



CALCULATION AND CHOICE OF SMALL COMPOSITE UAV WING STRUCTURE

Nguyen Song Thanh Thao^{1,2*}, Luu Van Thuan³

¹Ho Chi Minh City University of Technology (HCMUT), No 268 Ly Thuong Kiet Street, Ho Chi Minh City, Vietnam

²Vietnam National University Ho Chi Minh City, Ho Chi Minh City, Vietnam

³Vietnam Aviation Academy, No 104 Nguyen Van Troi Street, Ho Chi Minh City, Vietnam

ARTICLE INFO

TYPE: Research Article

Received: 5/3/2020

Revised: 31/3/2020

Accepted: 31/3/2020

Published online: 24/4/2020

<https://doi.org/10.25073/tcsj.71.3.8>

* *Corresponding author*

Email: nguyensongthanhtao@hcmut.edu.vn

Abstract. The study presents a structural design calculation for a small composite UAV wing used for observation missions. The design is based on analyzing the static and dynamic responses of wing structure under aerodynamic load by Finite Element Method and assessing the load-bearing capacity of wing by the Tsai-Wu failure criterion. Three different wing models that satisfy the requirement of weight are considered. Based on the analysis of the displacement field, strain field and Tsai-Wu value, the study gives an appropriate wing structure.

Keywords: Glass/epoxy composite, Finite Element Method, structural design, Tsai-Wu criterion, small UAV.



TÍNH TOÁN VÀ LỰA CHỌN KẾT CẤU CÁNH MÁY BAY UAV CỠ NHỎ BẰNG VẬT LIỆU COMPOSITE

Nguyễn Song Thanh Thảo^{1,2*}, Lưu Văn Thuận³

¹Trường Đại học Bách Khoa Thành phố Hồ Chí Minh, Số 268 Lý Thường Kiệt, Thành phố Hồ Chí Minh, Việt Nam

²Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh, Thành phố Hồ Chí Minh, Việt Nam

³Học viện Hàng không Việt Nam, Số 104 Nguyễn Văn Trỗi, Thành phố Hồ Chí Minh, Việt Nam

THÔNG TIN BÀI BÁO

CHUYÊN MỤC: Công trình khoa học

Ngày nhận bài: 5/3/2020

Ngày nhận bài sửa: 31/3/2020

Ngày chấp nhận đăng: 31/3/2020

Ngày xuất bản Online: 24/4/2020

<https://doi.org/10.25073/tcsj.71.3.8>

* Tác giả liên hệ

Email: nguyensongthanhthao@hcmut.edu.vn

Tóm tắt. Bài báo đưa ra tính toán thiết kế kết cấu cho cánh máy bay UAV cỡ nhỏ làm bằng vật liệu composite phục vụ nhiệm vụ quan sát. Thiết kế dựa trên việc phân tích đáp ứng tĩnh và động của kết cấu cánh khi chịu tải khí động bằng phương pháp phân tử hữu hạn và đánh giá khả năng chịu tải của cánh theo tiêu chuẩn phá hủy Tsai-Wu. Ba mô hình cánh khác nhau thỏa mãn yêu cầu về khối lượng thiết kế được xem xét. Dựa trên các phân tích về trường chuyển vị, trường biến dạng và giá trị Tsai-Wu, bài báo đưa ra lựa chọn kết cấu cánh phù hợp.

Từ khóa: Composite thủy tinh/epoxy, phương pháp phân tử hữu hạn, thiết kế kết cấu, tiêu chuẩn Tsai-Wu, UAV cỡ nhỏ.

© 2020 Trường Đại học Giao thông vận tải

1. GIỚI THIỆU

UAV (Unmanned Aerial Vehicle) là loại máy bay không người lái đã được phát triển từ những năm đầu thế kỉ 20. Ngày nay, UAV đang nhận được rất nhiều sự quan tâm về nghiên cứu và phát triển ứng dụng vào các lĩnh vực khác nhau trên thế giới. Trong quân sự, UAV được ứng dụng rất rộng rãi để tránh thiệt hại về con người: máy bay không kích, trinh thám trên không, kiểm soát địa hình, vận tải hàng hóa nhỏ. Trong nông nghiệp, UAV chủ yếu phục vụ việc phun thuốc trừ sâu, tưới tiêu, quan sát mô hình trang trại từ trên không [1,2]... Việc sử dụng UAV ở Việt Nam cũng chỉ hơn 20 năm trở lại đây, chủ yếu dùng để trinh sát, do thám, chụp ảnh địa hình, tìm kiếm cứu nạn và trinh sát điện tử trên không trong an ninh, quốc

phòng [3] và gần đây trong các lĩnh vực về thực địa [4].

Vấn đề cấp bách trong xã hội hiện nay tại các thành phố lớn là nạn ùn tắc giao thông vào các giờ cao điểm. Một giải pháp hợp lý trên thế giới để giải quyết vấn đề này là sử dụng các thiết bị bay như trực thăng hoặc UAV để giúp giám sát, cảnh báo những điểm ùn tắc cho người tham gia giao thông [5]. Đối với nước ta hiện nay, việc sử dụng máy bay trực thăng để cảnh báo giao thông chưa thể thực hiện được. Vì vậy, mục tiêu của bài báo là nghiên cứu, chế tạo mô hình UAV cỡ nhỏ có thể ứng dụng trong việc giám sát tình trạng giao thông. Mô hình UAV được lựa chọn là loại máy bay cất hạ cánh thẳng đứng kết hợp bay bằng (Vertical Take-Off and Landing – VTOL). Lực nâng của máy bay được tạo ra một phần nhờ các chong chóng và một phần nhờ cánh chính của máy bay. Do đó để đảm bảo máy bay hoạt động ổn định thì ngoài hệ thống điều khiển để đảm bảo cân bằng cho các chong chóng, hệ thống cánh chính cũng phải đảm bảo bền và ổn định. Việc phân tích trạng thái động của kết cấu cánh máy bay giúp đánh giá khả năng hoạt động của máy bay khi có nhiễu động liên quan đến các hiện tượng đàn hồi khí động như hiện tượng “flutter”, hiện tượng “buffeting” xảy ra [6]. Từ đó cho phép thiết kế hệ thống điều khiển giảm rung động để tránh cấu trúc cánh máy bay biến dạng lớn và hư hỏng. Đây cũng là tiền đề để tiến hành tối ưu hóa về mặt cấu trúc của cánh [7,8,9]. Nghiên cứu phân tích trạng thái động cũng cho phép tìm ra vật liệu làm cánh máy bay phù hợp, đáp ứng về độ bền cánh, giảm tiếng ồn và tránh sự dao động [10,11]. Bài báo tập trung việc phân tích, lựa chọn kết cấu cánh composite vừa đảm bảo yêu cầu về khối lượng thiết kế vừa đảm bảo bền trong phân tích động kết cấu cánh khi có hiện tượng cộng hưởng xảy ra thông qua các giá trị lớn nhất của chuyển vị, biến dạng và tiêu chuẩn bền Tsai-Wu.

2. PHÂN TÍCH KẾT CẤU CÁNH

Mục tiêu thiết kế UAV là để quan sát các khu vực dễ xảy ra ùn tắc giao thông, nên yêu cầu thiết kế phải có trọng lượng cất cánh nhỏ, thời gian hoạt động đủ lâu, tầm hoạt động đủ kiểm soát khu vực cần thiết, khả năng cơ động cao, dễ điều khiển, không gây tiếng ồn quá lớn ảnh hưởng xung quanh. Bảng 1 tóm tắt các yêu cầu thiết kế.

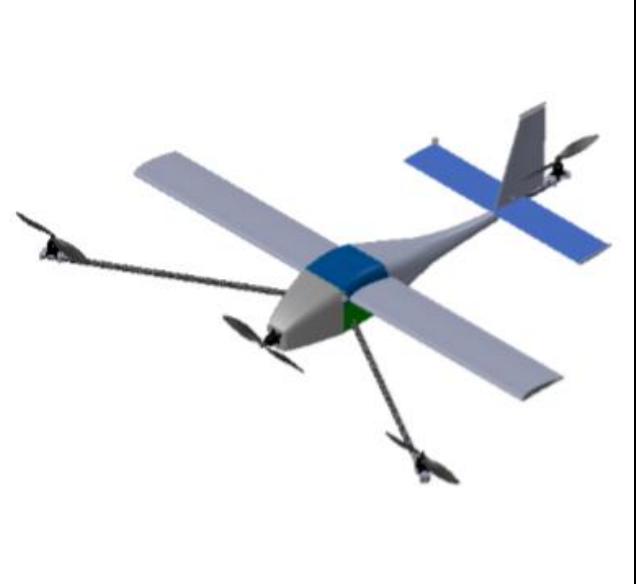
Bảng 1. Tóm tắt yêu cầu thiết kế UAV.

Đặc tính	Giá trị	Đặc tính	Giá trị
Khối lượng cất cánh tối đa dự kiến (kg)	3,5	Thời gian hoạt động (phút)	30-40
Trần bay (m)	25-100	Tốc độ bay bằng (m/s)	15
Tầm bay (m)	1570	Tốc độ tối đa (m/s)	25

Để đáp ứng yêu cầu về sự linh hoạt và ổn định của UAV cho việc thực hiện nhiệm vụ giám sát, mô hình UAV được lựa chọn là loại có thể cất hạ cánh thẳng đứng kết hợp của máy bay cánh bằng và hệ thống 3 chong chóng (tricopter). Hệ thống tricopter tạo toàn bộ lực nâng trong quá trình cất hạ cánh. Trong quá trình hoạt động bay bằng để giám sát, cánh chính của máy bay sẽ hỗ trợ 40% lực nâng của toàn máy bay, các động cơ của tricopter vẫn hoạt động tạo ra 60% lực nâng còn lại và giúp điều hướng máy bay. Vì vậy, trên kết cấu cánh chính hay cánh đuôi đều không có bất kỳ bề mặt điều khiển nào. Thiết kế này thuận lợi cho việc phát triển hệ thống lái tự động bằng GPS và tối ưu về năng lượng hoạt động. Từ quy trình thiết kế sơ bộ, bảng 2 trình bày thông số hình học thân và cánh chính của máy bay cũng như hình ảnh tổng thể của máy bay. Từ quy trình tính toán khối lượng sơ bộ của máy bay, khối lượng cánh chính phải nhỏ hơn 650 g.

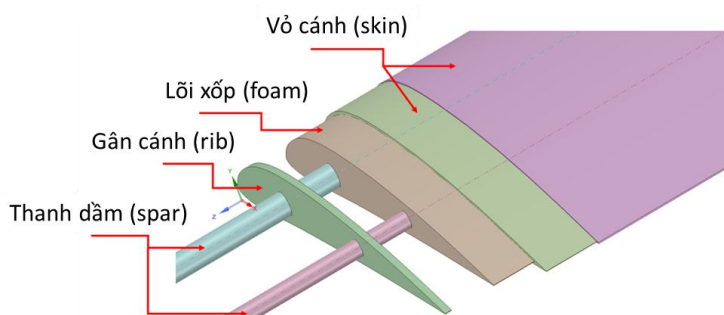
Bảng 2. Thông số hình học thân và cánh chính của máy bay [12].

Đặc tính	Giá trị
Chiều dài thân (mm)	700
Chiều cao thân (mm)	120
Chiều rộng thân (mm)	150
Tỉ lệ bình diện cánh	8
Tỉ lệ độ dài dây cung cánh tại gốc và mũi	1
Góc lùi cánh ($^{\circ}$)	0
Góc vẫy cánh ($^{\circ}$)	0
Góc đặt cánh ($^{\circ}$)	4
Sải cánh (mm)	1200
Độ dài dây cung cánh (mm)	150



Mô hình chi tiết cấu hình nửa cánh của UAV được xây dựng bằng phần mềm SpaceClaim như trong Hình 1. Kết cấu cánh chính được thiết kế lược giản so với một cấu trúc cánh cơ bản:


- hai thanh dầm là bộ phận chịu lực chính trong kết cấu cánh (chủ yếu là chịu moment uốn và moment xoắn) và tăng sự ổn định trên vỏ kết cấu cánh;
- các gân cánh giúp duy trì hình dáng khí động của cánh và truyền lực khí động từ lớp vỏ đến thanh dầm;
- có thể sử dụng thêm lõi xốp để thay thế cho phần lớn số lượng gân cánh, duy trì hình dáng khí động của cánh, truyền lực từ vỏ cánh đến thanh dầm, hỗ trợ chống uốn và chống xoắn.
- lớp vỏ liên kết với các gân cánh, chịu lực khí động và moment xoắn do sự phân bố lực nâng không đều theo chiều dài dây cung cánh, truyền lực tác động đến các gân cánh và thanh dầm.




Hình 1. Mô hình cánh máy bay trên SpaceClaim.

Hai thanh dầm của cánh máy bay là hai ống carbon có bề dày 1 mm, sợi đơn hướng dọc theo chiều dài ống, được sản xuất theo phương pháp đùn ép và có khả năng chịu uốn tốt. Bảng 3 trình bày đặc tính của ống carbon đơn hướng.

Bảng 3. Các thông số của ống carbon có độ dày 1 mm [13].

Đặc tính	Giá trị	
Khối lượng riêng (g/cm^3)	1,5	
Phần trăm thể tích sợi V_f (%)	60	
Mô đun đàn hồi hướng sợi E_1 (GPa)	121	
Mô đun đàn hồi vuông góc sợi E_2 (GPa)	10	
Mô đun uốn (GPa)	127	
Độ bền kéo hướng sợi $(\sigma_1^T)_{ult}$ (MPa)	1650	
Độ bền kéo vuông góc sợi $(\sigma_2^T)_{ult}$ (MPa)	50	
Độ bền nén hướng sợi $(\sigma_1^C)_{ult}$ (MPa)	1000	
Độ bền nén vuông góc sợi $(\sigma_2^C)_{ult}$ (MPa)	100	
Độ bền uốn (MPa)	1370	

Bảng 4. Đặc tính vật liệu xốp Styrofoam LBH [14].

Đặc tính	Giá trị	
Khối lượng riêng ρ_{foam} (kg/m^3)	33	
Mô-đun đàn hồi E (MPa)	24	
Hệ số Poisson ν	0,25	
Mô-đun trượt G (MPa)	10	
Độ bền kéo σ_{ult}^T (MPa)	0,5	
Độ bền nén (tại vị trí biến dạng 10%) $\sigma_{10\%}^C$ (MPa)	0,3	
Độ bền trượt τ_{ult} (MPa)	0,25	

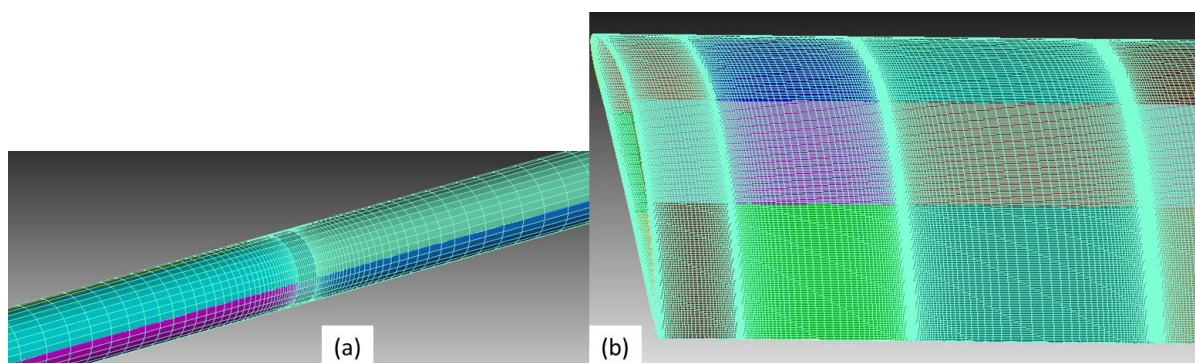
Bảng 5. Đặc tính vật liệu composite lưới đan $0^\circ/90^\circ$ sợi thủy tinh nền epoxy [15].

Đặc tính	Giá trị	Đặc tính	Giá trị
Khối lượng riêng (g/cm^3)	1,56	Độ bền kéo hướng sợi $(\sigma_1^T)_{ult}$ (MPa)	160
Mô đun đàn hồi hướng sợi E_1 (MPa)	8730	Độ bền kéo vuông góc sợi $(\sigma_2^T)_{ult}$ (MPa)	160
Mô đun đàn hồi vuông góc sợi E_2 (MPa)	8730	Độ bền kéo ngoài mặt phẳng $(\sigma_3^T)_{ult}$ (MPa)	72
Mô đun đàn hồi ngoài mặt phẳng E_3 (MPa)	4460	Độ bền nén hướng sợi $(\sigma_1^C)_{ult}$ (MPa)	-228
Hệ số Poisson ν_{12}	0,33	Độ bền nén vuông góc sợi $(\sigma_2^C)_{ult}$ (MPa)	-228
Hệ số Poisson ν_{23}	0,4	Độ bền nén ngoài mặt phẳng $(\sigma_3^C)_{ult}$ (MPa)	-102
Hệ số Poisson ν_{13}	0,4	Độ bền trượt $(\tau_{12})_{ult}$ (MPa)	55
Mô đun trượt G_{12} (MPa)	1650	Độ bền trượt $(\tau_{23})_{ult}$ (MPa)	34
Mô đun trượt G_{23} (MPa)	1650	Độ bền trượt $(\tau_{13})_{ult}$ (MPa)	34
Mô đun trượt G_{13} (MPa)	1650		

Với đặc tính có khối lượng riêng nhỏ, nhiều loại xốp gia cường có độ cứng cao, chịu nén và chịu uốn tốt, dễ cắt gọt định hình, có thể hỗ trợ rất nhiều cho lớp vỏ của cánh máy bay. Bài báo sử dụng xốp gia cường Styrofoam LBH cho phần lõi của cánh máy bay với các đặc tính được nhà sản xuất đưa ra trong Bảng 4.

Gân cánh và vỏ cánh được làm bằng vật liệu composite lưới đan $0^\circ/90^\circ$ sợi thủy tinh nền nhựa epoxy được chế tạo bằng phương pháp lăn tay có phần trăm thể tích sợi 25% và độ dày một lớp sợi là 0,4 mm. Bảng 5 trình bày đặc tính của vật liệu này được xác định từ thực nghiệm và tham khảo.

Cánh máy bay UAV được chia lưới cấu trúc với các phần tử tứ giác bằng phần mềm Trelis Csimsoft. Tại các vị trí liên kết giữa các thành phần thanh dầm, gân cánh và vỏ cánh có mật độ lưới chia dày hơn (Hình 2).



Hình 2. Chia lưới bằng phần mềm Trelis: a) thanh dầm bằng ống carbon, b) vỏ cánh.

Các chi tiết kết cấu được kết nối với nhau bằng liên kết dính chặt. Ngoài ra cánh được ngàm chặt tại gốc cánh như trong Hình 3(a). Lực khí động tác dụng trên cánh là kết quả phân bố áp suất của mô phỏng CFD được nhập trực tiếp từ ANSYS Fluent (Hình 3(b) và (c)). Nghiên cứu CFD phân tích máy bay ở trạng thái bay bằng để quan sát với tốc độ 15 m/s. Do đó bài toán được thiết lập với dòng chuyển động ổn định, không có pha, không phóng xạ, không trao đổi nhiệt, áp dụng mô hình rối $k-\omega$ SST và giải thuật dựa trên áp suất (pressure-based). Trong nghiên cứu này sự tương tác giữa lưu chất và kết cấu là loại tương tác 1 chiều (1-way FSI): kết quả phân bố áp suất từ CFD được đưa vào mô hình tính toán kết cấu, sự thay đổi của kết cấu dưới tác dụng của phân bố áp suất không làm ảnh hưởng ngược lại đến giá trị của phân bố áp suất đầu vào ban đầu. Toàn bộ cánh chịu trọng lượng phân bố đều của bản thân thông qua cài đặt gia tốc trọng trường. Trong quá trình thiết kế kết cấu, các loại tải tác dụng được nhân thêm hệ số tải để xét đến sự thay đổi trạng thái hoạt động có gia tốc của máy bay (trạng thái động) và hệ số an toàn để xét đến những sai số từ quá trình thiết kế, thông số vật liệu và gia công chế tạo. Từ các yêu cầu thiết kế và vật liệu được lựa chọn, sử dụng các mô hình đánh giá hệ số an toàn, bài báo sử dụng hệ số tải bằng 2 và hệ số an toàn 2,5.

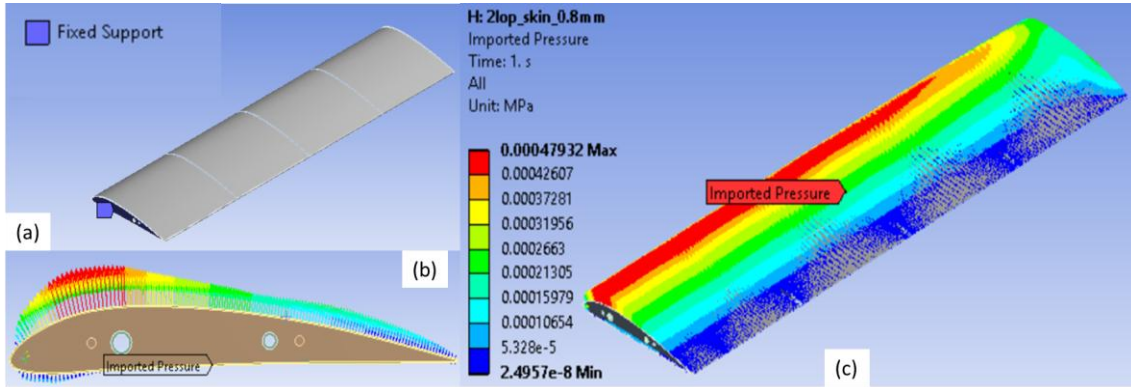
Độ bền kết cấu được đánh giá dựa trên tiêu chuẩn Tsai-Wu áp dụng cho vật liệu composite [16].

$$H_1\sigma_1 + H_2\sigma_2 + H_{11}\sigma_1^2 + H_{22}\sigma_2^2 + H_{66}\tau_{12}^2 + 2H_{12}\sigma_1\sigma_2 < 1 \quad (1)$$

Với các hệ số Tsai-Wu được định nghĩa dựa trên các giới hạn bền vật liệu như sau:

$$\begin{aligned}
 H_1 &= \frac{1}{(\sigma_1^T)_{ult}} - \frac{1}{(\sigma_1^C)_{ult}}; & H_2 &= \frac{1}{(\sigma_2^T)_{ult}} - \frac{1}{(\sigma_2^C)_{ult}}; \\
 H_{11} &= \frac{1}{(\sigma_1^T)_{ult}(\sigma_1^C)_{ult}}; & H_{22} &= \frac{1}{(\sigma_2^T)_{ult}(\sigma_2^C)_{ult}}; \\
 H_{66} &= \frac{1}{(\tau_{12})_{ult}^2}; & H_{12} &= -0.5\sqrt{H_{11}H_{22}} \quad (Mises - Hencky)
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

Với $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ là các thành phần ứng suất trong hệ tọa độ vật liệu.



Hình 3. Điều kiện biên ngàm gốc cánh (a) và phân bố tải áp suất trên cánh (b) và (c).

3. KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN

Do yêu cầu khối lượng toàn cánh không vượt quá 650 g hay khối lượng nửa cánh phải nhỏ hơn 325 g. Ba mô hình cánh được lựa chọn để xem xét như trong Bảng 6. Trong đó hai thanh dầm được làm từ hai ống carbon/epoxy có bề dày 1 mm với đường kính ngoài lần lượt là 7 mm và 5 mm cho thanh dầm trước và thanh dầm sau. Các gân cánh được gia công theo biên dạng cánh BE12355D từ tấm composite sợi lưới đan thủy tinh/epoxy 5 lớp với bề dày 2 mm. Vỏ cánh làm từ composite sợi lưới đan thủy tinh/epoxy. Cánh có thể có lõi xốp gia công theo biên dạng cánh hoặc không có lõi xốp.

Bảng 6. Khối lượng các mô hình cánh phân tích.

Khối lượng	Mô hình 1	Mô hình 2	Mô hình 3
Đặc tính	- Vỏ cánh 2 lớp sợi - 3 gân cánh - Có lõi xốp	- Vỏ cánh 1 lớp sợi - 3 gân cánh - Có lõi xốp	- Vỏ cánh 2 lớp sợi - 5 gân cánh - Không lõi xốp
Vỏ cánh (g)	230,06	115,03	230,06
Gân cánh (g)	16,53	16,53	27,55
Thanh dầm (g)	33,65	33,65	33,65
Lõi xốp (g)	36,81	36,81	-
Khối lượng tổng (g)	317,05	202,02	291,26

Kết quả phân tích tĩnh kết cấu cánh máy bay chịu tải khí động gồm chuyển vị uốn lớn nhất theo phương thẳng đứng, biến dạng lớn nhất trên cánh và kiểm bền vật liệu composite theo tiêu chuẩn Tsai-Wu của các mô hình được trình bày trong Bảng 7. Kết quả cho thấy chuyển vị uốn lớn nhất của cả ba mô hình đều nhỏ hơn 5% chiều dài nửa sải cánh, các biến dạng lớn nhất trên cánh rất nhỏ (nhỏ hơn 1%) và các giá trị kiểm bền Tsai-Wu trên cánh đều nhỏ hơn 1. Vì vậy có thể kết luận cả ba mô hình cánh đều đủ bền theo phân tích tĩnh.

Bảng 7. Giá trị Tsai-Wu lớn nhất.

Mô hình	Chuyển vị uốn lớn nhất (mm)	Biến dạng lớn nhất (%)	Hệ số Tsai-Wu lớn nhất		
			Vỏ cánh	Gân cánh	Thanh dầm
Mô hình 1	4,7	0,127	0,03	0,022	0,032
Mô hình 2	8,6	0,115	0,053	0,025	0,05
Mô hình 3	5,3	0,243	0,033	0,09	0,073

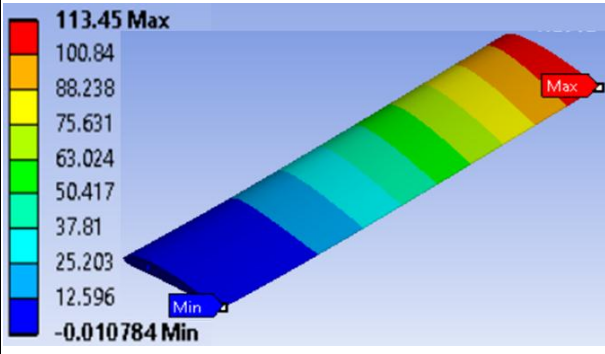
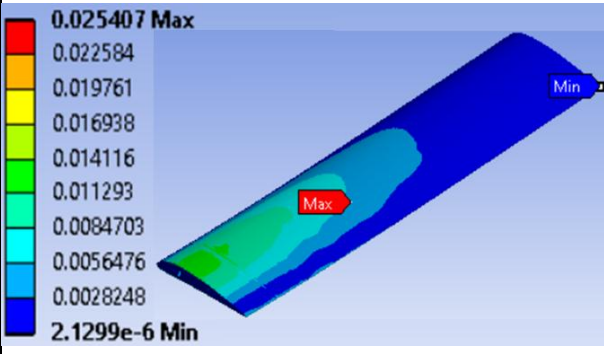
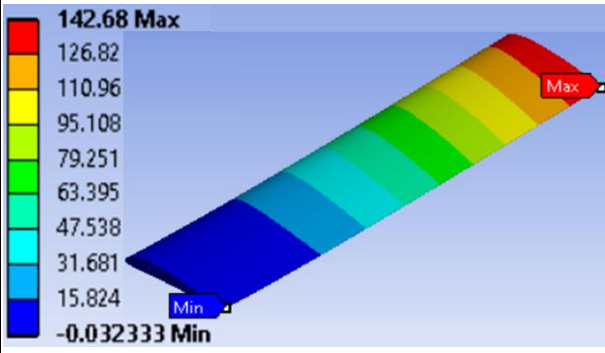
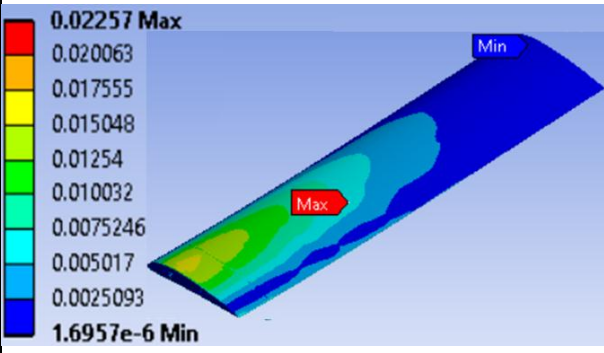
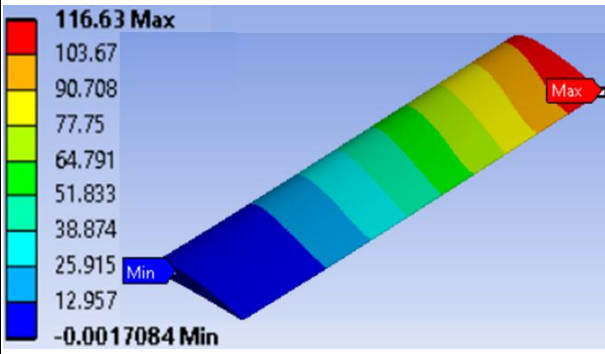
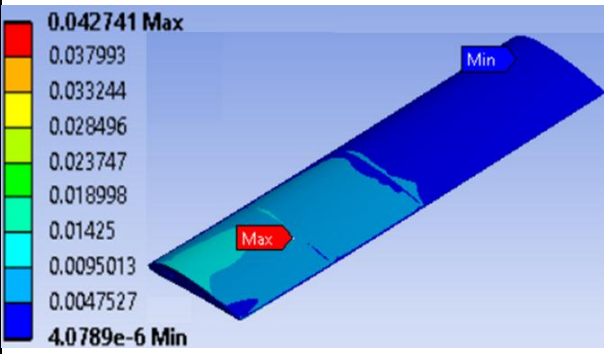
Bảng 8 trình bày sáu giá trị tần số dao động riêng đầu tiên và đặc tính dao động tương ứng của ba mô hình cánh. Cả ba mô hình có tần số dao động riêng mode 1 tương đương nhau khoảng 20 Hz và các tần số dao động riêng tăng dần cho các mode tiếp theo. Ứng với các mode tiếp theo, hai mô hình cánh dùng lõi xốp có tần số dao động riêng tương đương nhau và lớn hơn tần số dao động riêng của mô hình cánh không dùng lõi xốp. Do máy bay UAV thiết kế hoạt động ở vận tốc tương đối thấp (nhỏ hơn 20 m/s), biên độ và tần số lực nhiễu động bên ngoài không lớn nên khó xảy ra hiện tượng cộng hưởng ở các mode dao động riêng có tần số lớn (từ mode 2 với tần số lớn hơn 100 Hz). Ngoài ra, hiện tượng dao động phổ biến trên cánh trong máy bay cánh bằng là hiện tượng vẫy cánh ứng với mode 1. Vì vậy các phân tích về trường chuyển vị, biến dạng và giá trị Tsai-Wu của mode 1 được dùng để phân tích độ bền và đáp ứng động của UAV.

Bảng 8. Tần số và đặc tính dao động của các mô hình cánh.

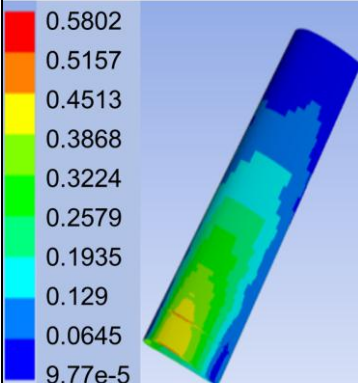
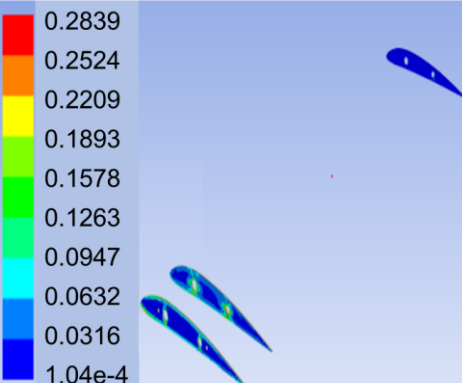
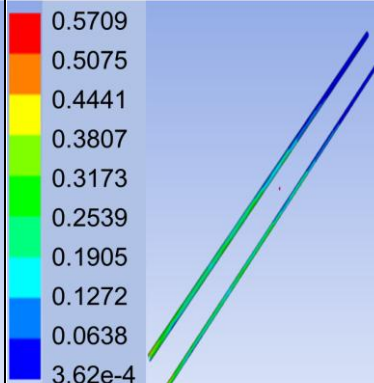
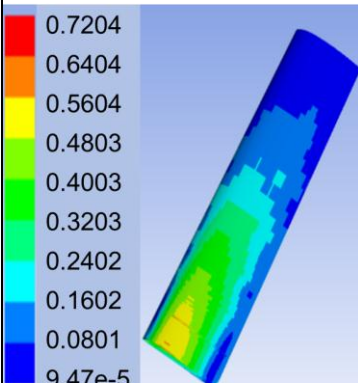
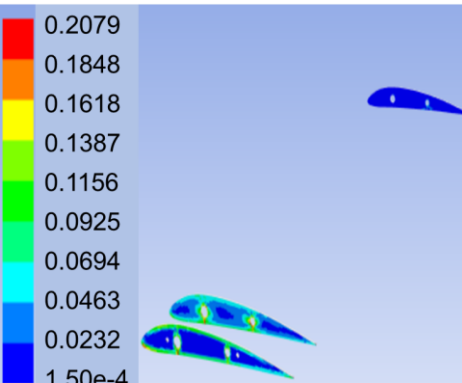
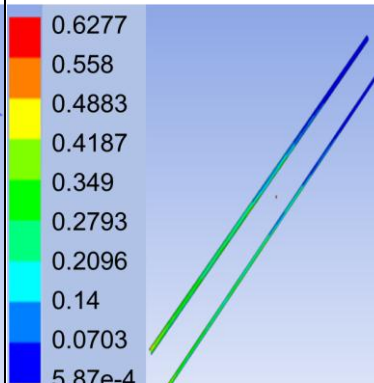
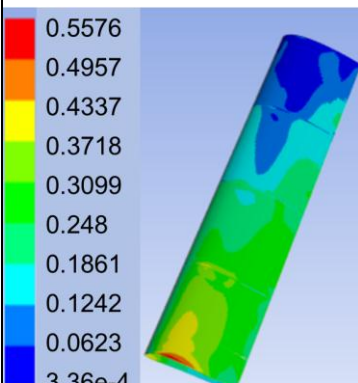
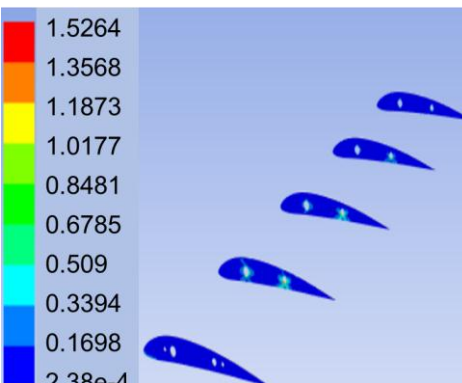
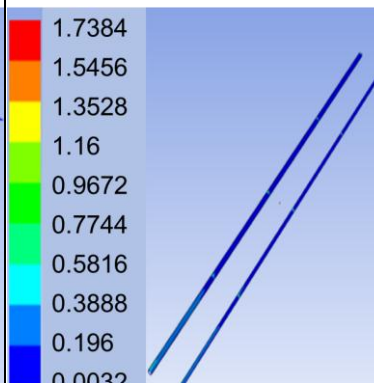
Mode	Mô hình 1		Mô hình 2		Mô hình 3	
	Tần số (Hz)	Đặc tính dao động	Tần số (Hz)	Đặc tính dao động	Tần số (Hz)	Đặc tính dao động
1	22,72	Dao động vẫy (uốn bậc 1)	21,07	Dao động vẫy (uốn bậc 1)	22,22	Dao động vẫy (uốn bậc 1)
2	104,67	Dao động xoắn bậc 1	99,625	Dao động xoắn bậc 1	90,958	Dao động xoắn bậc 1
3	133,44	Dao động uốn bậc 2 kết hợp xoắn bậc 1	129,47	Dao động uốn bậc 2 kết hợp xoắn bậc 1	105,54	Dao động xoắn bậc 2
4	141,63	Dao động uốn ngang bậc 1 kết hợp xoắn bậc 2	137,76	Dao động uốn ngang bậc 1 kết hợp xoắn bậc 2	133,23	Dao động uốn bậc 2
5	299,83	Dao động uốn bậc 3 kết hợp xoắn bậc 2	293,68	Dao động uốn bậc 3 kết hợp xoắn bậc 2	137,36	Dao động uốn ngang bậc 1 kết hợp xoắn bậc 2
6	342,98	Dao động uốn bậc 3 kết hợp xoắn bậc 3	355,55	Dao động uốn bậc 3 kết hợp xoắn bậc 3	142,51	Dao động uốn bậc 3 kết hợp xoắn bậc 3

Bảng 9 trình bày trường chuyển vị uốn thẳng đứng và trường biến dạng cũng như các giá trị lớn nhất của chúng khi hiện tượng cộng hưởng do tải khí động ở tần số dao động riêng mode 1. Chuyển vị uốn tối đa tại mũi cánh của cả ba mô hình đều lớn hơn 20% chiều dài nửa sải cánh, vì vậy khi có cộng hưởng thì cánh máy bay sẽ có biên độ dao động vẩy khá lớn. Tuy nhiên biến dạng trên cánh của tất cả mô hình đều đảm bảo biến dạng nhỏ (nhỏ hơn 10%), trong đó biến dạng lớn nhất của hai mô hình cánh có lõi xốp khoảng 2,5% xảy ra trên vỏ cánh còn của cánh không có lõi xốp là khoảng 4,5% xảy ra trên gân cánh gần gốc cánh nhất.

Bảng 9. Chuyển vị uốn theo phương thẳng đứng và biến dạng tương đương theo mode 1 của các mô hình cánh.

Chuyển vị uốn (mm)	Biến dạng tương đương
Mô hình 1	
 <p>$U_{\max} = 113,45 \text{ mm}$</p>	 <p>$\epsilon_{\max} = 0,025$</p>
Mô hình 2	
 <p>$U_{\max} = 142,68 \text{ mm}$</p>	 <p>$\epsilon_{\max} = 0,023$</p>
Mô hình 3	
 <p>$U_{\max} = 116,63 \text{ mm}$</p>	 <p>$\epsilon_{\max} = 0,043$</p>

Bảng 10. Giá trị Tsai-Wu trên vỏ cánh, gân cánh và dầm cánh khi cộng hưởng theo mode 1 của các mô hình cánh.

Vỏ cánh	Gân cánh	Dầm cánh
Mô hình 1		
 <p>0.5802 0.5157 0.4513 0.3868 0.3224 0.2579 0.1935 0.129 0.0645 9.77e-5</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 0,58</p>	 <p>0.2839 0.2524 0.2209 0.1893 0.1578 0.1263 0.0947 0.0632 0.0316 1.04e-4</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 0,28</p>	 <p>0.5709 0.5075 0.4441 0.3807 0.3173 0.2539 0.1905 0.1272 0.0638 3.62e-4</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 0,57</p>
Mô hình 2		
 <p>0.7204 0.6404 0.5604 0.4803 0.4003 0.3203 0.2402 0.1602 0.0801 9.47e-5</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 0,72</p>	 <p>0.2079 0.1848 0.1618 0.1387 0.1156 0.0925 0.0694 0.0463 0.0232 1.50e-4</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 0,21</p>	 <p>0.6277 0.558 0.4883 0.4187 0.349 0.2793 0.2096 0.14 0.0703 5.87e-4</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 0,63</p>
Mô hình 3		
 <p>0.5576 0.4957 0.4337 0.3718 0.3099 0.248 0.1861 0.1242 0.0623 3.36e-4</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 0,56</p>	 <p>1.5264 1.3568 1.1873 1.0177 0.8481 0.6785 0.509 0.3394 0.1698 2.38e-4</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 1,53</p>	 <p>1.7384 1.5456 1.3528 1.16 0.9672 0.7744 0.5816 0.3888 0.196 0.0032</p> <p>Tsai-Wu_{max} = 1,74</p>

Bảng 10 trình bày giá trị Tsai-Wu trên ba mô hình cánh khác nhau và các giá trị lớn nhất của chúng tương ứng trên vỏ cánh, gân cánh và dầm cánh khi có hiện tượng cộng hưởng do

tải khí động ở tần số dao động riêng mode 1. Đối với mô hình cánh không có lõi xốp, giá trị Tsai-Wu trên gân cánh và dầm cánh đều lớn hơn 1 nên kết cấu cánh này không đảm bảo độ bền theo phân tích động, ngay khi hiện tượng cộng hưởng vẫy cánh xảy ra, cấu trúc sẽ bị phá hủy. Đối với hai mô hình cánh có lõi xốp, các giá trị kiểm bền Tsai-Wu trên cánh đều nhỏ hơn 1, có thể kết luận được mô hình cánh có lõi xốp bền trong chế độ hoạt động vẫy nếu hiện tượng cộng hưởng vẫy xảy ra. Ngoài ra, khi tăng số lớp trên vỏ cánh, tần số dao động riêng tăng, các chỉ số kiểm bền Tsai-Wu giảm nên kết cấu tốt hơn trong cả trạng thái tĩnh và động. Tuy nhiên, sự thay đổi này không đáng kể nhưng lại làm tăng đáng kể khối lượng (59%) nên kết cấu cánh với 1 lớp vỏ composite sợi thủy tinh/epoxy sẽ tốt hơn.

Từ các phân tích trên thì mô hình cánh có lõi xốp, 3 gân cánh và vỏ cánh làm từ composite 1 lớp sợi thủy tinh có khối lượng nhỏ, đảm bảo chịu tải khí động thiết kế và ổn định động là mô hình cánh phù hợp nhất.

4. KẾT LUẬN

Bài báo đã đưa ra một tính toán thiết kế kết cấu cho cánh máy bay UAV cỡ nhỏ bằng composite phục vụ giám sát giao thông. Việc thiết kế dựa trên việc phân tích khả năng chịu tải của kết cấu bằng phương pháp phần tử hữu hạn và tiêu chuẩn phá hủy Tsai-Wu áp dụng cho vật liệu composite. Ba mô hình cánh khác nhau làm bằng vật liệu composite lưới đan sợi thủy tinh/epoxy thỏa mãn yêu cầu khối lượng thiết kế được phân tích. Dựa trên các phân tích về trường chuyển vị, trường biến dạng và tiêu chuẩn Tsai-Wu, bài báo đã đưa ra cấu hình cánh phù hợp, đảm bảo độ bền trong cả phân tích tĩnh và phân tích động.

LỜI CẢM ƠN

Nghiên cứu này được tài trợ bởi Trường Đại học Bách Khoa, ĐHQG-HCM trong khuôn khổ đề tài mã số T-KTGT-2018-94. Chúng tôi xin cảm ơn Trường Đại học Bách Khoa, ĐHQG-HCM đã hỗ trợ thời gian, phương tiện và cơ sở vật chất cho nghiên cứu này.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. G. Singhal, B. S. Bansod, L. Mathew, Unmanned Aerial Vehicle Classification, Applications and Challenges: A Review, Computer Science, 2018 (2018) 19 pages. <https://doi.org/10.20944/preprints201811.0601.v1>
- [2]. K. P. Valavanis, G. J. Vachtsevanos, UAV Applications: Introduction, in: K. Valavanis, G. Vachtsevanos (Eds), Handbook of Unmanned Aerial Vehicles, Springer, Dordrecht, pp 2639-2641, 2015.
- [3]. Quân đội nhân dân, Nghiên cứu phát triển và ứng dụng công nghệ hiện đại vào bảo đảm địa hình quân sự. <https://www.qdnd.vn/quoc-phong-an-ninh/xay-dung-quan-doi/nghien-cuu-phat-trien-va-ung-dung-cong-nghe-hien-dai-va-o-bao-dam-dia-hinh-quan-su-257842>, truy cập ngày 5 tháng 2 năm 2020.
- [4]. Viện hàn lâm khoa học và công nghệ Việt Nam, Sử dụng các thiết bị chuyên dụng từ trên máy bay không người lái (UAV) để xác định các đặc trưng thủy văn, môi trường nước biển khu vực ven bờ từ Khánh Hòa đến Ninh Thuận. <http://vast.ac.vn/tin-tuc-su-kien/tin-khoa-hoc/trong-nuoc/3469-su-dung-cac-thiet-bi-chuyen-dung-tu-tren-may-bay-khong-nguoi-lai-uav-de-xac-dinh-cac-dac-trung-thuy-van-moi-truong-nuoc-bien-khu-vuc-ven-bo-tu-khanh-hoa-den-ninh-thuan>, truy cập ngày 5 tháng 2 năm 2020.
- [5]. K. Kanistras, G. Martins, M.J. Rutherford, K.P. Valavanis, Survey of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for Traffic Monitoring, in: K. Valavanis, G. Vachtsevanos (Eds), Handbook of Unmanned Aerial Vehicles, Springer, Dordrecht, pp 2643-2666, 2015.

- [6]. G. R. Benini, E. M. Belo, F. D. Marques, Numerical Model for Aeroelastic Analysis, Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 26 (2004) 129–136. <https://doi.org/10.1590/S1678-58782004000200003>.
- [7]. X. Jin, X. Zhou, P. Tian, L. Zhang, Z. Nie, Dynamic Analysis and Optimization of a Bionic Flapping-Wing Aircraft, Engineering transactions, 64 (2016) 181–196. <http://et.ippt.gov.pl/index.php/et/article/view/349>
- [8]. T. Krishnamurthy, F. J. Tsai, Static and Dynamic Structural Response of an Aircraft Wing with Damage Using Equivalent Plate Analysis, in 49th AIAA/ASME/ASCE/AHSASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2008. <https://doi.org/10.2514/6.2008-1967>.
- [9]. M. Zakuan, A. Aabid, S. Khan, Modelling and Structural Analysis of Three-Dimensional Wing, International Journal of Engineering and Advanced Technology, 9 (2019) 6820–6828. <https://doi.org/10.35940/ijeat.A2983.109119>.
- [10]. S. K. Das, S. Roy, Finite element analysis of aircraft wing using carbon fiber reinforced polymer and glass fiber reinforced polymer, in 2nd International conference on Advances in Mechanical Engineering, p. 13, 2018.
- [11]. E.S. Esakkiraj, S. Anish, V. Anish, Static and Dynamic Analysis of Aluminium Composite in Wing Section Using ANSYS, Advanced Materials Research, 984–985 (2014) 367–371. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/amr.984-985.367>.
- [12]. T.T. Nguyễn, Thiết kế UAV ba rotors theo mô hình cất cánh thẳng đứng, Luận văn Đại học, Đại học Quốc Gia Thành Phố Hồ Chí Minh, 2015.
- [13]. GoodWinds, Carbon Tubes, <https://goodwinds.com/carbon-fiberglass/carbon/pultruded-tubes.html>. Truy cập ngày 5 tháng 2 năm 2020.
- [14]. Foamtech, Styrofoam LBH-X, <http://www.foam-tech.co.uk/products/styrofoam-lbh-x>. Truy cập ngày 5 tháng 2 năm 2020.
- [15]. Kadhim H. Ghilaim: Woven factor for the mechanical properties of woven composite materials. Journal of Engineering, 16 (2010) 6012-6027.
- [16]. Autar K. Kaw: Mechanics of composite materials. Taylor & Francis Group, LLC, Boca Raton, 2006.