

MÔ PHỎNG ĐỘNG LỰC HỌC HỆ THỐNG CÀNG ĐÁP BÁN CHỦ ĐỘNG CỦA MÁY BAY BẰNG MATLAB-RECURDYN

DYNAMIC SIMULATION OF SEMI-ACTIVE LANDING GEAR SYSTEM OF AIRCRAFT USING MATLAB-RECURDYN SOFTWARE

Lương Quốc Việt, Nguyễn Trần Ngọc Niên, Phạm Huy Hoàng*

Trường Đại học Công thương Thành phố Hồ Chí Minh, Việt Nam¹

*Tác giả liên hệ / Corresponding author: hoangph@huit.edu.vn

(Nhận bài / Received: 09/02/2025; Sửa bài / Revised: 09/04/2025; Chấp nhận đăng / Accepted: 11/4/2025)

DOI: 10.31130/ud-jst.2025.048

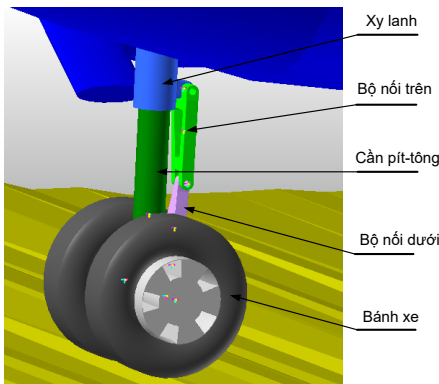
Tóm tắt - Bài báo này nghiên cứu hiệu suất của hệ thống càng đáp máy bay bán chủ động trong điều kiện hạ cánh theo tiêu chuẩn FAR. Một mô hình động lực học 6 bậc tự do của hệ thống càng đáp bán chủ động được thiết lập và tích hợp với bộ điều khiển skyhook. Để đánh giá hiệu suất và tìm thông số tối ưu cho bộ điều khiển, các mô phỏng đồng thời dựa trên phần mềm RECURDYN-MATLAB được thực hiện. Kết quả chỉ ra rằng, hệ thống bán chủ động không chỉ cải thiện khả năng giảm rung động trên đường băng mà còn giảm thiểu các tác động tiêu cực trong quá trình tiếp đất, từ đó tăng cường độ an toàn và ổn định cho máy bay. Nhờ vào những phát hiện này, hệ thống càng đáp máy bay bán chủ động với bộ điều khiển skyhook được kỳ vọng sẽ trở thành một giải pháp thay thế hệ thống thụ động, không chỉ cải thiện hiệu suất hạ cánh mà còn góp phần nâng cao trải nghiệm bay an toàn cho hành khách.

Từ khóa - RECURDYN; MATLAB; mô phỏng động lực học, hệ thống càng đáp máy bay; giảm chấn máy bay.

Abstract - This article adopts the performance of the semi-active landing gear system for aircraft under FAR standard landing conditions. A six-degree-of-freedom dynamic model of the semi-active landing gear system was developed and integrated with a skyhook controller. To evaluate performance and identify optimal parameters for the controller, co-simulations using RECURDYN-MATLAB software were conducted. The results indicate that, the semi-active system not only enhances vibration damping on the taxi phase but also minimizes adverse impacts during touchdown, thereby improving the safety and stability of the aircraft. Based on these findings, the semi-active landing gear system with a skyhook controller is expected to become a viable alternative to passive systems, not only enhancing landing performance but also contributing to a safer flying experience for passengers.

Key words - RECURDYN; MATLAB; dynamic simulation, landing gear system; landing gear shock absorber.

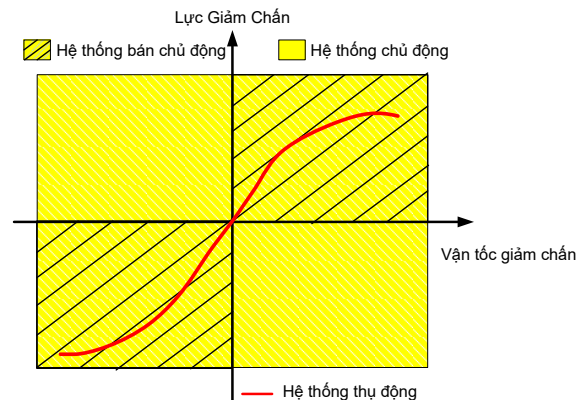
1. Đặt vấn đề



Hình 1. Một hệ thống càng đáp máy bay điển hình

Hệ thống càng đáp là một bộ phận quan trọng của máy bay, chịu trách nhiệm hấp thụ phần lớn thể năng và động năng trong giai đoạn tiếp đất (touchdown), đồng thời giảm rung động tác động vào thân máy bay khi di chuyển trên đường băng (taxing) [1]. Vì vậy hệ thống càng đáp cần điều chỉnh lực giảm chấn sao cho phù hợp với từng giai đoạn của quá trình hạ cánh, trong nhiều điều kiện khác nhau về khối lượng và tốc độ hạ cánh. Hình 1 mô tả một hệ thống càng đáp điển hình trong hầu hết máy bay dân sự và quân sự cỡ nhỏ hiện nay, gồm ba thành phần chính: giảm chấn,

bộ nối trên-dưới và bánh xe. Trong đó, hệ thống giảm chấn đóng vai trò chủ yếu trong việc hấp thụ năng lượng. Nó hoạt động dựa trên cơ chế chuyển động của một pít tông tự do trong xy lanh chứa dung dịch dầu. Tuy nhiên, hệ thống càng đáp thụ động với giảm chấn cố định đặc tính chỉ thoả mãn hiệu suất trong một số trường hợp hạ cánh nhất định [2], [3]. Vì thế, rất nhiều nghiên cứu đã phát triển hệ thống chủ động [4] và bán chủ động [5] nhằm khắc phục những hạn chế của hệ thống thụ động.



Hình 2. Phạm vi tác động của hệ thống giảm chấn chủ động, hệ thống bán chủ động, và hệ thống thụ động

¹ Ho Chi Minh City University of Industry and Trade, Vietnam (Quoc Viet Luong, Tran Ngoc Nien Nguyen, Huy Hoang Pham)

Hình 2 mô tả khác biệt giữa hệ thống còng đáp chủ động và bán chủ động. Hệ thống chủ động [6] có thể điều chỉnh lực giảm chấn bất kể vận tốc tương đối giữa pit tông và xy lanh, nhưng nó đòi hỏi một hệ thống thủy lực mạnh mẽ và đáng tin cậy [7]. Do đó, nhược điểm của hệ thống này là chi phí cao, kích thước cồng kềnh, và nguy cơ hỏng hóc nếu bơm thủy lực gặp sự cố. Ngược lại, hệ thống bán chủ động chỉ có thể thay đổi lực nhớt (viscous force) bằng cách điều chỉnh điện áp hoặc dòng điện [8], [9]. Lực nhớt này không được áp dụng nếu dấu của nó ngược chiều với vận tốc giảm chấn, khiến cho hệ thống bán chủ động chỉ hoạt động trong một nửa phạm vi của hệ thống chủ động (như trong Hình 2). Tuy vậy, khi phần điện điều khiển gặp trục trặc, hệ thống bán chủ động sẽ chuyển sang hoạt động như hệ thống thụ động đảm bảo tính an toàn cao hơn [10]. Nhờ vào sự an toàn và thuận tiện trong điều khiển, hệ thống bán chủ động đã trở thành ưu tiên nghiên cứu trong những năm gần đây nhằm thay thế hệ thống thụ động [11].

Trong các nghiên cứu trước đây, hầu hết các nhà nghiên cứu chỉ tập trung vào hành vi của còng đáp trong giai đoạn tiếp đất [12], [13] hoặc giai đoạn di chuyển trên đường băng [14]. Trong giai đoạn tiếp đất, mục tiêu chính của hệ thống còng đáp là giảm tối đa lực hạ cánh tác động lên khung thân máy bay, và hiệu suất giảm chấn được xem là yếu tố đánh giá hiệu suất của hệ thống [15]. Các thí nghiệm [16] hoặc mô phỏng [17] thả rơi còng đáp đơn đã được phát triển và thực hiện để xác định hiệu suất giảm chấn này. Trong giai đoạn di chuyển trên đường băng, chức năng chính của hệ thống còng đáp là giảm tối đa rung động tác động lên thân máy bay để đảm bảo sự thoải mái cho hành khách. Root mean square (RMS) của gia tốc là yếu tố chính trong việc phát triển bộ điều khiển cho giai đoạn này [18]. Việc phát triển một thí nghiệm nguyên mẫu hoặc mô phỏng có khả năng thực hiện cả hai giai đoạn tiếp đất và di chuyển trên đường băng là rất phức tạp, tốn kém và mất thời gian. Do đó, có rất ít nghiên cứu áp dụng hệ thống còng đáp khi xem xét đồng thời cả hai giai đoạn này.

Bài báo này tập trung nghiên cứu một hệ thống còng đáp bán chủ động 6 bậc tự do, được tích hợp với bộ điều khiển skyhook. Hệ thống được mô phỏng qua toàn bộ quá trình hạ cánh, bao gồm giai đoạn tiếp đất và di chuyển trên đường băng, bằng cách sử dụng sự liên kết giữa 2 phần mềm thương mại là RECURDYN và MATLAB. Nhiều thí nghiệm mô phỏng được tiến hành nhằm xác định thông số tối ưu cho bộ điều khiển skyhook, dựa theo điều kiện hạ cánh theo tiêu chuẩn FAR [19].

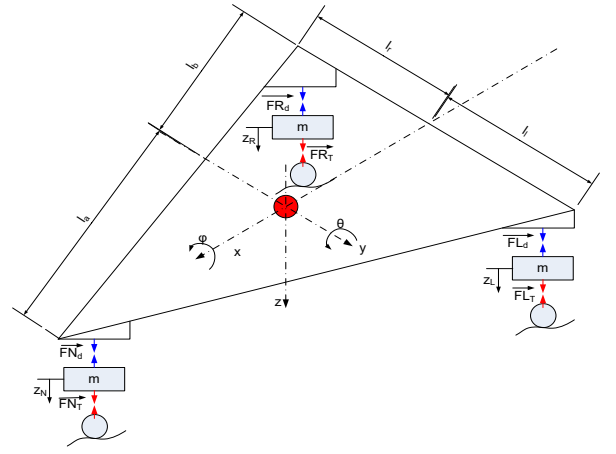
2. Mô hình toán học của hệ thống còng đáp bán chủ động của máy bay

Sơ đồ đơn giản của hệ thống còng đáp máy bay được thể hiện trong Hình 3. Hệ thống gồm thân máy bay và ba còng đáp: còng đáp bên trái, còng đáp bên phải và còng đáp mũi. Trong đó, thân máy bay có ba hướng bị hạn chế là hướng z, hướng góc roll- φ (roll angle) và hướng góc pitch- θ (pitch angle). Phương trình chuyển động của thân máy bay có thể được thể hiện như sau:

$$I_{xx}\ddot{\varphi} + FL_d l_l - FL_r l_r = 0 \quad (1)$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} - FN_d l_a + (FL_d + FR_d) l_b = 0 \quad (2)$$

$$M\ddot{z} = Mg - FL_d - FR_d - FN_d \quad (3)$$



Hình 3. Sơ đồ phân tích lực của hệ thống còng đáp

Các pit-tông của giảm chấn trong còng đáp chuyển động tịnh tiến theo hướng z của xy lanh. Nền phương trình động lực học của các giảm chấn là:

$$m\ddot{z}_N + FN_d - FN_T = mg \quad (4)$$

$$m\ddot{z}_L + FL_d - FL_T = mg \quad (5)$$

$$m\ddot{z}_R + FR_d - FR_T = mg \quad (6)$$

Do đó, toàn bộ hệ thống bánh đáp máy bay bao gồm 6 bậc tự do [20]. Ngoài ra, FN_T , FL_T , FR_T lần lượt là phản lực liên kết của bánh xe mũi, bánh xe bên trái, và bánh xe bên phải, được tính theo công thức:

$$FN_T = k_T z_N; FL_T = k_T z_L; FR_T = k_T z_R \quad (7)$$

FL_d , FR_d , FN_d lần lượt là lực giảm chấn của còng đáp chính trái, phải, và mũi. Lực giảm chấn của còng đáp là tổng hợp của lực nhớt thủy lực (F_v), lực khí nén (F_a), và lực điều khiển bán chủ động (F_u), do đó lực giảm chấn được tính là:

$$F_d = F_v + F_a + F_u \quad (8)$$

$$F_v = C\dot{z} \quad (9)$$

$$F_a = A_p p_0 \left(\frac{V_0}{V_0 - A_p s} \right)^n \quad (10)$$

Trong đó, các thông số được cho trong Bảng 1.

Để giảm rung động trong các ứng dụng dân dụng và công nghiệp, rất nhiều bộ điều khiển đã được quan tâm như bộ điều khiển thích nghi [21], bộ điều khiển mờ [22], bộ điều khiển LQR [23]. Tuy nhiên, bộ điều khiển Skyhook được sử dụng phổ biến vì đặc tính đơn giản và có thể nhận ra mối quan hệ giữa biến điều khiển và hiệu suất đầu ra. Vì vậy nó đã được sử dụng trong các nghiên cứu tại giai đoạn tiếp đất [24], [25] và giai đoạn di chuyển trên đường băng [26]. Tuy nhiên, chưa có nghiên cứu cụ thể đánh giá cả quá trình hạ cánh bao gồm tiếp đất và di chuyển trên đường băng. Trong nghiên cứu này bộ điều khiển Skyhook được áp dụng với phương trình là:

$$F_u = \begin{cases} C_{sky} \dot{s} & \text{if } \dot{s}z > 0 \\ 0 & \text{if } \dot{s}z \leq 0 \end{cases} \quad (11)$$

Trong đó, C_{sky} là độ lợi của bộ điều khiển Skyhook. Để xác định giá trị tối ưu của độ lợi nhằm đạt hiệu suất giảm chấn tối đa, cần giải các phương trình động lực học theo điều kiện hạ cánh tiêu chuẩn FAR [19] và xét đến độ nhấp nhô bề mặt của đường băng [27]. Trong nghiên cứu này,

phương pháp giải sử dụng những phần mềm mô phỏng RECURDYN-MATLAB đã được áp dụng.

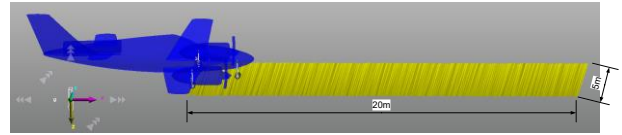
Bảng 1. Các thông số của hệ thống được đề xuất

Kí hiệu	Tên gọi	Giá trị/ Đơn vị
A_p	diện tích mặt cắt ngang của pít tông	$2,6 \times 10^{-3} \text{ m}^2$
C	hệ số giảm chấn	7,0 kNs/m
g	gia tốc trọng trường	$9,81 \text{ m/s}^2$
M	khối lượng máy bay	2250 kg
m	khối lượng càng đáp máy bay	18 kg
s	chuyển vị tương đối theo phương z của càng đáp máy bay so với thân máy bay	m
$\dot{s}$	vận tốc tương đối theo phương z của càng đáp máy bay so với thân máy bay	m/s
V_0	thể tích ban đầu của buồng khí	$6,92 \times 10^{-3} \text{ m}^3$
l_r, l_l	khoảng cách giữa mặt phẳng tâm của trọng tâm máy bay và càng đáp phải, trái	1,5 m
l_a	khoảng cách giữa mặt phẳng tâm của càng đáp mũi và trọng tâm máy bay	1,73 m
l_b	khoảng cách giữa mặt phẳng tâm của càng chính và trọng tâm máy bay	0,87 m
I_{xx}	mô men quán tính chính trục x	79 kgm^2
I_{yy}	mô men quán tính chính trục y	2030 kgm^2
φ	góc lặn (roll angle)	độ
θ	góc nghiêng (pitch angle)	độ
p_0	áp suất khí ban đầu	10 bar
z, z_L, z_R, z_N	chuyển vị theo phương z lần lượt của trọng tâm máy bay, càng đáp trái, càng đáp phải và càng đáp mũi	m
$\dot{z}$	vận tốc của trọng tâm máy bay theo phương z	m/s
$\ddot{z}, \ddot{z}_L, \ddot{z}_R, \ddot{z}_N$	gia tốc theo phương z lần lượt của trọng tâm máy bay, càng đáp trái, càng đáp phải và càng đáp mũi	m/s^2
k_T	hệ số đàn hồi của bánh xe	412 kN/m

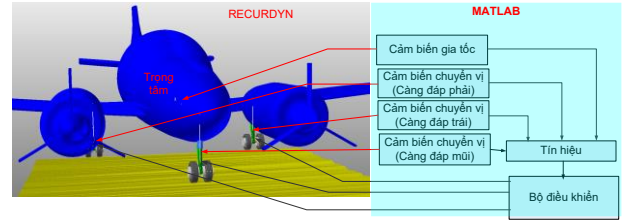
3. Mô hình hoá bằng chương trình RECURDYN-MATLAB

Máy bay mà được sử dụng trong nghiên cứu này là loại máy bay cỡ nhỏ có tên là Beechcraft Baron [28]. Mô hình ba chiều của máy bay được vẽ bởi việc sử dụng phần mềm RECURDYN được thể hiện trong Hình 4. Trong mô hình này thân máy bay được xem như các phần tử rắn, được gán các thông số trong Bảng 1 như điều kiện ban đầu và các phương trình từ 1 đến 10 được khai báo tại các liên kết giữa máy bay với các càng đáp như sơ đồ Hình 3. Ngoài ra, đường băng được thể hiện như một mặt phẳng tiếp xúc với bánh xe có độ nhấp nhô bề mặt theo tiêu chuẩn của FAA [27]. RECURDYN là một phần mềm chuyên dụng được phát triển để nghiên cứu đa dạng các vấn đề liên quan đến động lực học và đã được sử dụng rộng rãi. Tuy nhiên, phần mềm này gặp hạn chế trong việc thực hiện các tác vụ phức tạp, chẳng hạn như tìm kiếm thông số tối ưu của hệ thống. Để khắc phục vấn đề này, RECURDYN đã phát triển một mô-đun liên kết, cho phép chia sẻ dữ liệu và tương tác trong

quá trình mô phỏng với phần mềm MATLAB.



Hình 4. Mô hình hoá hệ thống càng đáp máy bay



Hình 5. Mô hình liên kết giữa MATLAB và RECURDYN

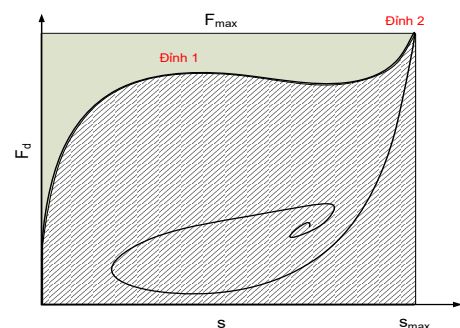
MATLAB là một phần mềm thương mại nổi tiếng, được sử dụng để tính toán số, lập trình và hiển thị dữ liệu. Phần mềm này có khả năng được lập trình để giải quyết các bài toán phức tạp, chẳng hạn như tìm thông số tối ưu. Trong nghiên cứu này, tất cả các mô phỏng được thực hiện thông qua sự kết hợp giữa hai phần mềm RECURDYN và MATLAB như được minh hoạ trong Hình 5. Hai phần mềm này hoạt động đồng bộ, chia sẻ dữ liệu trong quá trình mô phỏng. MATLAB được sử dụng để xuất các hình ảnh đồ thị, trong khi RECURDYN thực hiện giải các bài toán động lực học và cung cấp các tín hiệu đầu ra, chẳng hạn như gia tốc của thân máy bay và chuyển vị của các càng đáp. Những tín hiệu này tương tự như các tín hiệu cảm biến trong thực tế. Đồng thời, MATLAB cung cấp môi trường để tính toán tối ưu các thông số điều khiển.

4. Kết quả mô phỏng

Hai thông số để đánh giá hiệu quả của quá trình là hiệu suất giảm chấn của càng đáp (shock absorber efficiency) và RMS (root mean square) gia tốc của thân máy bay. Hiệu suất giảm chấn được định nghĩa như sau:

$$\eta = \frac{\int_0^{s_{\max}} F_d ds}{\max(F_d) \max(s)} \quad (12)$$

Trong đó, tử số được miêu tả là phần diện tích gạch chéo thể hiện năng lượng của càng đáp hấp thụ trong một chu kì đầu tiên như trong Hình 6; và mẫu số là phần diện tích hình chữ nhật tạo bởi giá trị lớn nhất của lực giảm chấn và giá trị lớn nhất của chuyển vị của càng đáp, phần diện tích này thể hiện năng lượng tối đa mà càng đáp có thể hấp thụ. Hiệu suất giảm chấn lúc nào cũng nhỏ hơn 1, giá trị càng lớn thì hiệu suất giảm chấn càng tốt. Hiệu suất giảm chấn đạt giá trị tối đa khi giá trị lực tại “Đỉnh 1” bằng với giá trị tại “Đỉnh 2”.



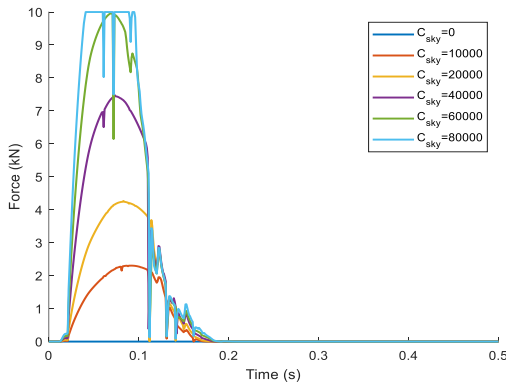
Hình 6. Hiệu suất giảm chấn

Trong rung động, RMS của gia tốc thông thường được sử dụng để đánh giá mức độ rung động của một phương tiện vận chuyển trên đường. RMS được định nghĩa như là:

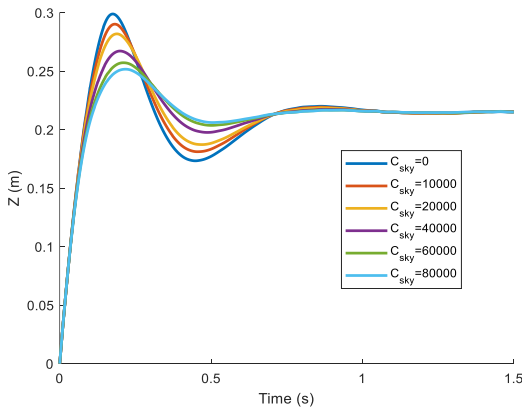
$$RMS(\ddot{z}) = \frac{1}{n} \sqrt{\sum_{i=1}^n ((\ddot{z}(i))^2)} \quad (13)$$

Để tìm ra thông số tối ưu của bộ điều khiển Skyhook nhiều mô phỏng với các giá trị khác nhau của độ lợi của bộ điều khiển Skyhook trong điều kiện ban đầu của vận tốc hạ cánh là 3m/s theo tiêu chuẩn FAR part 25 [19]. Kết quả mô phỏng được trình bày trong Hình 7-11 và Bảng 2.

Hình 7 thể hiện giá trị lực điều khiển bán chủ động tương ứng với giá trị độ lợi C_{sky} từ 0 đến 80000 Ns/m. Khi độ lợi bằng 0, hệ thống hoạt động theo cơ chế của hệ thống thụ động. Ngược lại, khi độ lợi đạt 80000 Ns/m, hệ thống có khả năng tạo lực điều khiển tối đa lên đến 10000 N. Hình 8 thể hiện chuyển vị của trọng tâm máy bay theo phương z tương ứng với các giá trị khác nhau của độ lợi C_{sky} . Kết quả chỉ ra rằng, hệ thống bán chủ động hoạt động hiệu quả trong việc giảm rung động trên bề mặt đường gồ ghề. Cụ thể, khi giá trị độ lợi tăng, biên độ lớn nhất của z giảm dần, đồng thời hệ thống đạt trạng thái ổn định nhanh hơn.



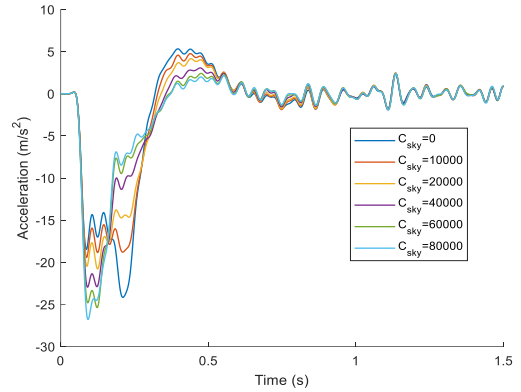
Hình 7. Lực điều khiển bán chủ động



Hình 8. Chuyển vị của trọng tâm của máy bay

Hình 9 minh họa gia tốc thân máy bay tương ứng với các giá trị độ lợi C_{sky} từ 0 đến 80000 Ns/m. “Đỉnh 1” đại diện cho giá trị lực tại thời điểm 0,1 giây, trong khi “Đỉnh 2” đại diện cho giá trị lực tại thời điểm 0,2 giây. Khi giá trị độ lợi tăng, giá trị “Đỉnh 1” giảm dần, nhưng “Đỉnh 2” lại tăng dần. Điều này dẫn đến giá trị RMS giảm dần khi C_{sky}

tăng từ 0 và đạt giá trị cực tiểu $RMS = 4,29$ tại $C_{sky} = 40000$ Ns/m. Sau đó, giá trị RMS có xu hướng tăng trở lại, như được thể hiện trong Bảng 2.



Hình 9. Gia tốc của máy bay theo phương z

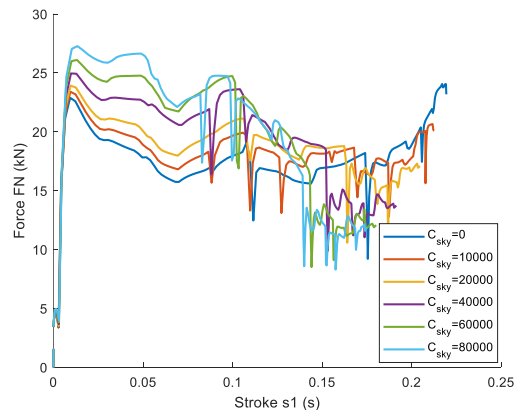
Hình 10, 11, và 12 lần lượt biểu diễn gián đồ hiệu suất của còng đáp mũi, còng đáp bên trái và còng đáp bên phải. Do mức độ gồ ghề không đồng đều của mặt đường băng, các còng đáp có thời gian tiếp đất và hiệu suất giảm chấn khác nhau, đặc biệt rõ rệt giữa còng đáp mũi và còng đáp chính. Tuy vậy cả ba gián đồ đều thể hiện chung xu hướng khi thay đổi giá trị độ lợi C_{sky} . Cụ thể, khi giá trị độ lợi tăng, “Đỉnh 1” tăng dần, trong khi “Đỉnh 2” giảm dần. Nhờ đó, hiệu suất giảm chấn tăng dần đến và đạt giá trị tối đa tương ứng: $0,78 \pm 0,01$ đối với còng đáp mũi, $0,86 \pm 0,01$ đối với còng đáp bên trái và $0,86 \pm 0,01$ đối với còng đáp bên phải khi, $C_{sky} = 20000$ Ns/m. Nếu tiếp tục tăng độ lợi vượt mức này, hiệu suất giảm chấn sẽ giảm, như được trình bày trong Bảng 2.

Bảng 2. Kết quả mô phỏng

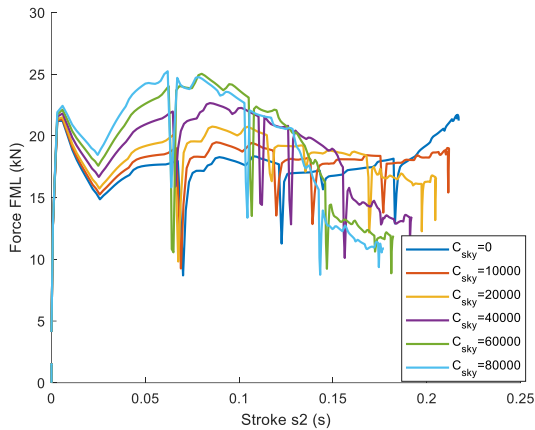
Hiệu suất giảm chấn	Hệ thống thụ động	Hệ thống bán chủ động động (C_{sky})				
		10000	20000	40000	60000	80000
Còng đáp mũi ^a	0,74	0,78	0,78	0,78	0,76	0,74
Còng đáp bên trái ^a	0,74	0,85	0,86	0,83	0,77	0,77
Còng đáp bên phải ^a	0,75	0,82	0,86	0,82	0,77	0,77
RMS ^b	4,83	4,56	4,39	4,29	4,34	4,37

^a các giá trị hiệu suất giảm chấn với sai số 0,01

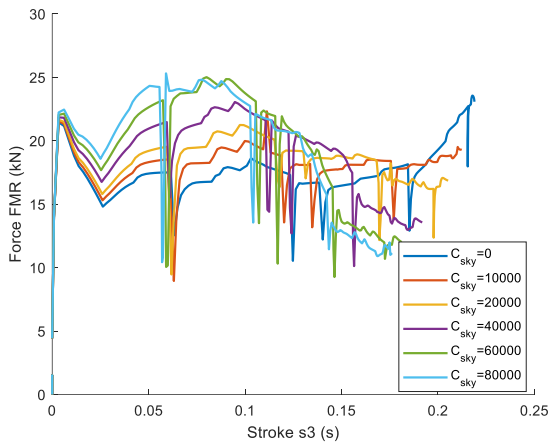
^b các giá trị RMS với sai số 0,15



Hình 10. Gián đồ hiệu suất của còng đáp ở mũi



Hình 11. Giảm độ hiệu suất của càng đáp bên trái



Hình 12. Giảm độ hiệu suất của càng đáp bên phải

Như vậy, độ lợi tối ưu cho bộ điều khiển Skyhook phục vụ cho mục tiêu cụ thể của hệ thống. Nếu ưu tiên giảm rung động và nâng cao sự thoải mái cho hành khách, giá trị độ lợi phù hợp là $C_{sky} = 40000$ Ns/m. Ở mức này, hệ thống có thể giảm rung động lên đến $(4,83-4,29)/4,83 = 11\% \pm 0,15$ so với hệ thống thụ động. Ngược lại, nếu mục tiêu là giảm lực tác động vào thân máy bay và cải thiện hiệu suất giảm chấn, giá trị độ lợi tối ưu là $C_{sky} = 20000$ Ns/m là giá trị phù hợp. Ở mức này, hệ thống bán chủ động có thể tăng hiệu suất giảm chấn lên đến $0,86-0,74 = 12\% \pm 0,15$ so với hệ thống thụ động.

5. Kết luận

Bài báo này đã trình bày nghiên cứu mô phỏng hệ thống càng đáp máy bay bán chủ động 6 bậc tự do, tích hợp cả quá trình hạ cánh và chạy trên đường băng theo tiêu chuẩn FAR. Để đánh giá hiệu suất hệ thống và xác định thông số tối ưu cho hệ thống điều khiển skyhook nhiều mô phỏng được thực hiện bằng sự kết hợp giữa hai phần mềm RECRUDYN và MATLAB. Kết quả mô phỏng cho thấy, hệ thống bán chủ động cải thiện hiệu suất giảm chấn hơn 12% và giảm RMS hơn 11% so với hệ thống thụ động. Tuy nhiên, với mỗi mục tiêu cụ thể tương ứng với một giá trị tối ưu khác nhau của độ lợi bộ điều khiển Skyhook. Ngoài ra, nghiên cứu chưa xem xét ảnh hưởng các tác động số khác, như khối lượng, vận tốc, nhiều hệ thống. Do đó, việc phát triển hệ thống càng đáp

máy bay với các bộ điều khiển tiên tiến hơn, chẳng hạn như bộ điều khiển thích nghi, LQR, thông minh, là cần thiết trong tương lai để cải thiện hiệu suất hạ cánh trong các điều kiện khác nhau.

Lời cảm ơn: Nghiên cứu này do Trường Đại học Công Thương Thành phố Hồ Chí Minh bảo trợ và cấp kinh phí theo Hợp đồng số 26/HĐ-DCT ngày 17 tháng 01 năm 2025.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] J. Pytka *et al.*, “Determining Wheel Forces and Moments on Aircraft Landing Gear with a Dynamometer Sensor”, *Sensors*, vol. 20, no. 1, p. 227, Dec. 2019, doi: 10.3390/s20010227.
- [2] R. Pecora, “A Rational Numerical Method for Simulation of Drop-Impact Dynamics of Oleo-Pneumatic Landing Gear”, *Applied Sciences*, vol. 11, no. 9, p. 4136, Apr. 2021, doi: 10.3390/app11094136.
- [3] P. Sonowal, K. M. Pandey, and K. K. Sharma, “Design and static analysis of landing gear shock absorber of commercial aircraft”, *Materials Today: Proceedings*, vol. 45, pp. 6712–6717, 2021, doi: 10.1016/j.matpr.2020.11.1032.
- [4] H. Wang, J. T. Xing, W. G. Price, and W. Li, “An investigation of an active landing gear system to reduce aircraft vibrations caused by landing impacts and runway excitations”, *Journal of Sound and Vibration*, vol. 317, no. 1–2, pp. 50–66, Oct. 2008, doi: 10.1016/j.jsv.2008.03.016.
- [5] A. A. Gharapurkar, A. F. Jahromi, R. B. Bhat, and W.-F. Xie, “Semi-active control of aircraft landing gear system using H-infinity control approach”, in *2013 International Conference on Connected Vehicles and Expo (ICCVEx)*, Las Vegas, NV, USA: IEEE, Dec. 2013, pp. 679–686. doi: 10.1109/ICCVEx.2013.6799877.
- [6] S.-K. Kwak, G. Washington, and R. K. Yedavalli, “Active and Passive Vibration Control of Landing Gear Components”, in *Adaptive Structures and Material Systems*, Nashville, Tennessee, USA: American Society of Mechanical Engineers, Nov. 1999, pp. 269–275. doi: 10.1115/IMECE1999-0554.
- [7] M. Zarchi and B. Attaran, “Improved design of an active landing gear for a passenger aircraft using multi-objective optimization technique”, *Struct Multidisc Optim*, vol. 59, no. 5, pp. 1813–1833, May 2019, doi: 10.1007/s00158-018-2135-8.
- [8] L. Zoccolini, E. Bruschi, S. Cattaneo, and V. Quaglini, “Current Trends in Fluid Viscous Dampers with Semi-Active and Adaptive Behavior”, *Applied Sciences*, vol. 13, no. 18, p. 10358, Sep. 2023, doi: 10.3390/app131810358.
- [9] Z. Wang, C. Liu, X. Zheng, L. Zhao, and Y. Qiu, “Advancements in Semi-Active Automotive Suspension Systems with Magnetorheological Dampers: A Review”, *Applied Sciences*, vol. 14, no. 17, p. 7866, Sep. 2024, doi: 10.3390/app14177866.
- [10] L. Koutsoloukas, N. Nikitas, and P. Aristidou, “Passive, semi-active, active and hybrid mass dampers: A literature review with associated applications on building-like structures”, *Developments in the Built Environment*, vol. 12, p. 100094, Dec. 2022, doi: 10.1016/j.dibe.2022.100094.
- [11] Y.-T. Choi *et al.*, “Analysis and Control of a Magnetorheological Landing Gear System for a Helicopter”, *J. Am. Helicopter Soc.*, vol. 61, no. 3, pp. 1–8, Jul. 2016, doi: 10.4050/JAHS.61.032006.
- [12] J.-Y. Yoon, B.-H. Kang, J.-H. Kim, and S.-B. Choi, “New control logic based on mechanical energy conservation for aircraft landing gear system with magnetorheological dampers”, *Smart Mater. Struct.*, vol. 29, no. 8, p. 084003, Aug. 2020, doi: 10.1088/1361-665X/ab9e11.
- [13] B.-H. Kang, J.-Y. Yoon, G.-W. Kim, and S.-B. Choi, “Landing efficiency control of a six-degree-of-freedom aircraft model with magnetorheological dampers: Part 1-Modeling”, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 32, no. 12, pp. 1290–1302, Jul. 2021, doi: 10.1177/1045389X20942578.
- [14] G. Liu, L. Pei, L. Feng, and Z. Wu, “A Mathematical Model for

- Dynamic Vibration Analysis of a Landing Aircraft”, *J. Vib. Eng. Technol.*, vol. 12, no. 3, pp. 4149–4162, Mar. 2024, doi: 10.1007/s42417-023-01112-2.
- [15] N. S. Currey, *Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices*. in AIAA Education Series. American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1988. [Online]. Available: <https://books.google.com.vn/books?id=XMpdOeWeqq8C> [Accessed Dec 17, 2024].
- [16] Q.-V. Luong, B.-H. Jo, J.-H. Hwang, and D.-S. Jang, “A Supervised Neural Network Control for Magnetorheological Damper in an Aircraft Landing Gear”, *Applied Sciences*, vol. 12, no. 1, p. 400, Dec. 2021, doi: 10.3390/app12010400.
- [17] C. Han, B.-G. Kim, B.-H. Kang, and S.-B. Choi, “Effects of magnetic core parameters on landing stability and efficiency of magnetorheological damper-based landing gear system”, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 31, no. 2, pp. 198–208, Jan. 2020, doi: 10.1177/1045389X19862639.
- [18] A. S. Yıldız and S. B. Eker, “Semi-active control implementation in aircraft landing gear systems using hardware-in-the-loop test bench”, *Eng. Res. Express*, vol. 6, no. 3, p. 035529, Sep. 2024, doi: 10.1088/2631-8695/ad68c3.
- [19] FAA, “AC 25.723-1 - Shock Absorption Tests”, *AC 25.723-1 - Shock Absorption Tests*. [Online]. Available: https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/index.cfm/go/document.information/documentid/22663 [Accessed Dec 19, 2024].
- [20] F. A. A. (FAA)/Aviation S. & A. (ASA), *Airplane Flying Handbook: FAA-H-8083-3C*. in ASA FAA Handbook Series. Ashland: Aviation Supplies & Academics, Inc, 2021.
- [21] M. Javanbakht, S. Cheng, and F. Ghrib, “Semi-active adaptive control of stay cable vibrations using MR dampers”, *Structural Contr & Hlth*, vol. 29, no. 12, Dec. 2022, doi: 10.1002/stc.3121.
- [22] K. Choi, S. Cho, H. Jung, and I. Lee, “Semi-active fuzzy control for seismic response reduction using magnetorheological dampers”, *Earthq Engng Struct Dyn*, vol. 33, no. 6, pp. 723–736, May 2004, doi: 10.1002/eqe.372.
- [23] J. Zhang, G. Hu, C. Yang, L. Yu, and W. Zhu, “NSGA-II-TLQR Control of Semi-active Suspension System with Magnetorheological Damper Considering Response Time Delay”, *J. Vib. Eng. Technol.*, vol. 12, no. S1, pp. 825–838, Dec. 2024, doi: 10.1007/s42417-024-01448-3.
- [24] G. Papaioannou, D. Koulocheris, and E. Velenis, “Skyhook control strategy for vehicle suspensions based on the distribution of the operational conditions”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, vol. 235, no. 10–11, pp. 2776–2790, Sep. 2021, doi: 10.1177/09544070211006517.
- [25] B.-H. Kang, C. Han, and S.-B. Choi, “A sky-ground hook controller for efficiency enhancement of aircraft landing gear with MR damper”, in *Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems XIII*, A. Erturk, Ed., Denver, United States: SPIE, Mar. 2019, p. 3. doi: 10.1117/12.2513843.
- [26] H. Lee and J. Hwang, “Study on the Taxing Mode Control of MR Damper Landing Gear”, *Journal of Aerospace System Engineering*, vol. 13, no. 6, pp. 43–51, Dec. 2019, doi: 10.20910/JASE.2019.13.6.43.
- [27] FAA, “Airport Pavement Roughness Research”, *Airport Pavement Roughness Research*. Accessed. [Online]. Available: <https://www.airporttech.tc.faa.gov/Airport-Pavement/Nondestructive-Pavement-Testing/AirportPavementRoughnessResearch> [Accessed Nov. 24, 2024].
- [28] Textron Aviation, “Baron G58”, *Baron G58*. [Online]. Available: <https://beechncraft.txtav.com/en/baron-g58> [Accessed Dec 17, 2024]