay ổn định tĩnh tại với vận tốc $V_{trim} = 13m/s$ và góc tấn 0,2°.



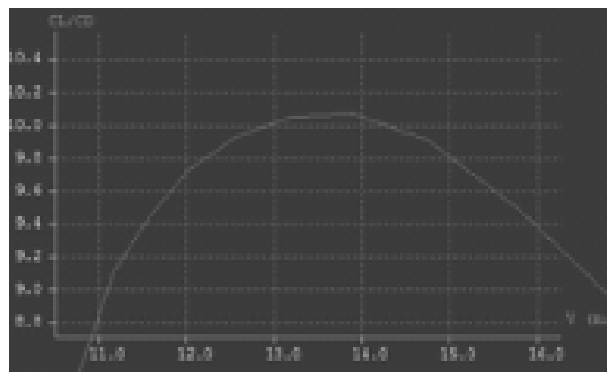
Hình 8. C_m theo vận tốc



Hình 9. C_m theo góc tấn



Hình 10. C_m theo C_L

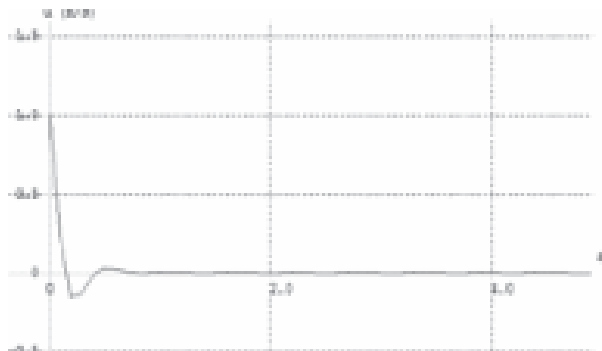


Hình 11. C_L/C_D theo vận tốc

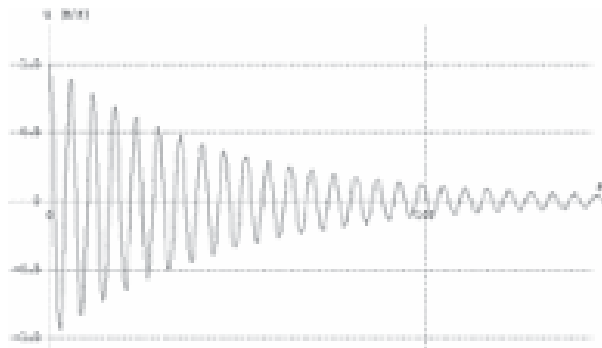
b. Ổn định động

* Ổn định dọc

Nghiệm đặc trưng của chuyển động dọc xác định được là $\lambda_{1,2} = -6,77 \pm 11,15i$ và $\lambda_{3,4} = -0,022 \pm 1,076i$. Phần thực của các nghiệm đều âm, như vậy các chuyển động dọc đều ổn định động.



a. Ngắn hạn - $\lambda_{1,2} = -6,77 \pm 11,15i$



b. Dài hạn - $\lambda_{3,4} = -0,022 \pm 1,076i$

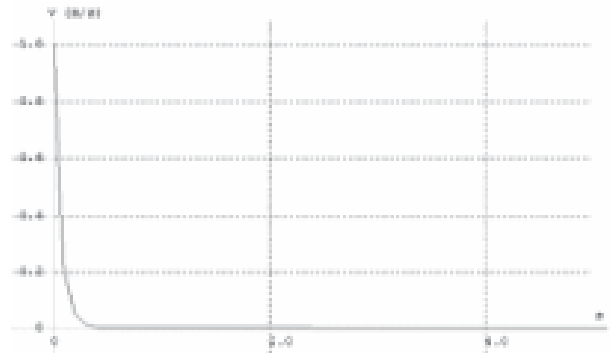
Hình 12. Ổn định dọc

- Chuyển động ngắn hạn (Hình 12a): tần số dao động riêng $\omega = 11,15$, chu kỳ $T = 0,563$ và thời gian biên độ dao động giảm một nửa $T^{1/2} = 0,102s$.

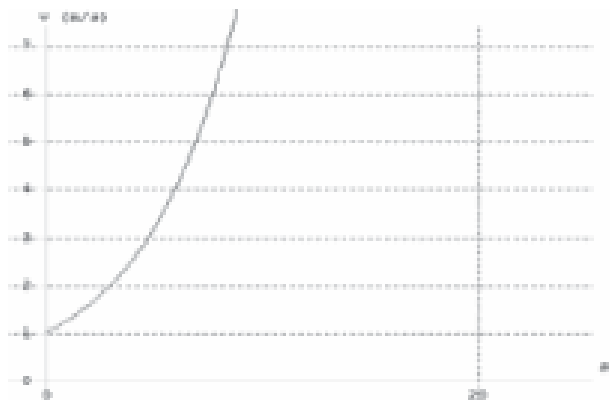
- Chuyển động dài hạn (Hình 12b): tần số dao động riêng: $\omega = 1,076$, chu kỳ $T = 5,836$ và thời gian biên độ dao động giảm một nửa $T^{1/2} = 31,507s$.

* Ổn định ngang

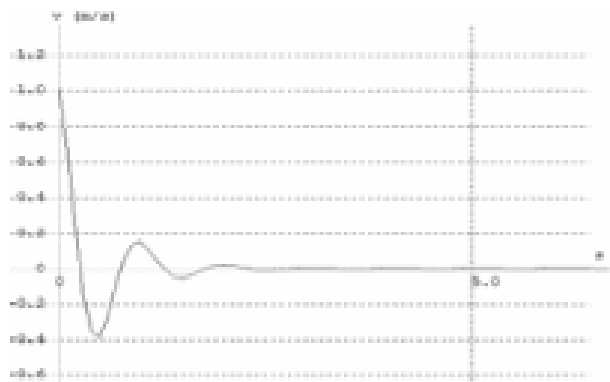
Nghiệm đặc trưng của chuyển động ngang tìm được là $\lambda_1 = -15,06 + 0i$; $\lambda_2 = 0,231 + 0i$; $\lambda_{3,4} = -1,915 \pm 6,134i$.



a. Roll - $\lambda_1 = -15,06 + 0i$



b. Spiral - $\lambda_2 = 0,231 + 0i$



c. Dutch-roll - $\lambda_{3,4} = -1,915 \pm 6,134i$

Hình 13. Ổn định ngang

- Chuyển động Roll (Hình 13a): Nghiệm

λ_1 có phần thực âm, nên chuyển động là ổn định động. Thời gian để giảm một nửa biên độ dao động là 0,046s.

- Chuyển động Spiral (Hình 13b): Nghiệm λ_2 có phần thực dương, nên chuyển động này không ổn định động. Thời gian để biên độ tăng lên hai lần là 3s.

- Chuyển động Dutch-roll (Hình 13c): Nghiệm $\lambda_{3,4}$ có phần thực âm, nên chuyển động này ổn định động với tần số dao động riêng 6,134, chu kỳ 1,278 và thời gian biên độ dao động giảm một nửa 0,362s.

Như vậy, máy bay ổn định động với hầu hết các dạng chuyển động, ngoại trừ chuyển động Spiral. Thực tế, người điều khiển cần phải phản ứng nhanh với loại chuyển động này để máy bay có thể bay ổn định.

4. KẾT LUẬN

Mô hình máy bay không người lái tốc độ thấp ứng dụng phun thuốc trừ sâu được thiết kế, phân tích đặc tính khí động và khảo sát tính ổn định sử dụng phần mềm XFLR5. Với sải cánh 1500mm và việc lựa chọn phân bố các thành phần trên máy bay, kết luận nhận

được là máy bay bay ổn định tĩnh ở dải vận tốc 10 đến 13m/s, góc tấn $0,2^\circ$. Máy bay cũng ổn định động với hầu hết các chuyển động ngoại trừ chuyển động xoắn ốc spiral. Tuy vậy, phi công điều khiển có thể phản ứng nhanh để xử lý do thời gian chuyển động lớn. Ngoài ra, có thể nghiên cứu cải thiện hình dạng máy bay để cải thiện tính ổn định. ♦

Ngày nhận bài: **27/5/2023**

Ngày phản biện: **08/6/2023**

Tài liệu tham khảo:—

- [1]. Cook M. V., *Flight Dynamics Principles*, 2007.
- [2]. Rogers R. M., *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., ISBN 1-56347-397-6, 2000.
- [3]. Robert C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control (2nd Edition)*, McGraw-Hill International Editions, 1998.
- [4]. Stevens B. L. and Lewis F. L. (1992), *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley & Sons, Inc., 1992. ISBN 0-471-61397-5.
- [5]. XFLR5: *Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers*, 2009.