

TÍNH TOÁN CÁC ĐẶC TÍNH ĐỘNG LỰC HỌC VÀ KHẢO SÁT ỔN ĐỊNH CHẾ ĐỘ HẠ CÁNH CỦA MÁY BAY PHẢN LỰC LUYỆN TẬP LOẠI NHỎ

CALCULATE THE AERO-DYNAMIC CHARACTERISTICS AND STUDY OF
STABILITY AT LANDING MODE OF JET ENGINE MILITARY TRAINING
AIRPLANE

Lê Quang, Phạm Thị Thanh Hương
Trường Đại học Bách khoa Hà Nội

TÓM TẮT

Giai đoạn hạ cánh của máy bay là giai đoạn điều khiển phức tạp và nguy hiểm nhất. Giai đoạn này có thể phân làm 4 bước: Ở đây, ta tập trung vào bước hạ độ cao tiếp đất, bước này chịu ảnh hưởng nhiều của đặc tính động lực học máy bay. Để có được các thông số tính toán, từ kích thước hình học, trọng lượng máy bay khi hạ cánh bằng phần mềm AnsysFluent kết hợp với tài liệu DatCom thông qua phần mềm AAA bài báo đưa ra được các hệ số đạo hàm ổn định và điều khiển. Kết quả giải trên Matlab cho phép đánh giá tính ổn định ở quá trình hạ độ cao-tiếp đất của máy bay phản lực huấn luyện quân sự. Kết quả của nghiên cứu này là cơ sở xây dựng các bài huấn luyện đặc biệt trong điều kiện môi trường không khí có nhiễu động.

Từ khóa: Chuyển động dọc trục; Chu kỳ ngắn; Chu kỳ dài; Chất lượng bay; Mô phỏng; CFD.

ABSTRACT

The aircraft's landing phase is the phase control the most dangerous and complex. This phase can be divided into four steps: here we focus on the approach step, this step is much influenced by the dynamic characteristics of the aircraft. To get the parameters calculated from the geometry size, the weight of the aircraft when landing by Ansys-Fluent software combined with the DatCom article through AAA software given the coefficient of stability and control derivatives. By using Matlab we can evaluate the stability in the process of approach of Jet engine military training airplane. The results of this research are the basis of building the documents of training especially when in the environmental conditions of air turbulence.

Keywords: Longitudinal motion-short period, phugoid mode, flying qualities, simulation, CFD.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Máy bay phản lực huấn luyện loại nhỏ được dùng rất phổ biến ở Việt Nam. Đặc điểm chung của các máy bay dùng trong huấn luyện là tần xuất cất cánh và hạ cánh nhiều. Theo số liệu thống kê: Trong số 72 vụ tai nạn hàng không gây tử vong xảy ra từ năm 2004 đến năm 2013, có 10% của tất cả các vụ tai nạn hàng không gây tử vong xảy ra trong khi máy bay đang ở trên mặt đất, 7-10% xảy ra khi đang bay ở độ cao, 22% số vụ tai nạn xảy ra khi máy bay ở trong giai đoạn cất cánh, 58% số vụ tai nạn ở giai đoạn hạ cánh. Vì vậy, việc nghiên cứu động lực học bay và khảo sát ổn định giai đoạn cất/hạ cánh ở máy bay nói chung và ở máy bay huấn luyện tập nói riêng là rất quan trọng [2].

Bài báo giới thiệu những bước cơ bản để đánh giá chất lượng bay của máy bay ở giai đoạn bay chứa nhiều rủi ro và nguy hiểm nhất, đó là chế độ hạ cánh. Bước đầu tiên phải xây dựng được các hệ số đạo hàm ổn định của máy bay thông qua phương pháp tính CFD (sử dụng phần mềm thương mại Ansys Fluent), kết hợp với các công thức trong tài liệu DatCom. Một số hệ số đạo hàm ổn định có dải dao động nhỏ (ít phụ thuộc vào hình dáng), có thể tham khảo các loại máy bay cùng chủng loại. Bước tiếp theo, sử dụng hệ phương trình chuyển động của máy bay (chủ yếu khảo sát chuyển động dọc trục của máy bay, vì vậy chỉ quan tâm 3 phương trình: X, Z, và M). Bằng phép biến đổi Laplace, có thể thành lập hàm truyền cho các thông số chuyển động. Tiếp theo dùng phần mềm Matlab khảo sát ổn định/ điều khiển máy bay khi có tác động của ngoại lực. Cuối cùng bài báo đề xuất giải pháp nâng cao tính ổn định/ điều khiển cho máy bay mục đích giảm tải cho phi công, giúp phi công thực hiện thành công các bài huấn luyện.

2. TÍNH TOÁN ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG CỦA MÁY BAY


Sử dụng phần mềm Ansys để xác định các ĐTKĐ của máy bay trong dòng chảy bao thực hiện gồm các bước chính như sau:

- Đặt điều kiện bài toán;
- Chọn lĩnh vực nghiên cứu, xây dựng mô hình, chia lưới;
- Thiết lập thuộc tính dòng chảy và giải;
- Đánh giá tính chính xác của kết quả tính và đánh giá phương pháp.

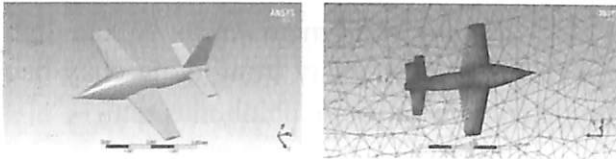
Ở đây, ta sử dụng phần mềm Ansys để xác định đặc tính khí động với đối tượng nghiên cứu cụ thể là máy bay huấn luyện L-39 - loại máy bay đang được sử dụng nhiều trong hàng không quân sự Việt Nam với đầy đủ các thông số kỹ thuật để thuận tiện khi so sánh đánh giá tính đúng đắn của phương pháp.

Máy bay huấn luyện L-39 hoạt động ở dải vận tốc dưới âm ($M_{\max} < 0.8$) và thực hiện các chế độ cất, hạ cánh bình thường ở vùng vận tốc nhỏ trong khoảng $M = (0.125-0.202)$, tức là khoảng từ (155-252) km/h [6]. Như vậy, dòng chảy bao máy bay khi cất, hạ cánh có thể coi là có vận tốc nhỏ và chịu tác động của độ nhớt động ν của không khí. Lựa chọn điều kiện ban đầu của bài toán khí động:

- Vận tốc $v = 180$ (km/h) = 164 ft/s, $M = 0.145$;
- Áp suất: $p_H = 101325$ (Pa);
- Nhiệt độ $t_H = 25$ (°C);
- Vận tốc âm thanh: $a = 346$ (m/s);
- Mật độ không khí: $\rho = 1.184$ (kg/m³);
- Mô hình chảy rối: k- ϵ , độ nhớt động không khí $\nu = 1.553 \cdot 10^{-5}$ [m²/s];
- Điều kiện hội tụ (sai số tính toán): $\Delta s < 10^{-4}$.

Xây dựng mô hình máy bay trên 

SolidWord và đưa vào Ansys Fluent để tính, ta có kết quả như sau:



Hình 1. Mô hình máy bay và chia lưới miền tính toán.

Bảng 1. Thang tiêu chuẩn chỉ số Skewness:

Statistics		Values
Elements		1038024
Nodes		186701
Orthogonal quality	Min	0.1493
	Max	0.9987
	Average	0.7670
	Standard Deviation	0.1220
Skewness	Min	4.1372E-04
	Max	0.8507
	Average	0.2317
	Standard Deviation	0.1220

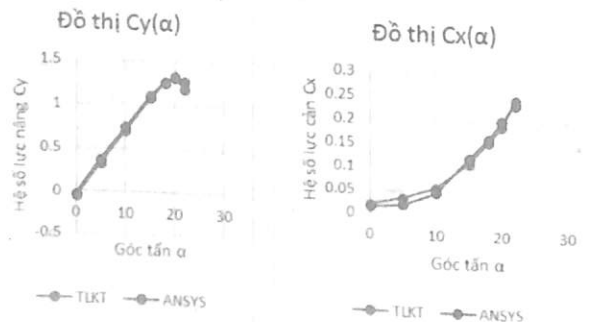


Hình 2. Trường vận tốc và áp suất chảy bao mô hình máy bay L-39
góc tấn $\alpha = 10^\circ$, góc trượt cạnh $\beta = 0^\circ$

Bảng 2. Kết quả tính toán hệ số lực nâng, hệ số lực cản và số liệu từ tài liệu kỹ thuật:

Góc tấn α (độ)	Hệ số lực nâng C_y		Hệ số lực cản C_x	
	TLKT	ANSYS	TLKT	ANSYS
0	-0.0564	-0.0265	0.0175	0.0147
5	0.3282	0.3748	0.0336	0.0191
10	0.7077	0.7495	0.0562	0.0465
15	1.0769	1.1040	0.1116	0.1215
18	1.2564	1.2660	0.1556	0.1623
20	1.3128	1.3270	0.19	0.2016
22	1.2821	1.1980	0.2462	0.2361

Dựa theo bảng 2 ta xây dựng được đồ thị đặc tính hệ số lực nâng C_y và lực cản C_x theo góc tấn α như hình 3:



Hình 3. So sánh giữa kết quả tính toán và tài liệu kỹ thuật của hệ số lực nâng C_y và hệ số lực cản C_x theo góc tấn α

Sai lệch là nhỏ khi so sánh các kết quả khảo sát đặc tính khí động [6] của máy bay L-39 bằng phương pháp Ansys với tài liệu kỹ thuật. Điều này khẳng định các mô hình toán và chương trình tính toán đã được xây dựng bằng phương pháp trên là đáng tin cậy. Tương tự như vậy, tính cho các hệ số đạo hàm ổn định khác [4], [5] và kết hợp với tài liệu Datcom ta có được bảng các thông số đạo hàm ổn định của

máy bay phân lực huấn luyện ở chế độ hạ cánh (kí hiệu $C_x = C_D$ và $C_y = C_L$). Kết hợp một số tài liệu kỹ thuật của L-39, ta xây dựng được bảng các hệ số đạo hàm ổn định và điều khiển của máy bay huấn luyện L-39, như sau:

Bảng 3. Các hệ số đạo hàm ổn định và điều khiển của máy bay huấn luyện L-39:

Các thông số hình học	Điều kiện bay giả định
S (ft ²) = 202 C _{mean} (ft) = 7.05 B (ft) = 31 X _{cg} = 26.4 C _{mean} , α ₁ = 0°	Altitude, h (ft) = 100 Mach number, M = 0.145 Q (lbs/ft ²) = 49.6 TAS, U ₁ (ft/s) = 164
Các thông số khối lượng	Hệ số khí động (góc α = 5°)
W (lbs) = 19.841 I _{xx} (Slug ft ²) = 6.636 I _{yy} (Slug ft ²) = 9.422 I _{zz} (Slug ft ²) = 13.769	C _{L1} = 0.3748 C _{m1} = 0.0 C _{D1} = 0.0197 C _{L1} = 0.00 C _{T1} = 0.032
Hệ số đạo hàm chuyển động dọc trực	
C _{D0} = 0.0270 C _{Da} = 0.121 C _{Txu} = -0.096 C _{Du} = 0.0	C _{Lu} = 0.0 C _{La} = 4.41 C _{Txu} = 0.307 C _{La} = 1.7
C _{Lq} = 3.9 C _{mo} = 0.0 C _{ma} = -0.613	C _{ma'} = -7.27 C _{mq} = -12.4 C _{mTu} = 0.0 C _{mTa} = 0.0
Hệ số đạo hàm điều khiển chuyển động dọc trực	
C _{dδc} = 0	C _{Lδc} = 0.43 C _{mδc} = -1.369

Bằng phương pháp kích động nhỏ, hệ phương trình chuyển động dọc trực của máy bay có thể viết dưới dạng (1):

$$\begin{aligned}
 u &= -g\theta \cos \theta_1 + X_u u + X_{T_u} u + X_\alpha \alpha + X_{\delta_c} \delta_c \\
 U_1 \alpha - U_1 \dot{\theta} &= -g\theta \sin \theta_1 + Z_u u + Z_\alpha \alpha + Z_q \dot{\theta} + Z_{\delta_c} \delta_c \\
 \dot{\theta} &= M_u u + M_{T_u} u + M_\alpha \alpha + M_{T_\alpha} \alpha + M_\alpha \dot{\alpha} + M_q \dot{\theta} + M_{\delta_c} \delta_c
 \end{aligned} \quad (1)$$

Bằng cách biến đổi Laplace hệ phương trình (1) được thể hiện dưới dạng (2) như sau:

$$\begin{aligned}
 (s - X_u - X_{T_u})u(s) - X_\alpha \alpha(s) + g \cos \theta_1 \theta(s) &= X_{\delta_c} \delta_c(s) \\
 -Z_u u(s) \{s(U_1 - Z_\alpha) - Z_\alpha\} \alpha(s) - (Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1 \theta(s) &= Z_{\delta_c} \delta_c(s) \quad (2) \\
 -(M_u + M_{T_u})u(s) - \{M_\alpha s + M_\alpha + M_{T_\alpha}\} \alpha(s) &+ (s^2 - M_q s) \theta(s) \\
 &= M_{\delta_c} \delta_c(s)
 \end{aligned}$$

- Hệ phương trình (2) viết dưới dạng ma trận và rút ra hàm truyền của các thông số chuyển động theo các thông số điều khiển (3).

$$\begin{bmatrix} (s - X_u - X_{T_u}) & -X_\alpha & g \cos \theta_1 \\ -Z_u & \{s(U_1 - Z_\alpha) - Z_\alpha\} & \{-(Z_q + U_1)s + g \sin \theta_1\} \\ -(M_u + M_{T_u}) & -\{M_\alpha s + M_\alpha + M_{T_\alpha}\} & (s^2 - M_q s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u(s) \\ \alpha(s) \\ \theta(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{\delta_c} \\ Z_{\delta_c} \\ M_{\delta_c} \end{bmatrix} \delta_c(s) \quad (3)$$

Ta sẽ khảo sát phản ứng của các thông số chuyển động, như vận tốc bay u, góc tấn α, góc bay θ và vận tốc góc q khi quay bánh lái một góc δc của bánh lái độ cao.

3. KHẢO SÁT ỔN ĐỊNH DỌC TRỰC CỦA MÁY BAY KHI HẠ CÁNH

Ta nhận thấy, khi không có tác động của bánh lái, phương trình đặc trưng của chuyển động trên có dạng bậc 4 như sau:

$$s^4 + 2.328s^3 + 2.57s^2 + 0.1447s + 0.1814 = 0$$

Nghiệm của phương trình này là:

Chuyển động với chu kì ngắn (Short Period)	Chuyển động chu kì dài (Phugoid - long Period)
X ₁ = 0.0047 + 0.2682i X ₂ = 0.0047 - 0.2682i	X ₃ = -1.1686 + 1.0743i X ₄ = -1.1686 - 1.0743i

Kết quả chỉ ra chuyển động dọc trực của máy bay là kết hợp 2 dao động: 1 có chu kì dài ổn định theo thời gian và 1 là dao động chu kì ngắn, phân kì theo thời gian (vì phần nguyên trong nghiệm phức có giá trị dương).

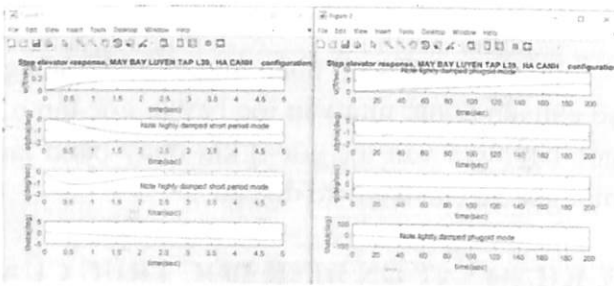
Hàm truyền của chuyển động khi tác động của bánh lái độ cao quay một góc δc:

$$u(f/s) = \frac{83.12s^2 + 158.6s + 75.5}{s^4 + 2.328s^3 + 2.57s^2 + 0.1447s + 0.1814}$$

$$a(0) = \frac{-4.051s^3 - 146.6s^2 - 10.91s - 15.59}{s^4 + 2.328s^3 + 2.57s^2 + 0.1447s + 0.1814}$$

$$q(0/s) = \frac{-148s^3 - 129.8s^2 + 4.283s}{s^4 + 2.328s^3 + 2.57s^2 + 0.1447s + 0.1814}$$

$$\theta(0) = \frac{-148s^2 - 129.8s + 4.283}{s^4 + 2.328s^3 + 2.57s^2 + 0.1447s + 0.1814}$$



Hình 4. Phản ứng các tham số chuyển động khi bánh lái lệch 1°

Hình 4, cho thấy máy bay sẽ trở lại vị trí ổn định sau khoảng 20 giây kể từ khi phi công tác động vào bánh lái độ cao, mặc dầu các thông số như vận tốc, góc tới sẽ có giá trị mới, xong vận tốc góc và góc bay đạt được giá trị ban đầu. Điều này phù hợp với máy bay khi ở chế độ tiếp đất.

4. KẾT LUẬN

Bài báo đã giới thiệu các bước cơ bản khi nghiên cứu tính ổn định của chuyển động máy bay khi hạ cánh. Tần suất hạ cánh của máy bay luyện tập rất lớn, kỹ thuật tiếp đất đóng vai trò quan trọng tới tính an toàn cũng như tới quãng đường dừng lại của máy bay khi chạy quán tính trên đường băng. Bài báo cũng chỉ

ra hình dạng khí động học, trọng lượng máy bay có ảnh hưởng tới tính ổn định khi hạ cánh. Ở đây với các thông số ban đầu, máy bay khi tiếp đất không hoàn toàn ổn định, đặc biệt liên quan đến dao động có chu kỳ ngắn. Điều này sẽ gây khó chịu cho phi công và học viên khi hạ cánh trong môi trường có gió xoáy. Trong những nghiên cứu tiếp theo, tập thể tác giả sẽ đề xuất thiết kế và lắp thêm bộ gia tăng ổn định với hy vọng giúp cho phi công dễ dàng hơn khi hạ cánh [3]. ❖

Ngày nhận bài: 12/6/2019

Ngày phản biện: 19/6/2019

Tài liệu tham khảo:

- [1]. Robert C. Nelson. *Flight stability and Automatic Control*, Second edition (2000), Pennsylvania.
- [2]. Thomas R. Yechout. *Introduction to Aircraft flight Mechanics* (2003). Edition in Chief, Virginia.
- [3]. Frank L Lewis, Eric N. Johnson. *Aircraft Control and Simulation*, Third Edition (2016). Canada.
- [4]. D.E. Hoak . USAF. *Stability and Control Datcom* (10/1960) – Contract of Project No 8219.
- [5]. Iliff, K.W. *Parameter estimation of flight Vehicles*. Journal of Air craft, Sept-Oct. 1989, 12, (5), pp. 609–622. Google Scholar.
- [6]. Nguyễn Đình Sơn; *Nghiên cứu ảnh hưởng của gió cạnh tới đặc tính khí động của máy bay trong quá trình hạ cánh*, Luận án tiến sĩ kỹ thuật, Viện Khoa học và Công nghệ Quân sự, 2014.
- [7]. Lê Quang; *Cơ học vật bay* (2016). NXB. Đại học Bách khoa Hà Nội.
- [8]. Đồ án tốt nghiệp và Bài tập lớn môn Cơ học vật bay của sinh viên ngành Kỹ thuật Hàng không, Trường Đại học Bách khoa Hà Nội.