

NGHIÊN CỨU VÀ TÍNH TOÁN ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG CỦA MÁY BAY NHỎ KHI CÁT/HẠ CÁNH GẬP GIÓ NGANG

PGS. TS. Lê Quang^{1*}, ThS. Nguyễn Hữu Huy¹, ThS. Ngô Duy Song¹

¹Đại học Công nghệ Đồng Nai

*Tác giả liên hệ: Lê Quang, quangle140hg@gmail.com

THÔNG TIN CHUNG

Ngày nhận bài: 22/05/2023

Ngày nhận bài sửa: 13/06/2023

Ngày duyệt đăng: 24/06/2023

TỪ KHÓA

Cát cánh;

Đặc tính khí động (ĐTKĐ);

Động lực chất lỏng tính toán (CFD; Rối);

Hạ cánh.

TÓM TẮT

Nghiên cứu và tính toán tính năng bay của máy bay là rất quan trọng đặc biệt cho các máy bay nhỏ khi gặp các luồng gió quần. Chất lượng bay không những phụ thuộc vào đặc tính khí động của bản thân máy bay mà còn phụ thuộc vào các yếu tố khác như tác động điều khiển, sự nhiễu động của môi trường bên ngoài như nhiệt độ, áp suất, nhiễu động không khí v.v. Gió ngang cũng là một dạng nhiễu làm lệch dòng không khí, biến đổi dòng chảy bao đối xứng quanh máy bay thành dòng phi đối xứng, nên việc tính toán xác định các đặc tính khí động (ĐTKĐ) cũng mất tính đối xứng, tức là cần thiết phải tính toán cụ thể cho toàn bộ các bộ phận của máy bay mặc dù máy bay thông thường có hình dạng là đối xứng.

Mục tiêu của bài báo này là tính toán các đặc tính khí động (ĐTKĐ) của máy bay luyện tập L39 đang được Không quân Việt nam sử dụng trong huấn luyện bay khi máy bay này chịu ảnh hưởng gió ngang và tính toán giới hạn an toàn trong quá trình cất hạ cánh.

ABSTRACT

Research and calculation of aircraft performance is very important especially for small aircraft when encountering gusts of vicious winds. The quality of flight depends not only on the aerodynamic characteristics of the aircraft itself but also on other factors such as control effects, turbulence of the external environment such as temperature, pressure, air turbulence, etc. Traversal wind is also a form of noise that deflects the air flow, converting the symmetrical flow around the aircraft into an asymmetric flow, so the calculation of the determination of aerodynamic characteristics also loses symmetry, i.e., It is necessary to make specific calculations for all parts of the aircraft even though conventional aircraft are shaped as symmetrical.

The objective of this paper is to calculate the aerodynamic characteristics of the L39 training aircraft being used by the Vietnam Air Force in flight training when the aircraft is exposed to traversal winds and to calculate the safety limit during takeoff and landing.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Aero L-39 Albatros là một chiếc máy bay huấn luyện đa tính năng được phát triển tại Tiệp Khắc là chiếc máy bay huấn luyện được trang bị động cơ tuốc bin phản lực cánh quạt. Có hơn 2.800 chiếc L-39 vẫn hoạt động trên khắp thế giới. Chiếc Albatros rất linh hoạt, có thể đảm đương các phi vụ tấn công hạng nhẹ cũng như vai trò huấn luyện phi công. Hiện nay L-39 đang được sử dụng làm công tác huấn luyện phi công trong quân đội ở nước ta. Trong quá trình hoạt động, do nhiều yếu tố tác động nên đã có những vụ tai nạn đáng tiếc xảy ra, điển hình là hai vụ:

- Một chiếc L-39 đã đâm xuống đất tại Triển lãm Hàng không Tico Warbird ngày 16 tháng 3 năm 2007, tại Space Coast Regional Airport ở Titusville, Florida, làm phi công thiệt mạng.

- Một chiếc L-39 huấn luyện khác của Việt Nam đã rơi xuống bờ biển thuộc địa phận xã Phước Dinh, huyện Ninh Phước tỉnh Ninh Thuận ngày 05 tháng 06 năm 2007. Hai phi công có mặt trên máy bay tử nạn.

Có nhiều nguyên nhân phức tạp trực tiếp và gián tiếp gây ra các vụ tai nạn máy bay. Theo một nghiên cứu năm 2014 về tai nạn hàng không thương mại của nhà sản xuất máy bay Boeing bao phủ hầu hết các nhà sản xuất và quốc gia, 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 trong thập kỷ qua 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. Nguyên nhân chủ yếu là do gió ngang. Việc tính toán ổn định bay khi có gió ngang là rất quan trọng cho quá trình khai thác máy bay ở các chế độ bay khác nhau. Ở Việt Nam chưa quan tâm nhiều đến ảnh hưởng của gió ngang đến hoạt động bay và chưa xem gió ngang như là một

trong những nguyên nhân chính gây ra uy hiếp an toàn bay và tai nạn bay. Vì thế "Nghiên cứu ảnh hưởng của gió ngang tới ĐTKĐ của máy bay trong quá trình hạ cánh" là cần thiết, có ý nghĩa thiết thực không những đối với việc đảm bảo an toàn bay trong quá trình hạ cánh mà còn có ý nghĩa quan trọng trong việc nghiên cứu, thiết kế chế tạo, khai thác sử dụng máy bay, trong việc lập chương trình điều khiển máy bay một cách chính xác, hiệu quả. Mục đích của việc nghiên cứu vấn đề đặt ra là xem xét mức độ ảnh hưởng của gió ngang đến các ĐTKĐ của máy bay trong quá trình hạ cánh ở vùng tốc độ nhỏ.

2. NỘI DUNG NGHIÊN CỨU VÀ LỰA CHỌN MÔ HÌNH TÍNH TOÁN

Bài báo xây dựng mô hình tính toán và xác định một số ĐTKĐ của máy bay có tính đến ảnh hưởng của gió cạnh. Điểm cần chú ý ở đây là khi xác định ĐTKĐ của máy bay cần quan tâm đến ảnh hưởng đồng thời của góc trượt cạnh và góc tấn. Như vậy mô hình tính toán là không đối xứng mặc dù mô hình vật lý là đối xứng.

Để khảo sát ảnh hưởng của gió ngang tới một số ĐTKĐ cho máy bay trong quá trình cất cánh, bài báo sẽ lựa chọn mô hình máy bay có cấu hình cất, hạ cánh ở vùng vận tốc nhỏ. Do số lượng các ĐTKĐ (Robert, 2000), (Thomas, 2003) của máy bay khá lớn và việc khảo sát khá phức tạp nên trong khuôn khổ bài báo chỉ khảo sát ảnh hưởng của gió ngang đến một số ĐTKĐ chủ yếu của máy bay như hệ số lực nâng C_y , lực cản C_x , là những đặc tính quan trọng quyết định đến quá trình cất, hạ cánh (Jan, 2001), (Lê Quang, 2016). Ngoài ra (Thomas, 2003), (Jan, 2001), (Lê Quang, 2016) ta cũng có thể tính được hệ số mô men chúc góc M , mô men nghiêng L và mô men chuyển hướng N và 1 số hệ số đạo hàm ổn định và điều khiển (Stability and control derivatives) nhưng trong bài báo này ta sẽ không đề cập tới.

Bài báo xây dựng phương pháp để kiểm chứng mô hình tính toán ĐTKĐ của máy bay bằng cách tính toán ở chế độ không có gió ngang.

Kết quả được so sánh với số liệu kỹ thuật của máy bay do nhà sản xuất đưa ra.

Bài báo tính toán khí động máy bay ở vùng vận tốc nhỏ khi có gió ngang. Đưa ra giá trị góc trượt cạnh β^* tới hạn mà nếu vượt quá quá trình cất/hạ cánh sẽ tiềm ẩn nguy hiểm.

- Nghiên cứu đề xuất các phương pháp nhằm giảm ảnh hưởng của gió ngang đến ĐTKĐ của máy bay. Xây dựng miền vận tốc cất/hạ cánh an toàn khi có ảnh hưởng của gió ngang.

- Bài báo sử dụng phần mềm Solidwork để dựng mô hình máy bay và giải thuật CFD thông qua phần mềm Ansys-Fluent (Lê Quang, 2016).

3.TÍNH TOÁN ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG MÁY BAY KHI KHÔNG CÓ GIÓ NGANG.

Phương trình chủ đạo: ở đây là phương trình liên tục và phương trình Navier-Stokes viết dưới dạng vecto:

$$\frac{d\vec{u}}{dt} = \vec{F} - \frac{1}{\rho} \text{grad} p + \nu \Delta \vec{u} + \frac{\nu}{3} \text{grad}(\text{div} \vec{u}) \quad (1)$$

Với: ρ Khối lượng riêng
 u Vận tốc dòng chảy
 $F(X, Y, Z)$ Lực đơn vị (các thành phần lực theo các phương x, y, z)
 p Áp suất
 ν Hệ số nhớt động học

Chúng ta dùng mô hình k-epsilon có dạng: (trong đó k là năng lượng rối động học)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \right] + P_k + P_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (2)$$

Và phương trình tính ρ

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right) \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (P_k + C_{3\epsilon} P_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (3)$$

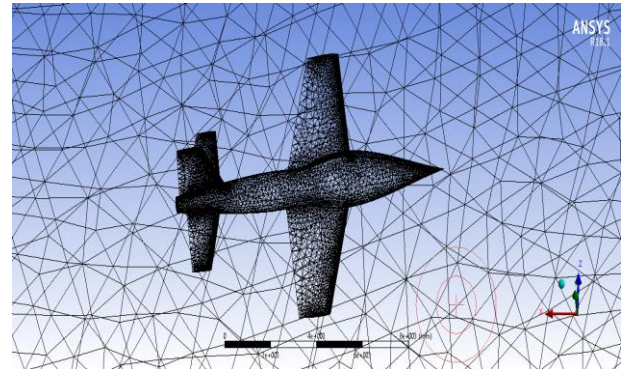
Mô hình nhớt rối có dạng sau:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (4)$$

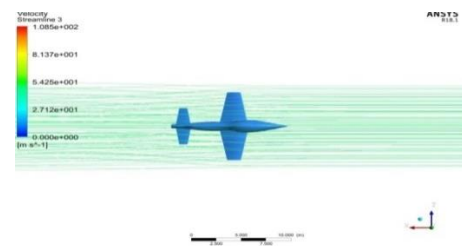
Hệ số có giá trị: $C_{1\epsilon} = 1.44$ $C_{2\epsilon} = 1.92$ $C_\mu = 0.09$

$$\sigma_k = 1.0 \quad \sigma_\epsilon = 1.3$$

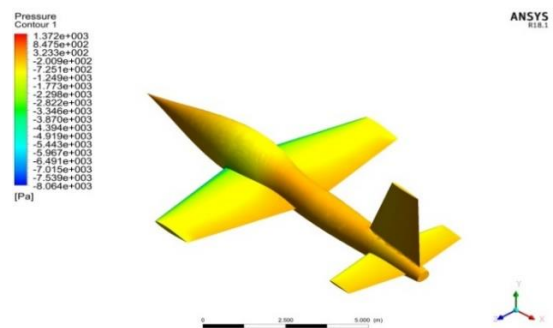
Hình 1 biểu diễn chia lưới miền tính toán, hình 2,3,4 là trường vận tốc và áp suất tính được bằng Ansys Fluent.



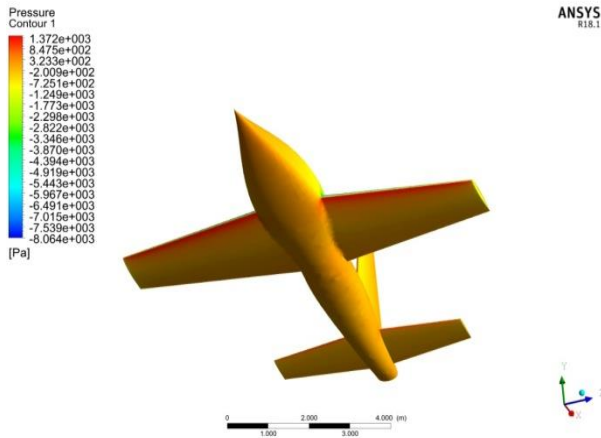
Hình 1. Chia lưới miền tính toán máy bay L39 trong Ansys



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



Hình 3. Trường áp suất chảy bao mô hình máy bay L-39 góc tấn $\alpha=10$ độ, góc trượt cạnh $\beta=0$ độ mặt trên cánh



Hình 4. Trường áp suất chảy bao mô hình máy bay L-39 góc tấn $\alpha=10$ độ, góc trượt cạnh $\beta=0$ độ mặt dưới cánh

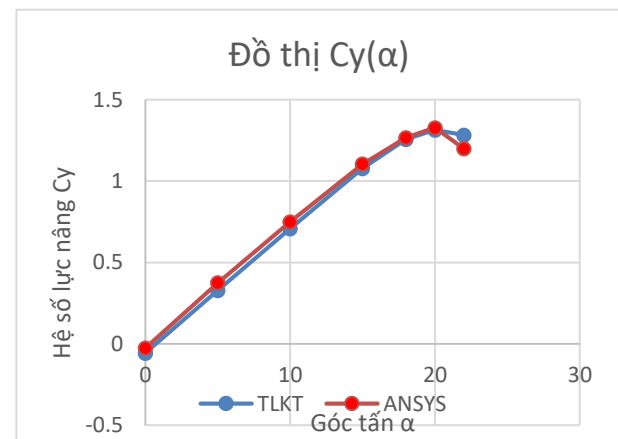
Máy bay huấn luyện L-39 hoạt động ở dải vận tốc dưới âm ($M_{\max} < 0,8$) và thực hiện các chế độ cất, hạ cánh bình thường ở vùng vận tốc nhỏ trong khoảng $M=0,125-0,202$ (khoảng 155-252 km/h). Như vậy dòng chảy bao máy bay khi cất, hạ cánh có thể coi là có vận tốc nhỏ và chịu tác động của độ nhớt động ν của không khí. Dưới đây điều kiện ban đầu của bài toán khí động: vận tốc 180 (km/h), áp suất: $p_H = 101325$ [Pa], nhiệt độ 25°C - vận tốc âm thanh: $a=346$ [m/s], mật độ không khí: $\rho=1.184$ [kg/m³], dùng mô hình chảy rối: $k-\epsilon$, độ nhớt động học của không khí $\nu=1,553.10^{-5}$ [m²/s], điều kiện hội tụ (sai số tính toán): $\Delta s < 10^{-4}$. Với các điều kiện bay này ta có tài liệu kỹ thuật (TLKT) của nhà sản xuất cung cấp (Nguyễn Đình Sơn, 2014) để so sánh đánh giá mức độ chính xác của phương pháp.

Kết quả xác định hệ số lực nâng C_y bằng phương pháp Ansys và theo TLKT của máy bay L-39 đối với trường hợp bay thẳng được trình bày trong bảng 1. Sai số giữa kết quả tính toán và số liệu từ TLKT là 2-5% cho giá trị hệ số lực nâng C_y và 3-8% cho giá trị hệ số lực cản C_x . Như vậy kết quả tính toán bằng Ansys Fluent có độ chính xác có thể chấp nhận được

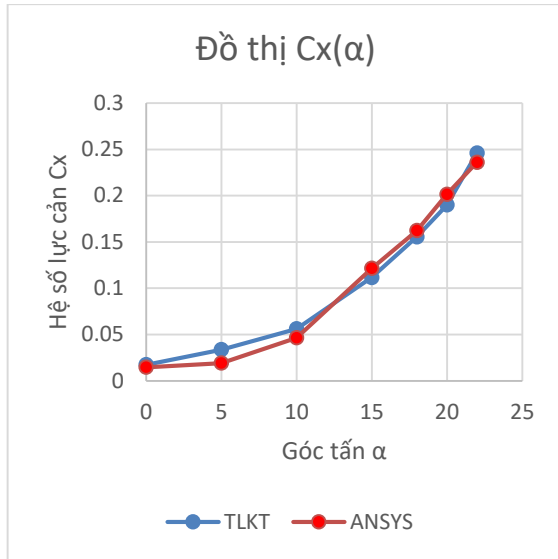
Bảng 1. Hệ số lực nâng C_y và hệ số lực cản C_x của máy bay L-39 xác định bằng phương pháp Ansys và TLKT với chế độ bay không có gió ngang

Góc tấn α (độ)	Hệ số C_y theo TLKT	Hệ số C_y theo Ansys	Hệ số C_x theo TLKT	Hệ số C_x theo 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

Từ bảng 1 kết quả ta xây dựng được đồ thị đặc tính hệ số lực nâng C_y và lực cản C_x theo góc tấn α :



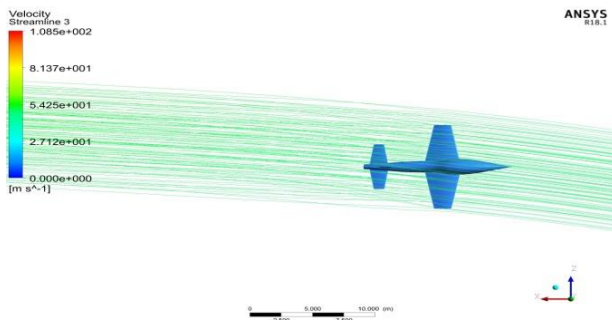
Hình 5. Đồ thị hệ số lực nâng $C_y=f(\alpha)$ xác định bằng phương pháp Ansys và theo TLKT của máy bay L-39



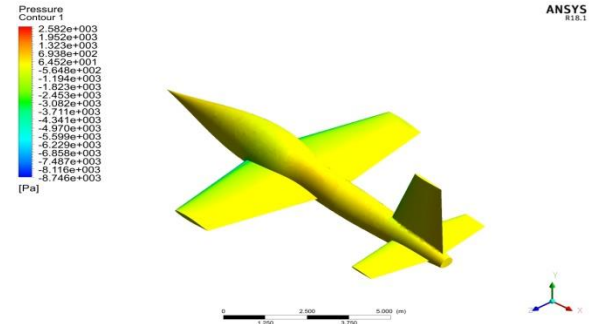
Hình 6. Đồ thị hệ số lực cản $C_x=f(\alpha)$ xác định bằng phương pháp ansys và theo tài liệu kỹ thuật

4. TÍNH TOÁN ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG MÁY BAY CÁT/ HẠ CÁNH KHI CÓ GIÓ NGANG

Khảo sát ảnh hưởng của gió ngang đến một số ĐTKĐ của máy bay L-39 với vận tốc cất cánh $V=180$ [km/h]; góc tấn $\alpha=10$ độ; góc trượt cạnh β (góc tạo bởi gió ngang so với trục máy bay thông thường có độ lớn trong khoảng 0 độ-35 độ). Ở đây ta dùng mô hình tính toán đã được kiểm nghiệm ở phần trên để khảo sát chất lượng khí động khi có sự thay đổi góc trượt cạnh β do ảnh hưởng của gió ngang gây ra.



Hình 7. Trường vận tốc chảy bao mô hình máy bay L-39 góc tấn $\alpha=10$ độ, góc trượt cạnh $\beta=15$ độ



Hình 8. Trường áp suất chảy bao mô hình máy bay L-39 góc tấn $\alpha=10$ độ, góc trượt cạnh $\beta=10$ độ trên cánh

Từ kết quả khảo sát ta có thể xác định được sự thay đổi hệ số khí động theo góc trượt cạnh (so với hệ số khí động khi chưa có trượt cạnh). Như vậy gió cạnh làm thay đổi các ĐTKĐ của máy bay, đặc biệt là đối với hệ số lực nâng C_y .

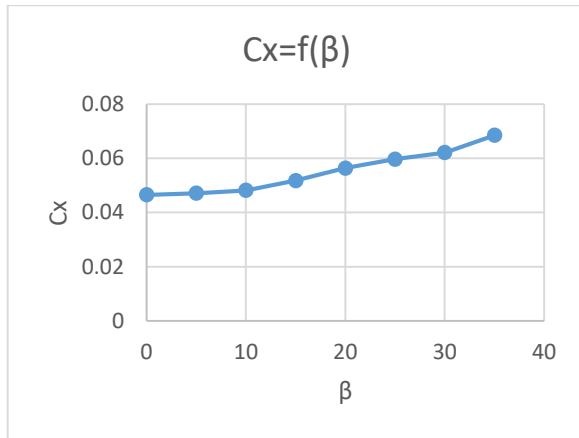
Bảng 2. Sự thay đổi một số hệ số khí động theo góc trượt cạnh khi cất cánh

$\alpha[^\circ]$	$\beta[^\circ]$	$\Delta C_x[\%]$	$\Delta C_y[\%]$
10	0	0	0
10	5	1.29	-0.30
10	10	3.65	-1.22
10	15	11.40	-2.74
10	20	21.29	-6.68
10	25	28.39	-14.09
10	30	33.54	-21.22
10	35	47.31	-39.09

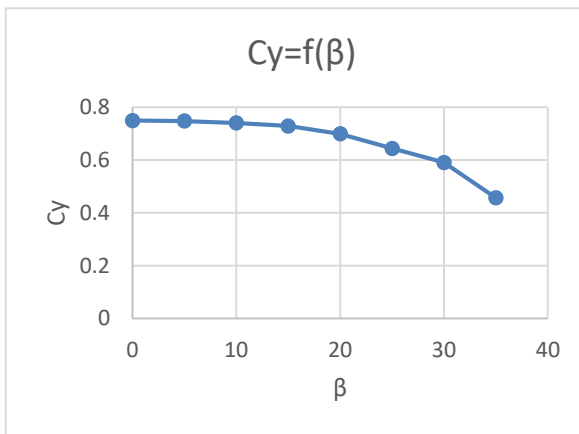
Từ bảng 2 cho thấy hệ số lực nâng C_y giảm nhanh khi tăng góc trượt cạnh. Thí dụ ở góc trượt cạnh $\beta=10^\circ$, hệ số lực nâng C_y giảm đi khoảng 1,3 %, nhưng ở góc trượt cạnh $\beta=20^\circ$ hệ số lực nâng C_y giảm tới 7,9 %.

Bảng 2 cũng cho thấy khi tăng góc trượt cạnh sẽ làm tăng mạnh lực cản X của máy bay (ở các góc trượt cạnh $\beta=10^\circ$ và $\beta=20^\circ$ giá trị hệ số C_x tăng lên tương ứng là 2,5 % và 22,4 %). Lực cản tăng làm giảm vận tốc hạ cánh V của máy bay L-39. Khi vận tốc hạ cánh V giảm sẽ tiếp tục làm giảm nhanh lực nâng Y . Điều này tiềm ẩn nguy

hiềm khi đang hạ cánh, có thể dẫn đến những hậu quả không lường trước và có thể ảnh hưởng đến an toàn bay. Đây là một trong những nguyên nhân của các tai nạn bay khi hạ cánh. Trên hình 9 và 10 là đồ thị của hệ số lực cản C_x và lực nâng C_y phụ thuộc vào góc trượt cạnh β .



Hình 9. Đồ thị hệ số lực cản C_x theo góc trượt cạnh β



Hình 10. Đồ thị hệ số lực nâng C_y theo góc trượt cạnh β

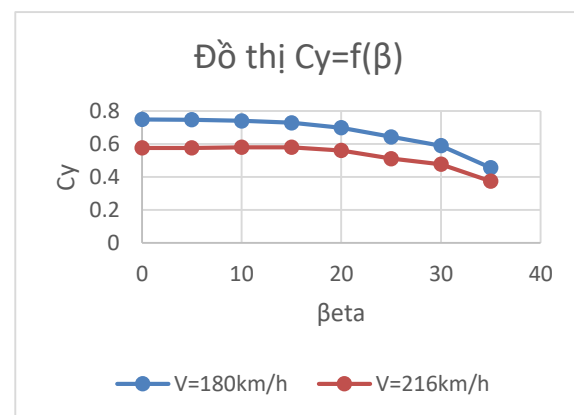
Từ đồ thị trên hình 9 và 10 cho thấy khi trượt cạnh càng lớn thì càng làm tăng hệ số lực cản C_x và làm giảm mạnh hệ số lực nâng C_y . Điều này hoàn toàn phù hợp với bản chất vật lý của dòng chảy bao. Dòng chảy có góc trượt cạnh làm thay đổi hướng chảy tới của dòng khí, thành phần vận tốc tham gia tạo lực nâng giảm đi kết hợp với tách dòng sớm dẫn đến hệ số lực nâng giảm.

5. Nghiên cứu ảnh hưởng của gió ngang phụ thuộc vào vận tốc hạ cánh.

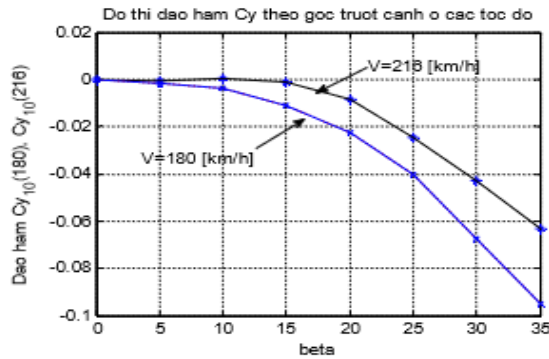
Vận tốc máy bay càng nhỏ thì ảnh hưởng của gió ngang càng mạnh. Để làm rõ hơn điều này, từ các số liệu bảng 3 về hệ số lực nâng và lực cản khi cất cánh có gió ngang ở điều kiện: vận tốc cất cánh 180 km/h và cất cánh ở trường hợp vận tốc 216 km/h thực hiện đạo hàm hệ số lực nâng theo góc trượt cạnh và xây dựng các đồ thị $C_y^\beta = f(\beta)$ ở các vận tốc hạ cánh tương ứng.

Bảng 3. Kết quả tính các hệ số khí động L-39 khi hạ cánh có gió ngang

α [°]	β [°]	V=180km/h		V=216km/h	
		C_x	C_y	C_x	C_y
10	0	0.0465	0.7495	0.0275	0.5763
10	5	0.0471	0.7476	0.0280	0.5767
10	10	0.0482	0.7403	0.0308	0.5807
10	15	0.0518	0.7289	0.0355	0.5804
10	20	0.0564	0.6994	0.4113	0.5608
10	25	0.0597	0.6439	0.0463	0.5113
10	30	0.0621	0.5904	0.0498	0.4775
10	35	0.0685	0.4565	0.0595	0.3743



Hình 11. Ảnh hưởng của gió ngang đến hệ số lực nâng C_y ở các vận tốc hạ cánh 180 và 218 km/h



Hình 12. Đồ thị đạo hàm hệ số lực nâng theo góc trượt cạnh $C_y^\beta = f(\beta)$ ở các vận tốc hạ cánh 180 và 216 km/h

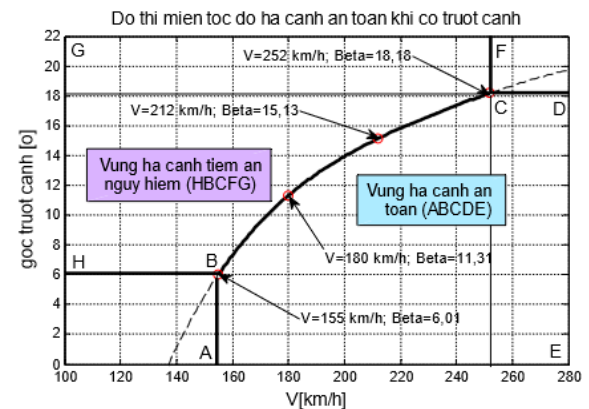
Các đồ thị của đạo hàm hệ số lực nâng C_y^β theo góc trượt cạnh β trên hình 12 là những đường cong thể hiện tính phi tuyến ảnh hưởng của gió cạnh đến hệ số lực nâng C_y . Ở vận tốc hạ cánh $V=216$ km/h tính phi tuyến được xuất hiện ở góc trượt cạnh $\beta=15$ độ trong khi ở vận tốc hạ cánh $V=180$ km/h thì tính phi tuyến trên đã bộc lộ ở giá trị góc trượt cạnh $\beta=5$ độ. Hình 12 cũng cho thấy khi vận tốc V hạ cánh càng nhỏ, góc trượt cạnh càng lớn thì ảnh hưởng của gió cạnh đến đặc tính lực nâng C_y của máy bay càng lớn và khi vận tốc hạ cánh càng nhỏ thì ảnh hưởng của gió cạnh càng bộc lộ sớm. Điều này cũng có thể áp dụng cho giai đoạn cất cánh. Kết quả nghiên cứu máy bay L-39 khi hạ cánh có trượt cạnh cho thấy ở mỗi vận tốc hạ cánh đều có thể chỉ ra một giá trị góc trượt cạnh β^* , theo đó - khi góc trượt cạnh $\beta < \beta^* \rightarrow$ ảnh hưởng trượt cạnh tới hệ số C_y là nhỏ, - khi $\beta > \beta^* \rightarrow$ ảnh hưởng trượt cạnh làm giảm hệ số C_y bộc lộ mạnh dần và có đặc điểm phi tuyến rõ rệt. Máy bay L-39 thực hiện hạ cánh trong dải số $M=(0.125 \div 0.202)$, tương ứng với vận tốc hạ cánh V nằm trong khoảng $(155 \div 252)$ km/h. Theo tài liệu hướng dẫn sử dụng đối với máy bay L-39 thì gió ngang trở nên nguy hiểm khi nó đạt cường độ vận tốc $W \geq 10$ m/s. Gió cạnh làm giảm hệ số lực nâng C_y . Khi hạ cánh với cấu hình càng thả, cánh tà thả 44° , vận tốc hạ cánh $V=180$ km/h

(50 m/s), góc tấn $\alpha=10^\circ$ thì góc trượt cạnh β^* ở giới hạn nguy hiểm sẽ là: $\beta^* = \arctan(10/50) \approx 11.31^\circ$. Sử dụng các công thức hồi qui ta nhận được ở góc tấn $\alpha=10^\circ$ và góc trượt cạnh $\beta^*=11.31^\circ$ giá trị hệ số lực nâng C_y là 1.3983. Khi vận tốc hạ cánh $V=180$ km/h với góc trượt cạnh $\beta^*=11.31^\circ$ thì tỷ lệ sụt giảm hệ số lực nâng là $\Delta C_y^* \approx 1,8\%$ so với khi chưa có trượt cạnh. Đây là giá trị sụt giảm hệ số lực nâng tới hạn (nguy hiểm). Trong bảng 4. trình bày các góc trượt cạnh tới hạn xác định theo vận tốc hạ cánh và sự sụt giảm hệ số lực nâng nguy hiểm.

Bảng 4. Góc trượt cạnh tới hạn phụ thuộc vào vận tốc cất cánh và gió ngang

Vận tốc cất cánh(m/s)	Góc trượt cạnh tới hạn (độ)	Cường độ gió ngang (m/s)
155	6.01	4.74
180	11.31	10
212	15.13	15.92
252	18.18	22.99

Kết quả khảo sát theo bảng 4 cho thấy với các vận tốc hạ cánh khác nhau thì góc trượt cạnh nguy hiểm β^* có giá trị khác nhau. Từ các kết quả này ta xác định được vùng hạ cánh tiềm ẩn sự nguy hiểm (HBCFG) và vùng hạ cánh an toàn (ABCDE) trong khoảng vận tốc cho phép đối với máy bay huấn luyện L-39 khi có gió cạnh, hình 13.



Hình 13. Vùng hạ cánh an toàn và nguy hiểm cho máy bay L39

6. KẾT LUẬN

Bài báo nghiên cứu ảnh hưởng của gió ngang đến các ĐTKĐ của máy bay như hệ số lực nâng, lực cản, v.v. Kết quả cho thấy với một vận tốc bay nhất định thì tồn tại một góc trượt cạnh tới hạn β^* mà khi $\beta > \beta^*$ thì ảnh hưởng của gió ngang đến khả năng tạo lực nâng là không thể bỏ qua. Khi vận tốc bay V giảm thì giá trị β^* cũng giảm theo - có nghĩa là ảnh hưởng của trượt cạnh đến hệ số lực nâng bộc lộ càng sớm, ở những góc trượt cạnh nhỏ. Điều này dẫn đến một vấn đề là với một góc trượt cạnh nhất định trong phạm vi an toàn sẽ trở nên nguy hiểm nếu đột ngột giảm vận tốc bay (điều này trong TLKT và sổ tay hướng dẫn sử dụng cho phi công L-39 chưa đề cập đến mà chỉ giới hạn vận tốc gió cạnh lớn nhất mà thôi). Bài báo đã xây dựng được một số ĐTKĐ của máy bay L-39 ở chế độ cất cánh, hạ cánh có trượt cạnh bằng phương pháp số. Chỉ ra miền vận tốc hạ cánh có thể gây mất an toàn bay và xây dựng được miền vận tốc hạ cánh an toàn cho máy bay L-39 khi hạ cánh có gió cạnh. Đây là những kết quả chưa được đề cập trong các TLKT. Một điểm khác biệt ở đây là các đặc tính,

các đồ thị hoàn toàn được xác định dựa trên kết quả tính toán bằng phương pháp số, khác với các đồ thị trong TLKT là những đường hồi qui dựa trên một số kết quả bay thực tế.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

Jan Roskam (2001). Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls Third Edition. DARCorporation Part I,II .

Lê Quang (2016). Cơ học vật bay – Giáo trình. ĐHBK Hà Nội.

Nguyễn Đình Sơn (2014). 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.

Quang Le, Hương T. Pham. A study on Lateral mode of Small. Single Jet-engine. military Airplane during perturbed State Flight.

Robert C. Nelson. (2000). Flight stability and Automatic Control. Second edition, Pennsylvania.

Thomas R. Yechout. (2003). Introduction to Aircraft flight Mechanics. Edition in Chief, Virginia.