

STUDY THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF QUADROTOR'S PROPELLER

Pham Van Khiem*, Nguyen Anh Tuan

Le Quy Don Technical University

ARTICLE INFO		ABSTRACT
Received:	29/3/2023	In this paper, we present research results on the aerodynamic characteristics of the Advance Precision Composite Slow Flyer 10x7 propeller (APC 10x7 SF) of a quadrotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) at different angular and vertical velocities of the propeller. We simulated the aerodynamic characteristics of this propeller by using the Finite Volume Method combined with the Reynolds-Averaged Navier-Stokes method (RANS) and the k-epsilon turbulence model in the commercial software Ansys Fluent. The numerical results for the propeller show that, as the vertical velocity of the propeller increases, the thrust and power coefficients decrease according to the law of a linear function. In addition, in the case of hovering, we can ignore the aerodynamic effect of the fuselage on the propeller, which helps to reduce a lot of computational time without affecting the accuracy of the numerical solution. The results obtained from this study are the basis for simulating and selecting the configuration of quadrotor types in the conceptual design phase.
Revised:	25/5/2023	
Published:	25/5/2023	
KEYWORDS		
Propeller		
Thrust		
Power		
Efficiency		
K-epsilon model		

NGHIÊN CỨU CÁC ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG LỰC HỌC CỦA CÁNH QUẠT MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI DẠNG QUADROTOR

Phạm Văn Khiêm*, Nguyễn Anh Tuấn

Học viện Kỹ thuật Quân sự

THÔNG TIN BÀI BÁO		TÓM TẮT
Ngày nhận bài:	29/3/2023	Trong bài báo này nhóm tác giả trình bày kết quả nghiên cứu về các đặc trưng khí động lực học của cánh quạt Advance Precision Composite Slow Flyer 10x7 (APC 10x7 SF) của một thiết bị bay không người lái quadrotor (UAV) tại các vận tốc góc và vận tốc bay lên thẳng khác nhau. Nhóm tác giả mô phỏng các đặc trưng khí động lực học của cánh quạt bằng phương pháp thể tích hữu hạn (Finite Volume Method) kết hợp với phương pháp mô phỏng trung bình Reynolds (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) và mô hình rối k-epsilon trong phần mềm thương mại Ansys Fluent. Kết quả mô phỏng cho cánh quạt cho thấy rằng, khi vận tốc chuyển động tịnh tiến của cánh quạt tăng lên thì hệ số lực kéo và công suất giảm theo quy luật hàm tuyến tính. Ngoài ra, trong trường hợp bay treo ta có thể bỏ qua ảnh hưởng khí động của thân thiết bị bay lên cánh quạt, điều này giúp giảm thiểu rất nhiều khối lượng tính toán mà vẫn không làm ảnh hưởng nhiều đến độ chính xác của lời giải số. Những kết quả thu được từ nghiên cứu này là cơ sở để mô phỏng và lựa chọn cấu hình các dạng quadrotor trong giai đoạn thiết kế ý tưởng.
Ngày hoàn thiện:	25/5/2023	
Ngày đăng:	25/5/2023	
TỪ KHÓA		
Cánh quạt		
Lực kéo		
Công suất		
Hiệu suất		
Mô hình k-epsilon		

DOI: <https://doi.org/10.34238/tnu-jst.7627>

* Corresponding author. Email: khiem179@gmail.com

1. Giới thiệu

Trong 10 năm trở lại đây, việc thiết kế chế tạo các dạng máy bay không người lái (UAV – Unmanned Aerial Vehicle) đang được phát triển rất nhanh trong nhiều lĩnh vực dân sự và quốc phòng. Các thiết bị bay không người lái ngày nay có thể được sử dụng trong rất nhiều nhiệm vụ như vận chuyển hàng hóa, giám sát quân sự, phun thuốc trừ sâu trong lĩnh vực nông-lâm nghiệp [1]... Trong quá trình nghiên cứu thiết kế chế tạo các thiết bị bay không người lái nói chung và quadrotor nói riêng, việc mô phỏng các đặc trưng khí động lực học của chúng đóng một vai trò quan trọng ở giai đoạn thiết kế ý tưởng, nó giúp cho người thiết kế có những cái nhìn tổng quan về mặt khí động lực học của các thiết bị bay khi chúng được đưa vào hoạt động trong thực tế.

Các mô hình mô phỏng các đặc trưng khí động lực học của quadrotor chủ yếu là các mô hình rời rạc vì số Reynolds tương ứng với vận tốc chuyển động của biên dạng cánh quạt, đặc biệt là tại đầu mút lá cánh, thường nằm trong vùng mà dòng chảy có tính chất rời. Để tiết kiệm thời gian và tài nguyên tính toán, thông thường người ta sử dụng phương pháp mô phỏng trung bình theo Reynolds (RANS - Reynolds-Averaged Navier-Stokes) để mô phỏng những đặc trưng trung bình của dòng chảy rời theo thời gian. Các nghiên cứu mô phỏng khí động lực học các quadrotor đã được tiến hành bởi các tác giả ở nước ngoài, Hwang và cộng sự [2] sử dụng phương pháp mô phỏng RANS cho dòng không nén được với lưới không cấu trúc để mô phỏng quadrotor có 4 cánh quạt sắp xếp theo hình thoi. Misiorowski và cộng sự [3] đã nghiên cứu ảnh hưởng của việc sắp xếp vị trí các cánh quạt lên quá trình dịch chuyển về phía trước của quadrotor. Yoon và cộng sự [4] mô phỏng các đặc trưng khí động không dừng của multicopter bằng sơ đồ theo không gian với độ chính xác bậc 5 và mô hình rối DES (Detached Eddy Simulation), kết quả tính toán đã chỉ ra ảnh hưởng của hiện tượng tương tác giữa các cánh quạt lên lực kéo tổng trong quá trình bay treo. Diaz và cộng sự [5] sử dụng phần mềm OVERFLOW để mô phỏng UAV nhiều cánh quạt với cách bố trí cánh quạt dạng lai, các kết quả mô phỏng đã chỉ ra rằng lực kéo tổng về phía trước của quadrotor tăng lên một cách đáng kể khi sử dụng cách phối trí khí động hợp lý. Kutty và cộng sự [6] tiến hành mô phỏng các đặc trưng khí động của cánh APC 10x7 tại vận tốc quay 3000 v/p của cánh quạt. Loureiro và cộng sự [7] đã mô phỏng các đặc trưng khí động của cánh quạt APC 14x7e thông qua phương pháp mô phỏng động lượng cánh quạt BEMT (Blade Element Momentum Theory) và phương pháp CFD (Computational Fluid Dynamics), kết quả tính toán đã cho thấy sự tin cậy của phương pháp BEMT đối với dải vận tốc góc nhỏ và ưu thế của phương pháp CFD so với BEMT tại các vận tốc góc lớn của cánh quạt. Ji D. và cộng sự [8] đã mô phỏng các đặc trưng khí động lực học của một dạng quadrotor dựa trên phần mềm mô phỏng star CCM+ và sử dụng những đặc trưng khí động này để xây dựng mô hình động học cho quadrotor. Zhu và cộng sự [9] đã nghiên cứu các đặc trưng khí động lực học của dòng khí 3 chiều đi qua cánh quạt thiết bị bay để từ đó nâng cao hiệu quả hoạt động của thiết bị bay đó tại các vận tốc bay khác nhau. Oktay T. và cộng sự [10] sử dụng phần mềm mô phỏng khí động Ansys Fluent để mô phỏng các đặc trưng khí động lực học của cánh quạt 11x4.7. Yeong và cộng sự [11] nghiên cứu bài toán tối ưu hóa các đặc trưng khí động lực học của quadrotor cỡ nhỏ dựa trên phương pháp CFD.

Ở trong nước, Phạm và cộng sự [12] tiến hành mô phỏng tương tác khí động giữa cánh quạt và thân trực thăng. Có thể thấy số lượng các nghiên cứu đã được công bố về đặc trưng khí động lực học của quadrotor ở nước ngoài là khá đa dạng, tuy nhiên số lượng công trình tương tự ở trong nước vẫn còn hạn chế nên việc chọn đề tài nghiên cứu về các đặc trưng khí động của cánh quạt và hệ cánh quạt trong quadrotor của nhóm tác giả là cần thiết. Trong bài báo này, nhóm tác giả tiến hành mô phỏng và phân tích các đặc trưng khí động lực học cánh quạt APC 10x7 SF cũng như hệ 4 cánh quạt APC 10x7 SF và thân của quadrotor. Nhóm tác giả sử dụng dạng cánh quạt này do đã có kết quả thực nghiệm về các đặc trưng khí động lực học của nó [13].

2. Phương pháp tính toán và bố trí mô hình

2.1. Phương pháp tính toán

Trong quá trình mô phỏng khí động lực học, người ta thường xuyên quan sát được hiện tượng chảy rối trong dòng khí. Do đây là một hiện tượng vật lý rất phức tạp và chưa có một công thức giải tích nào có thể mô phỏng được hiện tượng này nên trong thực tế người ta thường dùng các mô hình rối để mô tả các thành phần của ứng suất Reynolds trong phương trình Navier-Stokes. Mô hình rối k-epsilon ($k - \varepsilon$) [14] là một trong những mô hình rối dựa trên các kết quả thực nghiệm phổ biến nhất trong lĩnh vực mô phỏng khí động lực học CFD. Mô hình này được sử dụng để mô phỏng dòng chảy rối trung bình theo thời gian, nó bao gồm 2 phương trình để mô tả 2 tham số của dòng chảy rối là động năng rối (the turbulent kinetic energy - k) và mức độ tiêu tán động năng rối (the rate of dissipation of turbulent kinetic energy - ε).

Phương trình của mô hình rối $k - \varepsilon$ (1-2) có dạng

Phương trình động năng rối

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + (2\mu_t E_{ij} E_{ij} - \rho \varepsilon) \quad (1)$$

Phương trình cho mức độ tiêu tán của động năng rối

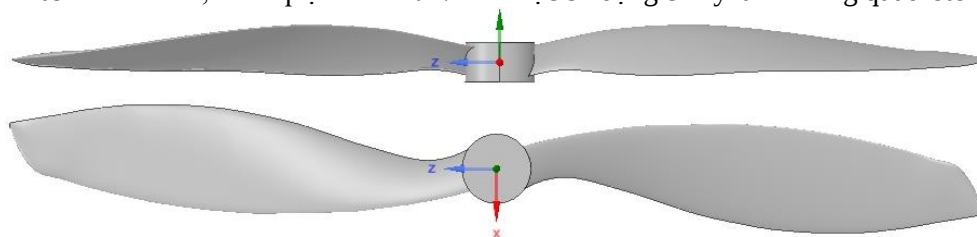
$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \left(C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2\mu_t E_{ij} E_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \right) \quad (2)$$

trong đó u_i là vector thành phần vận tốc theo phương i , E_{ij} là thành phần của mức độ biến dạng của tensor vận tốc i và j , μ_t là độ nhớt rối được xác định theo công thức $\mu_t = \rho C_\mu k^2 / \varepsilon$. Phương trình (1, 2) chứa các hệ số C_μ , σ_k , σ_ε , $C_{1\varepsilon}$, $C_{2\varepsilon}$, chúng được xác định thông qua thực nghiệm sao cho sai số giữa kết quả mô phỏng và thực nghiệm là nhỏ nhất, giá trị của chúng được xác định như sau [15].

$$\begin{aligned} C_\mu &= 0.09 & \sigma_k &= 1.00 & \sigma_\varepsilon &= 1.30 \\ C_{1\varepsilon} &= 1.44 & C_{2\varepsilon} &= 1.92 \end{aligned}$$

2.2. Mô hình nghiên cứu

Trong nghiên cứu này, nhóm tác giả sử dụng mô hình cánh APC 10x7 SF (Hình 1) có đường kính 0,254 m (10 in.) và bước là 0,1778 m (7 in.), biên dạng tại gốc và đầu mút cánh quạt lần lượt là Eppler 63 và Clark-Y, cánh quạt APC 10x7 SF được sử dụng chủ yếu ở những quadrotor cỡ nhỏ.

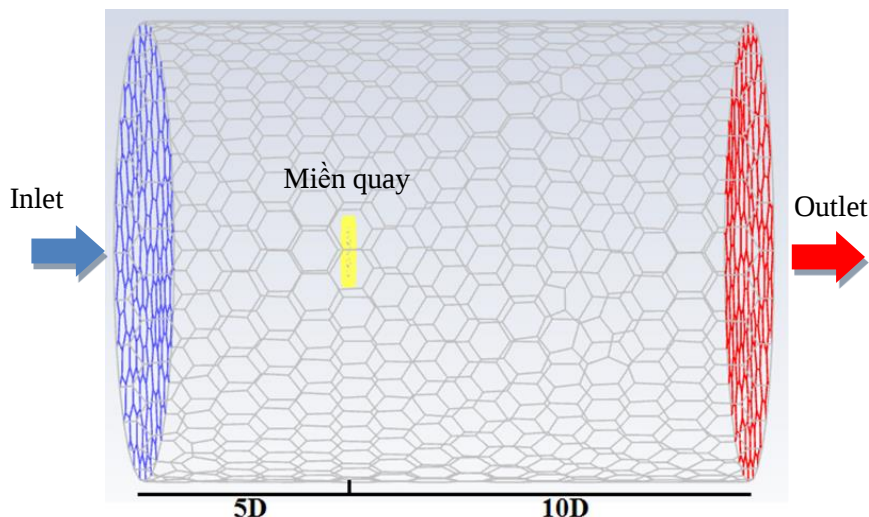


Hình 1. Cánh quạt APC 10x7 SF tại các góc nhìn khác nhau

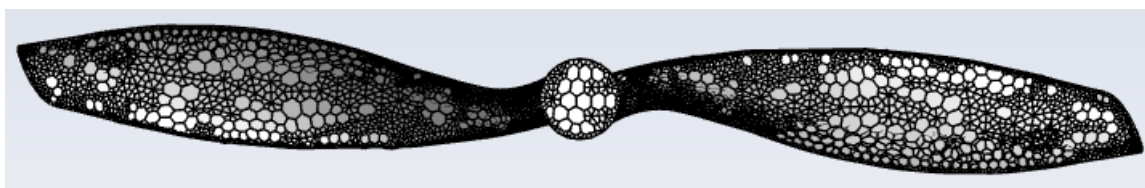
2.3. Chia lưới vùng tính toán

Miền không gian bao quanh cánh quạt được chia lưới dạng lưới tứ diện với lớp biên ngay sát bề mặt được chia rất mịn để có thể mô phỏng được dòng chảy của dòng khí nhớt ngay sát bề mặt vật thể. Sau đó lưới tính toán được chuyển sang dạng đa diện để có thể giảm số lượng ô lưới và tăng tốc độ hội tụ trong quá trình giải (Hình 2, 3). Nhóm nghiên cứu thực hiện kiểm tra độ hội tụ của lời giải thông qua quá trình tăng số lượng ô lưới trong miền tính toán. Kết quả khảo sát lực kéo tại vận tốc

2,44 m/s cho thấy, giá trị hệ số lực kéo gần như không thay đổi khi tăng số lượng ô lưới từ 700 nghìn đến 1,5 triệu phần tử lưới (Bảng 1). Do đó, lưới với 1,2 triệu phần tử được chọn nhằm tiết kiệm thời gian tính toán mà không ảnh hưởng nhiều đến độ chính xác của lời giải số.



Hình 2. Mô hình lưới trong miền tính toán



Hình 3. Lưới trên bề mặt cánh quạt

Bảng 1. Ảnh hưởng của số lượng ô lưới đến lực kéo

Trường hợp	1	2	3	4	5	6
Số lượng ô lưới (triệu ô)	0,7	0,85	1,03	1,2	1,4	1,5
Lực kéo (N)	1,54	1,55	1,57	1,58	1,58	1,59
Lực kéo (thực nghiệm, N)	1,60					

3. Kết quả và thảo luận

3.1. Sự thay đổi của hệ số lực kéo, công suất và hiệu suất theo vận tốc tịnh tiến của cánh quạt

Hệ số J , lực kéo C_T , công suất C_P , hiệu suất η được xác định như sau [13]

$$J = \frac{V}{nD} \quad (3)$$

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (4)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (5)$$

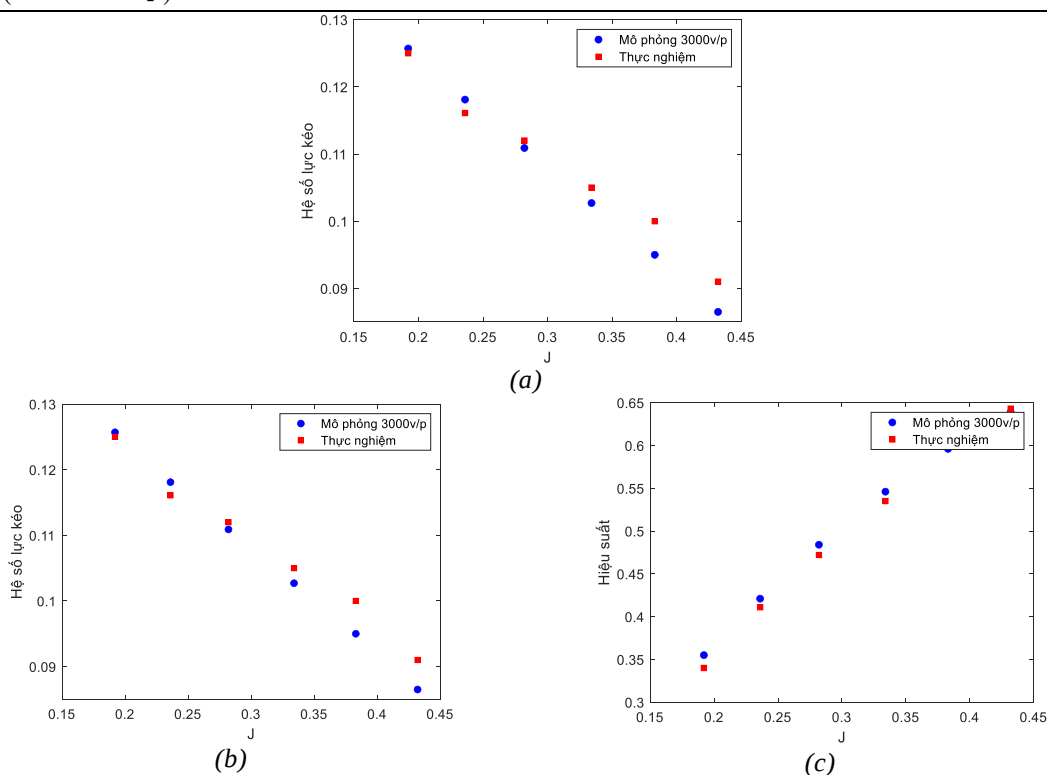
$$\eta = \frac{TV}{P} = \frac{C_T J}{C_P} \quad (6)$$

trong đó ρ là mật độ không khí và V là vận tốc của dòng khí hướng về phía cánh quạt đứng yên (tương đương với cánh quạt tịnh tiến lên trên trong dòng khí tĩnh), n là số vòng quay của cánh

quạt trong 1 s, D là đường kính cánh quạt, T là lực kéo cánh quạt, và P là công suất do mô men khí động của cánh quạt tạo ra. Có thể thấy so với công thức cơ bản về hệ số lực như lực nâng, lực cản thì trong công thức đối với C_T , đại lượng $n^2 D^2$ đóng vai trò là bình phương vận tốc, còn D^2 đóng vai trò là diện tích đặc trưng của cánh quạt. Dòng khí trong bài mô phỏng là dòng không nén được do dòng khí có vận tốc thấp, dải vận tốc mô phỏng trong bài toán được xác định từ công thức (3) (Bảng 2).

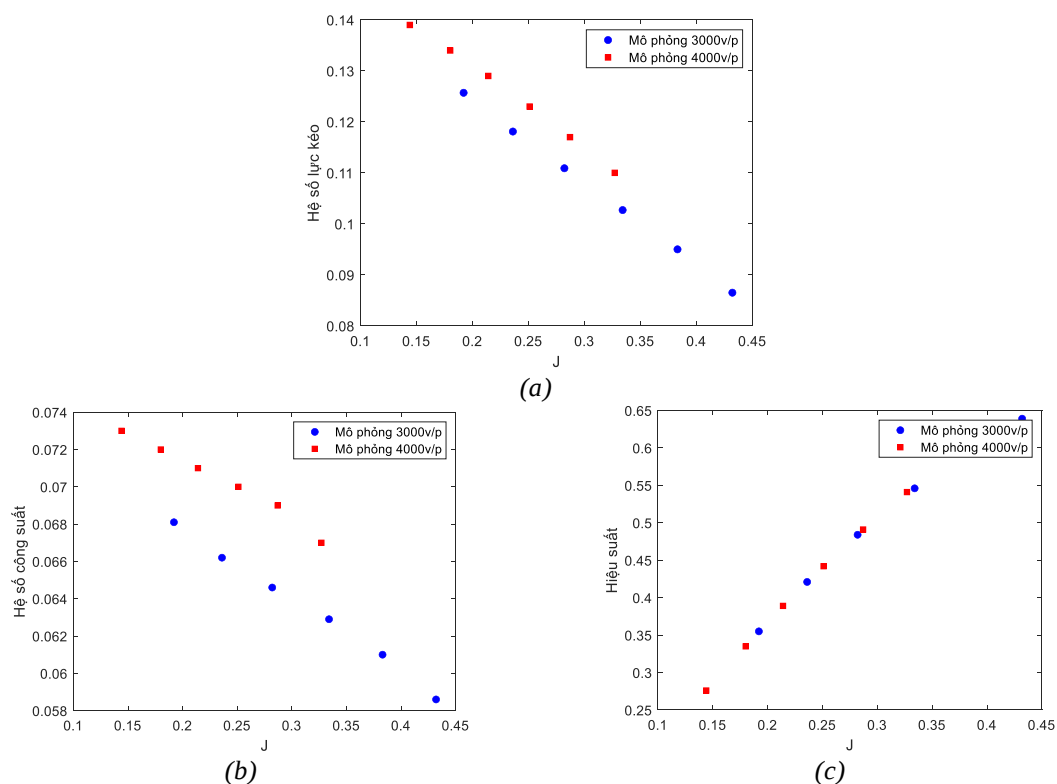
Bảng 2. Dải vận tốc tính toán

Trường hợp	1	2	3	4	5	6
$V(m/s)$	2,438	3,0	3,581	4,242	4,864	5,486
$J (\omega = 3000 \text{ v/p})$	0,192	0,236	0,282	0,334	0,383	0,432
$V(m/s)$	2,438	3,048	3,623	4,250	4,860	5,536
$J (\omega = 4000 \text{ v/p})$	0,144	0,180	0,214	0,251	0,287	0,327



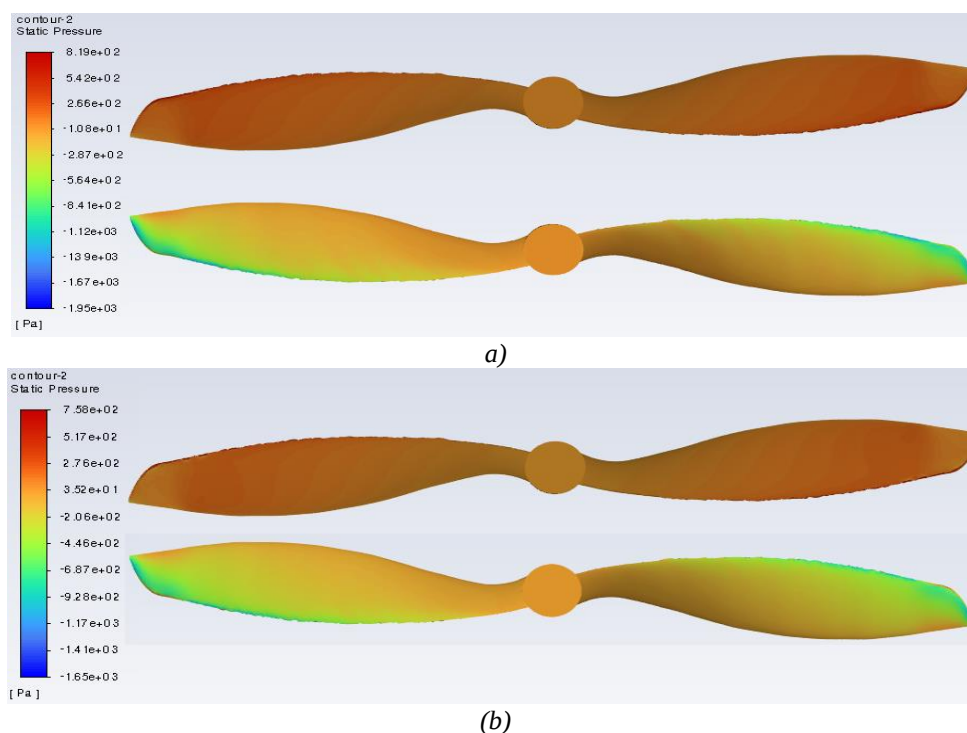
Hình 4. Kết quả mô phỏng và thực nghiệm tại vận tốc góc 3000 vòng/phút, a) hệ số lực kéo, b) hệ số công suất, c) hiệu suất

Có thể thấy rằng, sự sai khác giữa kết quả thực nghiệm và mô phỏng tại vận tốc góc 3000 v/p (Hình 4) là không đáng kể khi sai số lớn nhất có giá trị dưới 3%, do vậy có thể sử dụng mô hình tính toán này cho các vận tốc góc khác của cánh quạt. Các kết quả trên Hình 4 và Hình 5 cũng cho thấy rằng, khi hệ số J tăng lên thì hệ số lực kéo, công suất giảm theo hàm tuyến tính còn hiệu suất tăng theo hàm tuyến tính. Có thể giải thích hiện tượng trên như sau, khi vận tốc chuyển động tịnh tiến theo phương thẳng đứng của cánh quạt tăng lên, góc tấn thực tế giữa dòng khí và các biên dạng của cánh quạt giảm đi dẫn tới lực nâng giảm theo hàm tuyến tính nên lực kéo cũng như hệ số công suất cũng giảm do nó là hệ quả của tổng hợp lực nâng các biên dạng cánh. Ngoài ra, khi vận tốc cánh quạt tăng lên, hệ số công suất và lực kéo, tuy nhiên hiệu suất gần như không thay đổi.



Hình 5. Kết quả mô phỏng tại vận tốc góc 3000 vòng/phút và 4000 vòng/phút, a) hệ số lực kéo, b) hệ số công suất, c) hiệu suất

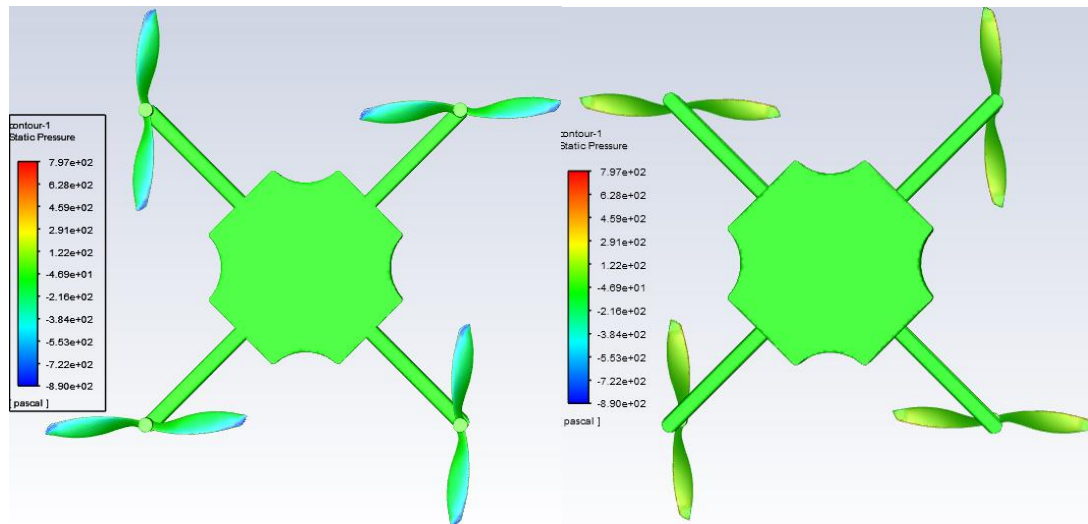
3.2. Phân bố áp suất



Hình 6. Phân bố áp suất tại mặt dưới, mặt trên của cánh quạt tại vận tốc góc 3000 v/p, a) vận tốc tịnh tiến $V = 0$ m/s (bay treo), b) vận tốc tịnh tiến $V = 2.44$ m/s ($J = 0.192$)

Có thể thấy rằng, chênh áp trong trường hợp bay treo lớn hơn rõ rệt (2700 Pa) so với trường hợp bay lên với vận tốc $V = 2,44 \text{ m/s}$ (2400 Pa), cho nên lực nâng trong trường hợp bay treo sẽ lớn hơn trong trường hợp bay lên với vận tốc $V = 2,44 \text{ m/s}$ (Hình 6).

Ngoài ra, nhóm tác giả tiến hành khảo sát các đặc trưng khí động lực học của quadrotor với hệ 4 cánh quạt APC 10x7 SF và thân với hình dạng hình học đơn giản trong chế độ bay treo. Hình 6 chỉ ra phân bố áp suất dư tại mặt trên và mặt dưới của quadrotor trong chế độ bay treo. Có thể thấy rằng phân bố áp suất dư tại mặt trên cũng như mặt dưới của 4 cánh quạt là giống nhau. Tương tự như đối với trường hợp chỉ có 1 cánh quạt, áp suất dư tại mặt dưới của 4 cánh quạt lớn hơn áp suất dư tại mặt trên nên xuất hiện lực kéo hướng từ dưới lên trên trong chế độ bay treo của quadrotor (Hình 7). Ngoài ra, ta cũng thấy rằng thân của quadrotor gần như không đóng vai trò đáng kể trong việc tạo ra lực kéo do chênh lệch áp suất giữa mặt dưới và mặt trên của thân không rõ rệt, do vậy trong trường hợp này ta có thể bỏ qua ảnh hưởng của thân khi nghiên cứu các đặc trưng khí động lực học của quadrotor mà không làm ảnh hưởng rõ rệt đến kết quả tính toán.



Hình 7. Phân bố áp suất dư tại mặt trên (trái) và mặt dưới (phải) của quadrotor trong chế độ bay treo

4. Kết luận

Trong bài báo này, nhóm tác giả đã tiến hành nghiên cứu và phân tích các đặc trưng khí động lực học của cánh quạt APC 10x7 SF cũng như hệ 4 cánh quạt và thân của quadrotor. Qua những kết quả thu được ở trên, bài báo có thể đưa ra kết luận như sau:

Đối với 2 vận tốc góc 3000 v/p và 4000 v/p, hệ số lực kéo C_T , hệ số công suất C_p của cánh quạt giảm theo hàm tuyến tính của J , trong khi đó hệ số hiệu quả η tăng theo hàm tuyến tính của J .

Với cùng một hệ số J , khi vận tốc quay của cánh quạt tăng lên thì hệ số lực kéo C_T , hệ số công suất C_p tăng lên, nhưng hệ số hiệu quả η gần như không thay đổi.

Trong chế độ bay treo và vận tốc góc 3000 v/p, hệ số lực kéo C_T , hệ số công suất C_p của từng cánh quạt trong hệ 4 cánh quạt giảm đi so với hệ số lực kéo của cánh quạt đơn lẻ do có sự tương tác khí động giữa các cánh quạt với nhau. Việc nghiên cứu cụ thể hiện tượng tương tác khí động giữa các cánh quạt sẽ được tiến hành trong những nghiên cứu tiếp theo.

TÀI LIỆU THAM KHẢO/ REFERENCES

- [1] N. Muchiri and S. M. Kimathi, "A Review of Applications and Potential Applications of UAV," *Proc. Sustain. Res. Innov. Conf.*, 2016, pp. 280-283.

-
- [2] Hwang, Je Young, Min Kyu Jung, and Oh Joon Kwon. "Numerical study of aerodynamic performance of a multirotor unmanned-aerial-vehicle configuration." *Journal of Aircraft*, vol. 52, no. 3, pp. 839–846, 2015.
- [3] M. Misirowski, F. Gandhi, and A.A. Oberai, "A Computational Study on Rotor Interactional Effects for a Quadcopter in Edgewise Flight," *AIAA Journal*, vol. 57, no. 12, pp. 5309-5319, 2019.
- [4] S. Yoon, H.C. Li, and T.H. Pulliam, "Computational analysis of multi-rotor flows," in *54th AIAA aerospace sciences meeting*, 2016, Art. no. 0812.
- [5] P.V. Diaz and S. Yoon, "High-Fidelity Computational Aerodynamics of Multi-Rotor Unmanned Aerial Vehicles," *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018, Art. no. 1266.
- [6] H.A. Kutty and P. Rajendran, "3D CFD simulation and experimental validation of small APC slow flyer propeller blade," *Aerospace*, vol. 4, no. 1, 2017, Art. no. 10.
- [7] E. V. Loureiro, "Evaluation of low fidelity and CFD methods for the aerodynamic performance of a small propeller," *Aerospace Science and Technology*, vol. 108, 2021, Art. no. 106402.
- [8] D. Ji, R. Wang, Y. Zhai, and H. Gu, "Dynamic modeling of quadrotor AUV using a novel CFD simulation," *Ocean Engineering*, vol. 237, 2021, Art. no. 109651.
- [9] Y. Zhu, Q. Guo, Y. Tang, X. Zhu, Y. He, H. Huang, and S. Luo, "CFD simulation and measurement of the downwash airflow of a quadrotor plant protection UAV during operation," *Computers and Electronics in Agriculture*, vol. 201, 2022, Art. no. 107286.
- [10] T. Oktay, and Y. Eraslan, "Computational fluid dynamics (Cfd) investigation of a quadrotor UAV propeller," in *International Conference on Energy, Environment and Storage of Energy*, 2020, pp. 1-5.
- [11] S. P. Yeong, and S. S. Dol, "Aerodynamic Optimization of Micro Aerial Vehicle," *Journal of Applied Fluid Mechanics*, vol. 9, no. 5, pp. 2111-2121, 2016.
- [12] T. D. Pham, N. T. Dang, and V. U. Pham, "Simulation of aerodynamic interaction between main rotor and helicopter body," (in Vietnamese), *Journal of Science and Technique*, vol. 13, no. 04, pp. 80-88, 2018.
- [13] J. B. Brandt, R. W. Deters, G. K. Ananda, O. D. Dantsker, and M. S. Selig, "UIUC propeller data site," [Online]. Available: <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>. [Accessed March 18, 2023].
- [14] B. E. Launder and D. B. Spalding, "The numerical computation of turbulent flows," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 3, no. 2, pp. 269–289, 1974.
- [15] B. E. Launder and B. I. Sharma, "Application of the Energy Dissipation Model of Turbulence to the Calculation of Flow Near a Spinning Disc," *Letters in Heat and Mass Transfer*, vol. 1, no. 2, pp. 131–138, 1974.