

THỬ NGHIỆM MÁY BAY VAM BẰNG PHƯƠNG PHÁP THẢ RƠI TỰ DO

GS TSKH Nguyễn Xuân Hùng
Viện Nghiên cứu và Phát triển Công nghệ mới TP. HCM

I. Mở đầu

Một trong các bài toán quan trọng lúc tính toán kết cấu máy bay là tính toán lực tác dụng lên càng máy bay lúc hạ cánh.

Lực tác dụng này không thể tính đơn giản là bằng bao nhiêu lần trọng lượng máy bay mà để tính nó cần phải tiến hành thử nghiệm cho máy bay rơi tự do ở trong phòng thí nghiệm.

Trong bài này trình bày các tiêu chuẩn của hàng không Mỹ FAR23 về thí nghiệm tính toán lực va chạm lúc máy bay hạ cánh dùng cho thiết kế máy bay nhỏ, nêu lên cơ sở khoa học của các tiêu chuẩn đó và những điểm bất hợp lý nêu trong quy phạm FAR23. Báo cáo cũng trình bày các thử nghiệm máy bay VAM-1 bằng phương pháp thả rơi tự do.

1. Tiêu chuẩn FAR23 về tính toán lực va chạm và lực ma sát tác dụng lên càng máy bay nhỏ lúc hạ cánh

Theo tiêu chuẩn FAR23 vận tốc thẳng đứng lúc hạ cánh dùng để thiết kế không được nhỏ hơn giá trị sau (FAR23.473)

$$v_y = 4,4 \left(\frac{W}{S} \right)^{1/4} \text{ feet/sec} \quad (1)$$

Ngoài ra v_y không được nhỏ hơn 7 feet/sec .

Trong phương trình (1), S là diện tích hiệu dụng của cánh máy bay tính theo feet^2 ($1 \text{ foot} = 0,3048 \text{ m}$), W là trọng lượng máy bay tính theo $1 \text{ lbf} = 1 \text{ pound} = 4,448 \text{ N}$. Vận tốc v_y trong phương trình (1) ứng với chiều cao h lúc thả rơi tự do bằng (FAR23.725)

$$h = 3,6 \left(\frac{W}{S} \right)^{1/2} \text{ (inch)} \quad (2)$$

trong đó h được tính theo $\text{inch} = 2,54 \text{ cm}$.

Từ phương trình (1) và (2) ta dễ dàng nghiệm lại rằng trong hệ đơn vị SI ta có:

$$h = \frac{v_y^2}{2g}; \quad v_y = \sqrt{2gh} \quad (3)$$

Phương trình (3) dễ dàng nhận được từ phương trình biến thiên động năng, g là gia tốc trọng trường.

Theo tiêu chuẩn FAR23, để xác định tải trọng thiết kế ta treo máy bay ở độ cao h tính theo phương trình (2) thả rơi tự do, đo độ nhún d của máy bay (bao gồm độ nhún của bánh và của càng), đo gia tốc cực đại lúc va chạm $a_{\max}$, đo thời gian t , lúc bánh bắt đầu rơi tiếp xúc với mặt đất đến lúc thân máy bay nhún đến đến vị trí thấp nhất (phản lực mặt đất đạt đến giá trị cực đại $FV_{\max}$).

Lúc đó theo phụ lục D của FAR23 ta có lực va chạm cực đại:

$$FV_{\max} = n_1 w_c \quad (4)$$

trong đó theo FAR23.725

$$n_j = \frac{a_{\max}}{g} + 1 \quad (5)$$

$$w_e = \frac{h + (1-L)d}{h+d} w \quad (6)$$

Với L bằng tỷ số lực nâng lúc hạ cánh chia cho trọng lượng máy bay thường lấy $L = 0,667$.

Lực ma sát cực đại tác dụng lên bánh máy bay lúc đáp theo phụ lục D của FAR23 bằng:

$$F_{H\max} = \frac{1}{r} \sqrt{\frac{2J_w(V_H - V_C)nFV_{\max}}{t}} \quad (7)$$

trong đó r là bán kính của bánh xe, J_w là mô men quán tính của bánh xe đối với trục quay, V_H là vận tốc ngang của máy bay lúc hạ cánh (thường lấy bằng 1,2 lần vận tốc triệt năng của máy bay).

$$V_C = r\omega \quad (8)$$

với ω là vận tốc góc của bánh, n là hệ số ma sát trượt giữa bánh và đường băng, thường lấy $n = 0,8$.

Theo quy định của FAR23 $F_{H\max} \leq 0,8F_{V\max}$ (9)

2. Tính lúc va chạm đứng và nằm ngang tác dụng lên máy bay nhỏ lúc hạ cánh

2.1. Tính lúc va chạm theo phương đứng

Lúc hạ cánh, máy bay có thể mô hình bằng một hệ dao động đơn giản như hình vẽ 1.

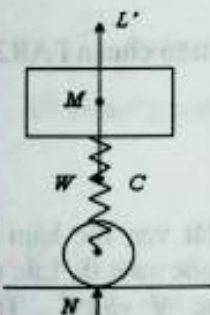
$M = \frac{W}{g}$ là khối lượng máy bay.

L' là lực nâng của cánh

W là trọng lượng máy bay

C là độ cứng của càng và bánh xe.

Chọn trục y theo phương thẳng đứng xuống dưới có gốc ở vị trí cân bằng tĩnh của khối tâm máy bay lúc chạm đất với vận tốc v_y , để dàng tính được rằng khối tâm của M sẽ dao động theo luật



Hình 1

Gia tốc

$$y = \frac{v_y}{\omega} \sin(\omega t) \quad (10)$$

$$\ddot{y} = -v_y \omega \sin(\omega t)$$

trong đó

$$\omega = \sqrt{\frac{C}{M}} = \sqrt{\frac{Cg}{W}} \quad (11)$$

Lực quán tính tác dụng lên máy bay bằng:

$$F_q = -M\ddot{y} = M v_y \omega \sin(\omega t) \quad (12)$$

Phản lực N của mặt đất bằng:

$$N = M v, \omega \sin(\omega t) + W - L' \quad (13)$$

Tại thời điểm $N < 0$ bánh máy bay nhấc khỏi đường băng và máy bay chuyển động lên với gia tốc $g(1 - L)$.

Từ phương trình (10), (11) và phương trình (3) ta thấy biên độ dao động $A = \frac{v_y}{\omega}$ và chuyển vị cực đại của khối tâm M theo hướng xuống dưới (độ nhún d) của máy bay bằng:

$$d = \frac{A}{2} = \sqrt{\frac{hW}{2C}} \quad (14)$$

Từ phương trình (13) ta tính được phản lực cực đại tác dụng lên bánh máy bay

$$N_{\max} = Fv_{\max} = W \left(\sqrt{\frac{2hc}{W}} + 1 - L \right) \quad (15)$$

với
$$L = \frac{L'}{W}.$$

Phương trình (15) có thể viết dưới dạng:

$$Fv_{\max} = n_j W_e \quad (16)$$

trong đó

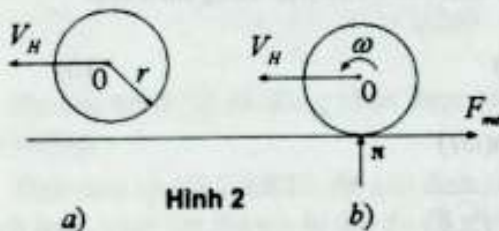
$$n_j = \sqrt{\frac{2hc}{W}} + 1 = \frac{a_{\max}}{g} + 1 \quad (17)$$

$$a_{\max} = \ddot{y} \Big|_{\max} = v, \omega = g \sqrt{\frac{2hc}{W}} \quad (18)$$

$$W_e = \left(1 - L \frac{d}{h+d} \right) W = W \frac{h+d-Ld}{h+d} \quad (19)$$

phương trình (16), (17), (19) chính là các phương trình (4), (5), (6) trong tiêu chuẩn FAR23.

2.2. Tính lực ma sát trượt tác dụng lên bánh xe



Lúc chưa chạm đất vận tốc hãm bánh xe bằng V_H và vận tốc góc $\omega = 0$. Lúc chạm đất sẽ xuất hiện phản lực N và F_{ms} . Từ đây M_o do lực ma sát đối với 0 bằng:

$$M_o = F_{ms} r \quad (20)$$

Gia tốc góc của bánh xe bằng:

$$\varepsilon = \frac{M_o}{J} = \frac{F_{ms} r}{J} \quad (21)$$

trong đó J là mô men quán tính của bánh xe. Với giả thiết lực N tăng tuyến tính theo thời gian, lực ma sát cũng sẽ tăng tuyến tính theo t và từ phương trình (21) ta có thể viết:

$$\varepsilon = Ct \quad (22)$$

trong đó C là hằng số, gốc thời gian lấy là thời điểm bánh xe bắt đầu tiếp xúc với mặt đất (bắt đầu quay).

Từ phương trình (22) ta có vận tốc góc bằng:

$$\omega = C \frac{t^2}{2} \quad (23)$$

Tại thời điểm t_s phản lực N đạt giá trị cực đại, bánh xe bị lún xuống nhiều nhất, điểm tiếp xúc với mặt đất có vận tốc tuyệt đối bằng không và vận tốc góc bánh xe bằng:

$$\omega_s = \frac{v_H}{r} = C \frac{t_s^2}{2} \quad (24)$$

Từ (24) ta có

$$t_s = \sqrt{\frac{2v_H}{r.C}}; \quad C = \frac{2v_H}{r t_s^2} \quad (25)$$

Chính lực ma sát tạo ra gia tốc góc của bánh xe. Từ phương trình (22) ta thấy gia tốc góc cực đại $\varepsilon_{\max} = Ct_s$ và lực ma sát cực đại được tính từ phương trình:

$$M_{\max} = F_{H\max} r = J_W \varepsilon_{\max} = J_W C t_s \quad (26)$$

Thay t_s và C từ phương trình (25) ta được:

$$F_{H\max} = \frac{2v_H J_W}{r^2 t_s} \quad (27)$$

Mặt khác từ định luật ma sát trượt ta có:

$$F_{H\max} = f F_{V\max} \quad (28)$$

trong đó f là hệ số ma sát trượt được tính bằng:

$$f = n \frac{V_H - V_C}{V_H} \quad (29)$$

Với V_C được tính theo phương trình (8): $V_C = r\omega$.

Từ phương trình (28), (29) ta được:

$$F_{H\max} = n \frac{V_H - V_C}{V_H} F_{V\max} \quad (30)$$

Từ phương trình (30) ta thấy lực ma sát trượt phụ thuộc vào vận tốc trượt $V_H - V_C$. Lúc $V_C = V_H$ bánh xe lăn không trượt và $F_{H\max} = 0$. Lúc $V_C = 0$ bánh xe bị trượt hoàn toàn (không quay) và $F_{H\max} = n F_{V\max}$.

Nhân phương trình (27) với (30) ta được:

$$F_{H\max} = \frac{1}{r} \sqrt{\frac{2J_W (V_H - V_C) F_{V\max}}{t_s}} \quad (31)$$

Phương trình (31) chính là phương trình (7) trong tiêu chuẩn tính lực ngang tác dụng lên càng máy bay của FAR23.

II. Thử nghiệm cồng máy bay theo tiêu chuẩn FAR23

1) Theo tiêu chuẩn FAR23.723 cồng máy bay không được hư hỏng (có thể chảy dẻo) lúc vận tốc rơi thẳng đứng V_f bằng 1,2 lần vận tốc V , tính theo phương trình (1), có nghĩa là độ cao thả rơi bằng $(1,2)^2 = 1,44$ lần độ cao tính theo phương trình (2) của FAR23.725, điều này được nói trong FAR23.727a.

2) Theo tiêu chuẩn FAR 23.726 độ cao cần thử rơi bằng 2,25 lần độ cao tính theo phương trình (2) của FAR23.725.

Điều đó có nghĩa là lúc tính với h theo phương trình (2), độ bền của cồng phải có hệ số an toàn bằng $\sqrt{2,25} = 1,5$.

Lúc thử với độ cao bằng $(1,5)^2 = 2,25$ độ cao tính theo phương trình (2) kết cấu của cồng đạt đến trạng thái giới hạn, và rất nguy hiểm. Do đó trong FAR 23.726 có nói cần thử nghiệm với độ cao ở trên hoặc phải chứng tỏ bằng lý thuyết rằng ở độ cao rơi đó cồng vẫn không bị hỏng (hệ số an toàn bằng 1,5).

Một số hình ảnh về việc thử nghiệm máy bay VAM theo phương pháp thả rơi tự do từ độ cao bằng 50cm (2,25 lần độ cao tính theo phương trình (2)) được cho ở các hình 3.

III. Kết luận

Ta đã chứng minh được các phương trình tính tải trọng thiết kế cồng nêu ra trong tiêu chuẩn FAR23. Các phương trình này đơn giản và dựa vào kinh nghiệm đã được sử dụng nhiều, tuy nhiên có một số khiếm khuyết sau đây:

1. Phương trình (7) dùng để tính tải trọng ngay lúc hạ cánh, đơn giản nhưng không chính xác. Vận tốc V_c lấy bằng bao nhiêu là hợp lý? Đúng ra vận tốc trượt $V_H - V_c$ có thể tính được lúc kết hợp với phương trình chuyển động khối tâm của cả máy bay và tính đến lực hãm của bánh.

2. Phương trình (7) được tính với giả thiết phản lực F_v tăng tuyến tính theo thời gian lúc va chạm, trong thực tế lực này biến đổi theo quy luật hình sin như phương trình (13) đã chỉ ra. Nếu F_v tăng tuyến tính thì t_s trong phương trình (7) bằng:

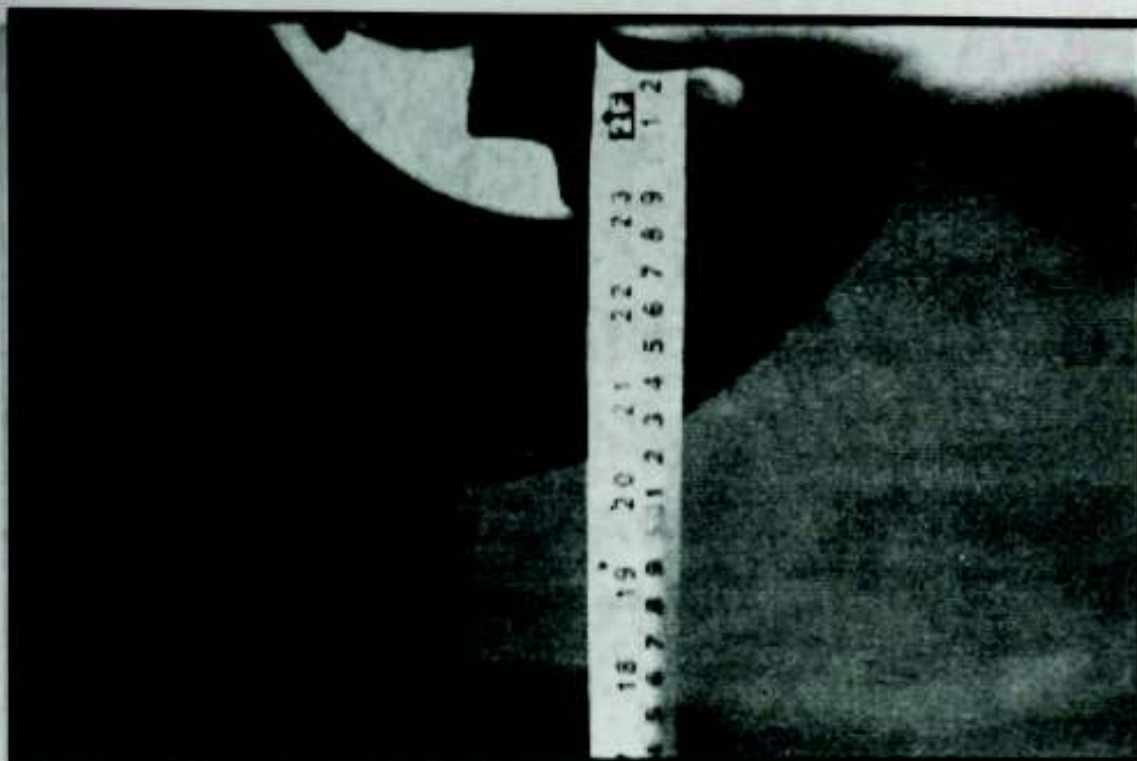
$$t_s = \frac{2\sqrt{2gh}}{a}$$

Còn nếu F_v tính theo hàm hình sin thì:

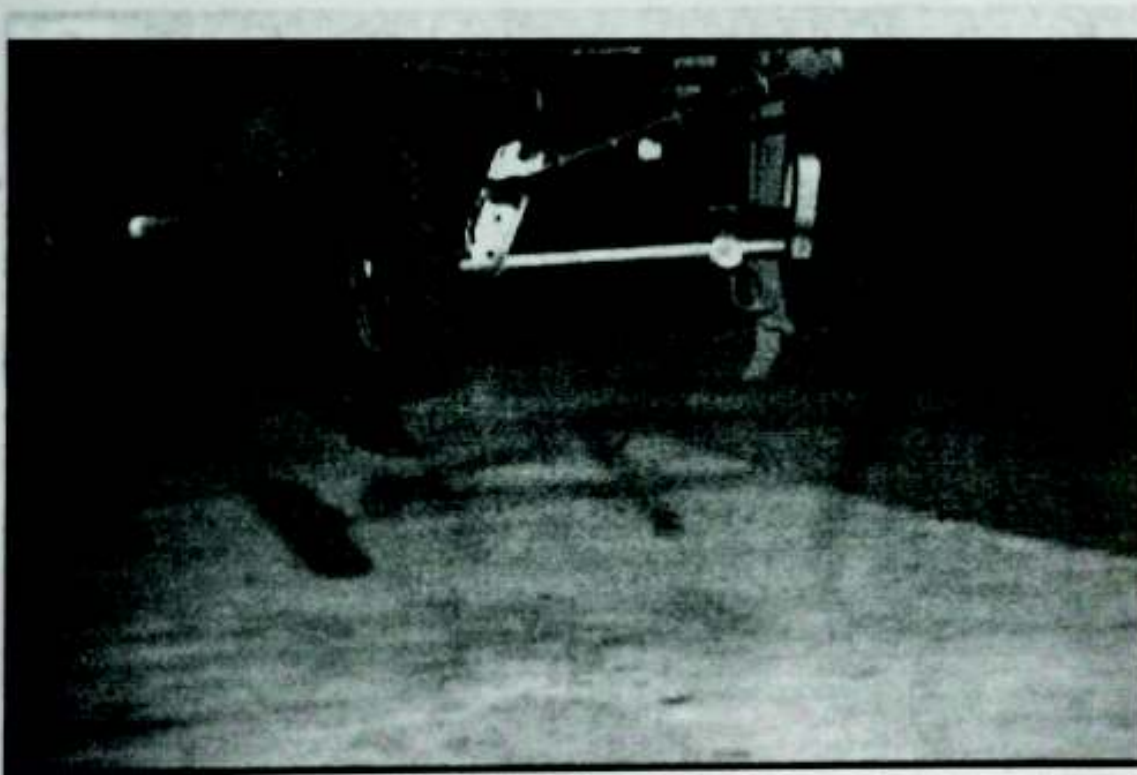
$$t_s = \frac{1}{2} \frac{\pi}{\omega} = \frac{1}{2} \frac{\pi}{\sqrt{\frac{Cg}{W}}} = 0,5\pi \sqrt{\frac{W}{Cg}} = 0,5\pi d \sqrt{\frac{2}{gh}}$$

Hai cách tính này có thể khác nhau.

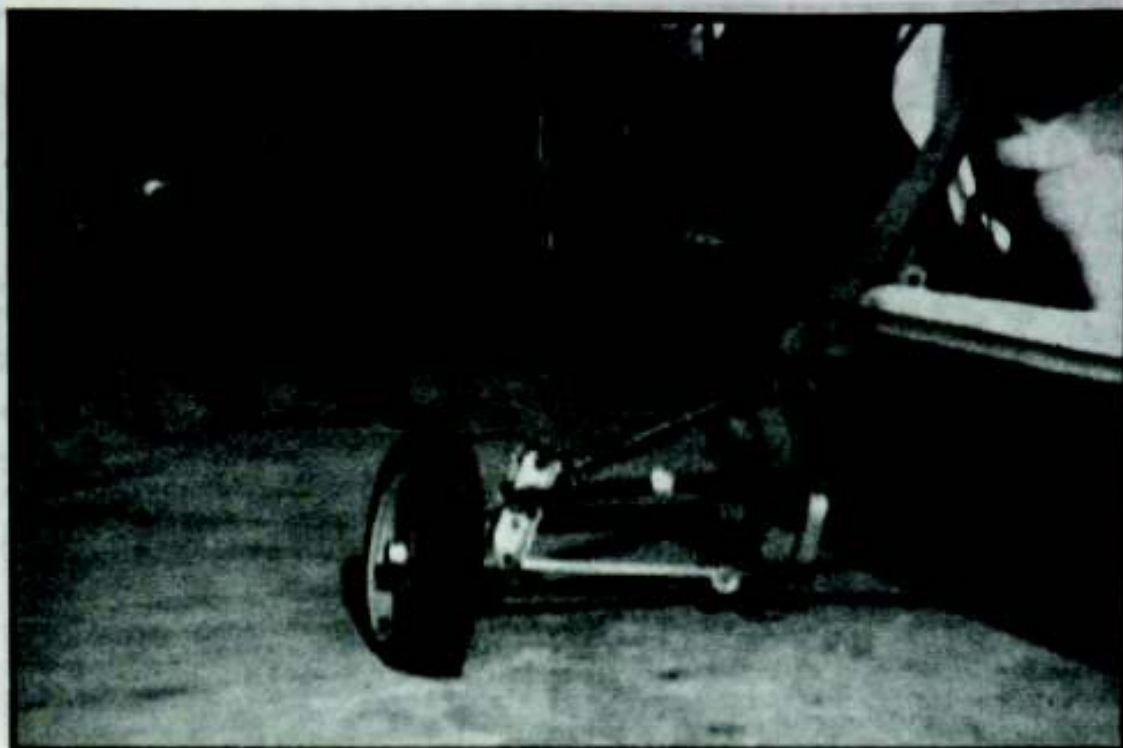
3. Việc thử nghiệm kết cấu máy bay VAM-1 theo tiêu chuẩn FAR23 bằng cách thả rơi tự do chứng tỏ cồng máy bay VAM-1 nói riêng và kết cấu máy bay VAM-1 nói chung đảm bảo an toàn lúc hạ cánh.



Hình 3a. Thử rơi ở độ cao 50cm



Hình 3b. Vị trí cao nhất trước khi thả



Hình 3c. Tư thế lún lớn nhất



Hình 3d. Nảy lên cao nhất

TÀI LIỆU THAM KHẢO

1. Federal Aviation Regulations (FAR). Part 23.
2. Nguyễn Xuân Hùng. *Động lực học và ổn định máy bay*. Nhà xuất bản Đại học Quốc gia Hà nội 2004.

DROP-TEST FOR THE LANDING GEAR OF VAM

Nguyen Xuan Hung

Abstract: *The paper is concerned with the scientific base of the determination of the force acting on the Landing Gear in FAR 23 and with the Drop Test for the airplane VAM-1.*

It is shown, that some formulas for the determination of the force acting on the landing gear in FAR 23 are unexactly.

The result of Drop-Test shows the safety of VAM-1

