

# NGHIÊN CỨU ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG CỦA MẪU MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI

## DYNAMICS CHARACTERIZATION STUDY OF UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) CONFIGURATION

Nguyễn Trọng Khuyên<sup>1</sup>,  
Phạm Văn Duy<sup>2</sup>, Trần Thế Hùng<sup>3,\*</sup>

DOI: <http://doi.org/10.57001/huiv5804.2024.270>

### TÓM TẮT

Bài báo khảo sát về đặc điểm khí động cho mô hình máy bay không người lái (UAV) cỡ nhỏ. Cụ thể, sự ảnh hưởng của góc tấn tới đến lực cản, lực nâng khí động được tập trung nghiên cứu; các trường dòng chảy, áp suất, ma sát xung quanh mô hình được trình bày một cách chi tiết và cụ thể trong bài báo. Các kết quả nghiên cứu cho thấy lực nâng có xu hướng tăng dần theo góc tấn trong dải từ 0 đến 15°. Tuy nhiên, có xuất hiện các vùng tách dòng cục bộ từ góc tấn 5° trở lên tại gốc cánh - nơi kết nối giữa thân và cánh máy bay. Kết quả của nghiên cứu này có thể ứng dụng để thử nghiệm, chế tạo thực nghiệm các loại UAV có kích thước tương đương.

**Từ khóa:** Góc tấn, khí động lực, hệ số lực nâng và cản khí động, UAV.

### ABSTRACT

Research article on aerodynamic characteristics of small unmanned aerial vehicle (UAV) model. The change in angle of attack leads to aerodynamic drag and lift; velocity, pressure, and skin friction around the model change, those parameters are clearly presented in the paper. Research results show that lift force tends to increase gradually with angle of attack in the range from 0 to 15°. However, local flow separation areas appear from angle of attack 5° or more at the wing root - where the connection between fuselage and wings. The results of this study can be applied to test and experimentally manufacture UAVs with similar profiles.

**Keywords:** Angle of attack, aerodynamic, lift and drag coefficient, UAV.

<sup>1</sup>Viện Tự động hóa Kỹ thuật quân sự

<sup>2</sup>Viện Cơ khí động lực, Đại học Bách khoa Hà Nội

<sup>3</sup>Khoa Hàng không Vũ trụ, Học viện Kỹ thuật Quân sự

\*Email: tranthehung\_k24@lqdtu.edu.vn

Ngày nhận bài: 02/01/2024

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 20/3/2024

Ngày chấp nhận đăng: 27/8/2024

### 1. GIỚI THIỆU

Máy bay không người lái (UAV) là một loại máy bay được điều khiển từ xa hoặc tự điều khiển có thể mang theo camera, cảm biến, thiết bị truyền thông hoặc các hàng hóa khác. Tất cả các hoạt động bay đều được thực hiện mà không cần có phi công trên máy bay. Chúng thực hiện các nhiệm vụ mà không gây rủi ro cho con người và hiệu quả chi phí thấp hơn so với các hệ thống có người lái tương tự. Với sự phát triển của khoa học công nghệ, UAV được nghiên cứu, chế tạo và sử dụng rộng rãi hiện nay [1-3]. Các yếu tố chính trên một thiết kế UAV phụ thuộc vào mục tiêu, yêu cầu và nhiệm vụ khác nhau bao gồm: chi phí sản xuất, hiệu suất bay, trọng lượng bay, kích thước, ngoại hình, khả năng sản xuất, khả năng bảo trì, khả năng tái chế, tính cơ động,...

Tuy được phát triển mạnh mẽ trong giai đoạn gần đây, các tham số khí động đặc trưng của UAV riêng biệt thường không được công bố. Đây chính là trở ngại lớn nhất cho những nhà thiết kế, sản xuất UAV hiện nay. Do vậy, việc phát triển các dữ liệu, nghiên cứu hiểu sâu hơn về cấu trúc dòng chảy, các đặc tính động của UAV có vai trò quan trọng, giúp cung cấp ngân hàng dữ liệu đủ lớn phục vụ cho quá trình chế tạo sau này. Trong các UAV thường được sử dụng, Heron UAV được phát triển bởi Israel cho thấy nhiều ưu điểm. Đây là UAV cỡ nhỏ, mang hệ thống cảm biến phục vụ trinh sát từ xa. Mặc dù được ứng dụng trong quân sự của nhiều nước, các tham số khí động đặc trưng của UAV này chưa được công bố.

Mô phỏng số trong CFD là một phương pháp rất mạnh được sử dụng và ứng dụng rộng rãi trong các lĩnh vực công nghiệp đặc biệt là hàng không vũ trụ do chi phí để mô phỏng thực nghiệm lĩnh vực này rất cao. Phương

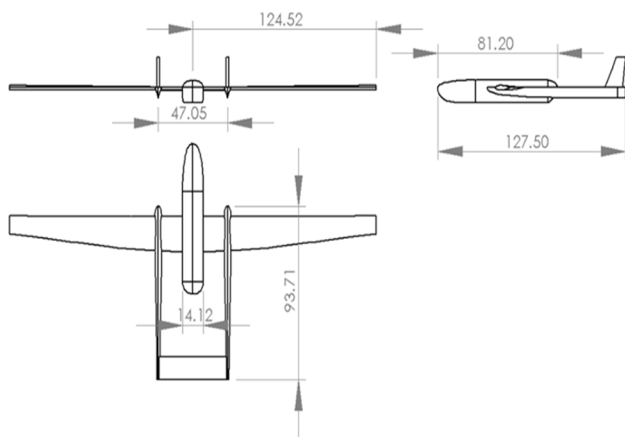
pháp trung bình theo Reynolds (Reynolds-Averaged Navier-Stokes - RANS) là một phương pháp số hóa trong lĩnh vực động lực học chất lỏng và chất khí được đa số các nhà nghiên cứu tin tưởng và sử dụng. Trong nghiên cứu của Trần Thế Hùng và cộng sự đã cho thấy RANS có khả năng phân tích khá tốt về giá trị lực cản, phân bố áp suất trên bề mặt mô hình và trường dòng chảy quanh mô hình dạng đối xứng [4, 5]. Đồng thời, RANS cho phép mô tả hiện tượng dòng trung bình tại mũi đầu đạn dòng trên âm [6]. Lê Đình Anh và cộng sự sử dụng RANS trong nghiên cứu dòng xâm thực [7, 8]. Các nghiên cứu trên cho thấy, khi được hiệu chỉnh phù hợp, các kết quả của RANS có thể dự đoán được xu thế lực khí động và dòng chảy quanh mô hình [9].

Nghiên cứu này được công bố với mục đích phân tích sâu vào các khía cạnh của khí động mô hình UAV Heron, một mô hình được sử dụng rộng rãi hiện nay. Bằng sử dụng phương pháp thể tích hữu hạn, dòng chảy trên và quanh mô hình, phân bố áp suất cũng được đưa ra. Từ đó, nghiên cứu đưa ra một số kết luận, khuyến cáo, nhằm phục vụ cho việc chế tạo và cải tiến thiết bị bay không người lái tương tự.

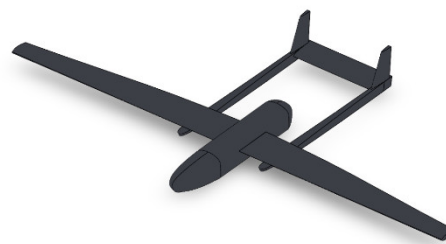
## 2. MÔ HÌNH MÔ PHỎNG VÀ ĐIỀU KIỆN TÍNH TOÁN

### 2.1. Mô hình nghiên cứu

Các tham số hình học của máy bay không người lái (UAV) được mô tả trên Hình 1. Đây là dạng UAV cỡ nhỏ, cánh có độ giãn dài lớn, hai thân. Do không có dữ liệu về biên dạng cánh, nên bài báo sử dụng cánh có biên dạng kiểu NACA 0012 cho cả cánh nâng và cánh ổn định. Đặc trưng về hình học của UAV được chỉ ra trên hình 1. Mô hình hình học gần giống với UAV nguyên bản, được đưa xây dựng và đưa vào các phần mềm tính toán khí động chuyên dụng. Trong nghiên cứu hiện tại, phần mềm Ansys Fluent 2023R1 được sử dụng.



a) Thông số 2D mô hình

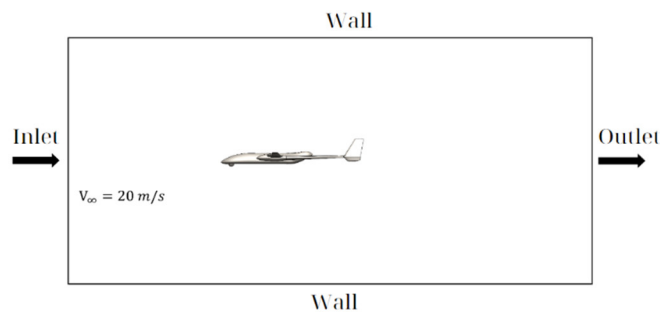


b) Mô hình 3D thiết kế

Hình 1. Thông số thiết kế của mô hình nghiên cứu

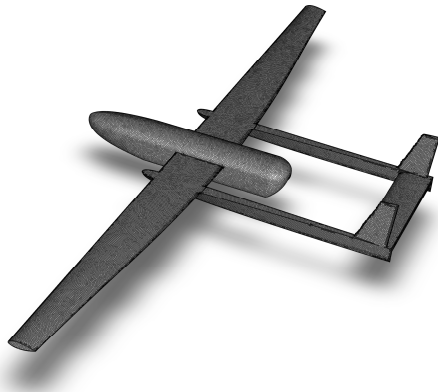
### 2.2. Điều kiện biên và lưới tính toán

Nhằm phục vụ cho tính toán khí động, quanh mô hình được chia vùng tính toán. Vùng này là một hình hộp chữ nhật, có không gian chiều dài, rộng và cao đủ lớn để mô tả được đầy đủ các hiện tượng dòng chảy trên mô hình. Đầu vào được chọn là vận tốc Inlet với  $V = 20\text{m/s}$ . Số Reynolds tương ứng là  $3,3 \cdot 10^5$ . Đầu ra là áp suất ra. Các mặt còn lại và trên mô hình được chọn là tường. Góc tấn được thay đổi từ  $0 - 15^\circ$ , do máy bay hoạt động trong vùng vận tốc nhỏ và tránh hiện tượng thất tốc. Các kết quả tính toán trước đây cho cánh NACA 0012 cũng cho thấy vùng thất tốc chưa xuất hiện ở dải vận tốc này.

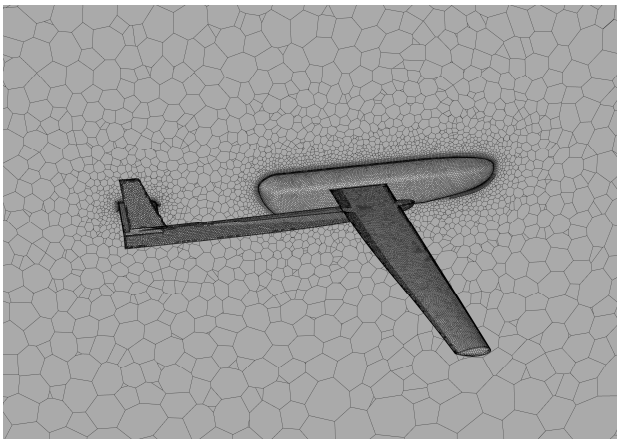


Hình 2. Vùng tính toán

Lưới dạng poly-hexcore được sử dụng cho tính toán. Lưới có cấu trúc hỗn hợp, trong đó vùng sát mô hình có dạng phi cấu trúc, giúp bám sát bề mặt mô hình. Đồng thời, vùng xa mô hình được chia thành dạng cấu trúc. Điều này giúp giảm kích thước lưới và thời gian tính toán, nhưng vẫn đảm bảo chính xác được kết quả mô phỏng. Ngoài ra, để mô tả chính xác lớp biên quanh vật, 10 lớp lưới với kích thước nhỏ được xây dựng sát mô hình. Lớp lưới đầu tiên có kích thước  $10^{-4}\text{m}$ . Với điều kiện tính toán của bài, giá trị  $y^+$  cực đại bằng 5. Kết quả đo Orthogonal quality cho giá trị bằng 0,5, cho thấy chất lượng lưới tốt, đủ điều kiện để chạy mô phỏng. Đặc tính lưới trên bề mặt mô hình và vùng bao quanh mô hình có thể quan sát cụ thể trên hình 3.



a) Lưới trên bề mặt UAV



b) Lưới xung quanh mô hình UAV

Hình 3. Lưới tính toán thiết lập cho mô hình

### 2.3. Mô hình tính và điều kiện biên

Mô hình trung bình Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) được sử dụng trong nghiên cứu này. Trong mô hình này, phương trình Navier-Stokes được trung bình theo thời gian. Các thành phần thay đổi như động năng chảy rối, ứng suất Reynolds được mô tả thành các hàm. Điều này có nghĩa là mô hình này chỉ tập trung vào các đặc tính dừng của dòng chảy và bỏ qua các dao động theo thời gian. Tuy nhiên, với các cải tiến hiện tại và các mô hình lớp biên được đề xuất phù hợp, RANS cho kết quả tương đối chính xác với dòng trung bình, và được tập trung sử dụng bởi một số tác giả trong thời gian gần đây. Hệ phương trình Navier-Stokes sau khi đã được trung bình theo Reynolds được biểu diễn dưới đây [10]:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho u_i'' u_j'') \end{cases} \quad (1)$$

Trong đó  $i, j = 1, 2, 3$  là ba hướng;  $u_i$  tương ứng là vận tốc trung bình theo ba phương;  $p$  là áp suất chất lưu, còn  $\rho$  tương ứng là mật độ không khí. Cần chú ý rằng, do xét

ở điều kiện vận tốc thấp, nên phương trình năng lượng được bỏ qua trong nghiên cứu.

Mô hình k- $\omega$  SST được sử dụng trong tính toán này nhằm tính tới các đặc trưng của dòng rối. Mô hình này được đề xuất bởi Wilcox và đồng nghiệp [11] nhằm tính toán hai tham số là động năng chảy rối  $k$  và độ tiêu tán năng lượng  $\omega$ . Ở đây, hai phương trình được bổ sung. Khác với các mô hình khác, mô hình k- $\omega$  SST kết hợp giữa mô hình rối k- $\epsilon$  cho dòng xa mô hình và mô hình k- $\omega$  cho dòng sát lớp biên. Điều này giúp giảm đáng kể tài nguyên của máy tính và thời gian tính toán. Hai phương trình đặc trưng cho  $k$  và  $\omega$  được biểu diễn như sau [10]:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j k)}{\partial x_j} = P + \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = & \frac{\gamma P}{v_t} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (3)$$

Với  $v_t$  là hệ số nhớt động học:

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a, \omega; \Omega F_2)}$$

Thuật toán SIMPLE cho dòng không nén, dưới âm được áp dụng. Đạo hàm của vận tốc, áp suất và các tham số khác được lựa chọn dạng bậc 2. Hình 2 trình bày sơ đồ vùng tính toán. Bảng 1 trình bày các điều kiện biên của dòng khí và quá trình tính toán.

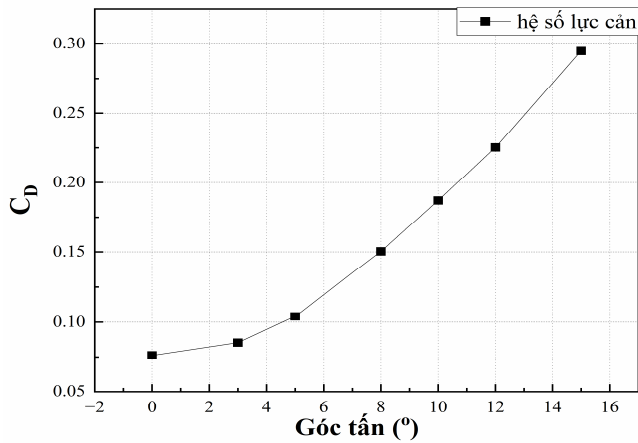
Bảng 1. Điều kiện tính toán

Mô hình dòng rối	k- $\omega$ SST
Biên tường bao quanh mô hình	Không trượt (no slip)
Sơ đồ thuật giải	SIMPLE
Vi phân các thành phần	Second Order Upwind
Độ chảy rối đầu vào	10%
Vận tốc dòng khí vào	$V = 20\text{m/s}$ , $Re = 3,3 \cdot 10^5$
Số Reynolds	$3,3 \cdot 10^5$

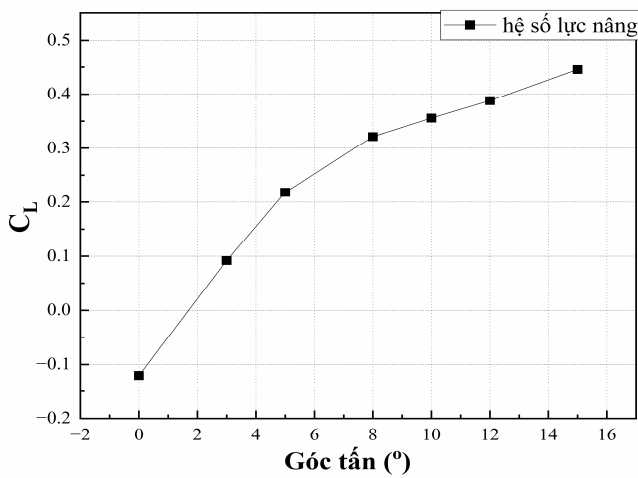
## 3. KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN

### 3.1. Kết quả lực khí động

Kết quả của hệ số lực cản và lực nâng thay đổi theo góc tấn được thể hiện trên hình 4. Có thể thấy rằng, khi góc tấn tăng, cả hai lực này đều có xu hướng tăng. Đồng thời sự thay đổi lực nâng không tuyến tính theo góc tấn. Điều này có thể giải thích là do số Reynolds thấp  $Re = 3,3 \cdot 10^5$  nên có sự thay đổi của dòng khí qua cánh nâng của máy bay. Đồng thời, kết quả cho thấy chưa xảy ra hiện tượng thất tốc trong dải bay với góc tấn  $0^\circ - 15^\circ$ .



a) Lực cản



b) Lực nâng

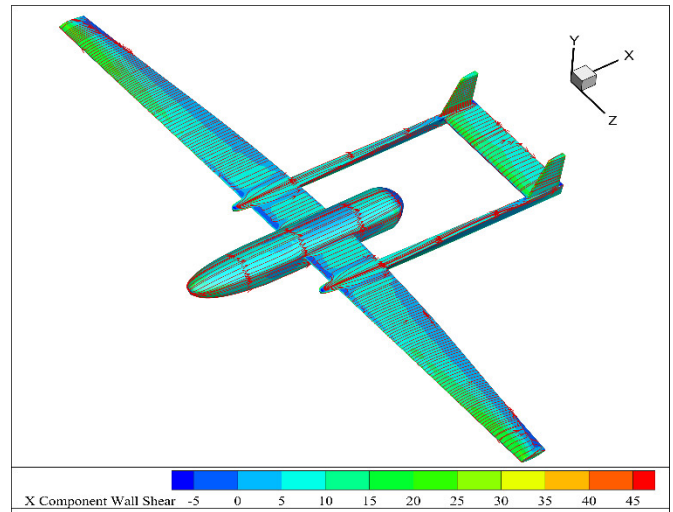
Hình 4. Sự thay đổi lực cản và lực nâng theo góc tấn

### 3.2. Dòng chảy xung quanh mô hình

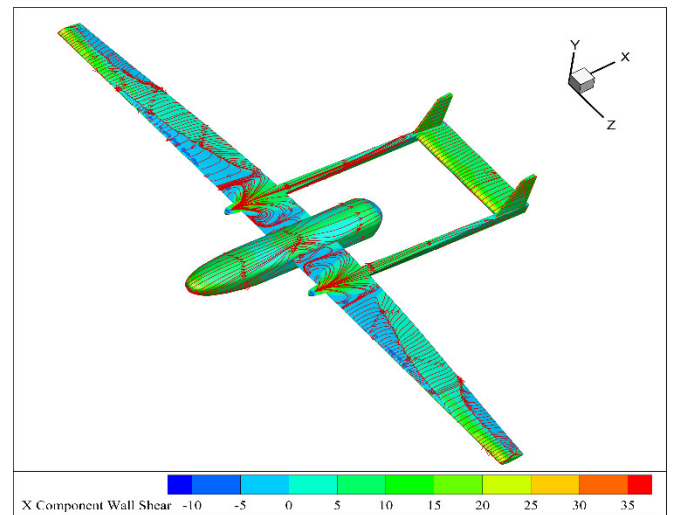
Cánh chính là bộ phận tạo ra lực nâng của máy bay và để hiểu rõ hơn về đặc tính dòng chảy của cánh chính, phân bố trường ma sát và đường dòng tạo bởi trường ma sát trên thân được biểu thị tại hình 5. Các kết quả chỉ ra rằng tại góc tấn bằng 5°, trên cánh nâng đã hình thành các vùng tách dòng cục bộ. Vùng tách dòng cục bộ này hình thành đầu tiên ở gốc cánh và vùng tiếp xúc giữa thân và cánh. Ngoài do ảnh hưởng của dòng tới, sự giao thoa giữa thân và cánh cũng là nguyên nhân dẫn tới sự thay đổi dòng chảy trên cánh và thân. Tại góc tấn lớn, vùng xoáy trở nên rõ rệt hơn cùng với sự thay đổi cấu trúc dòng trên thân. Tại mép ngoài của cánh, dòng chảy có sự thay đổi đáng kể ở góc tấn lớn. Tuy nhiên, tại góc tấn nhỏ, thiết kế cánh khá tốt trong việc giảm xoáy mép ngoài của cánh.

Hình 6 trình bày dòng chảy và vận tốc theo phương X trên bề mặt cắt ngang của mô hình. Quan sát được rằng, các trường dòng khá tương đồng nhau và không có hiện tượng tách dòng trên thân khi góc tấn thay đổi. Cấu trúc

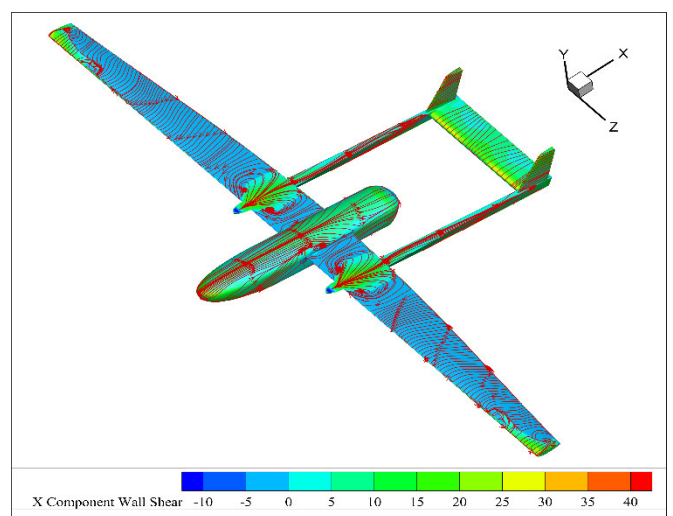
xoáy phía sau thân với vùng vận tốc thấp được ghi nhận. Cấu trúc này có xu hướng dịch chuyển xuống dưới khi tăng góc tấn.



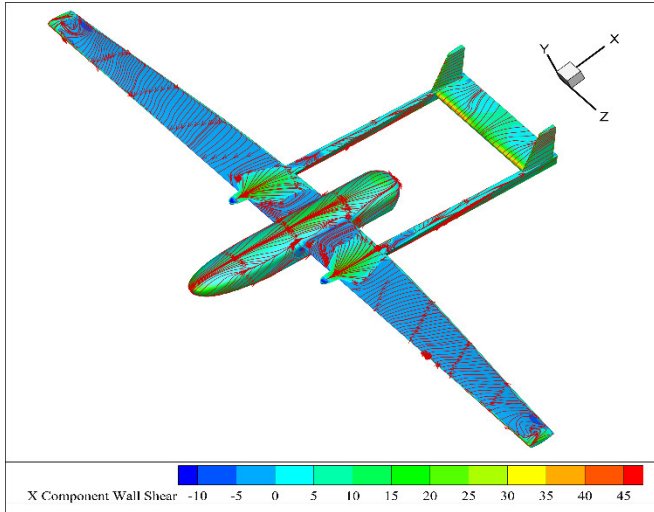
a) 0°



b) 5°

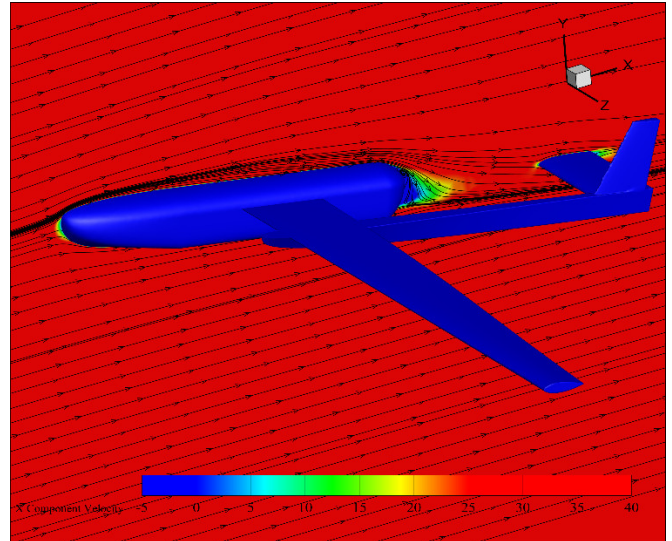


c) 10°

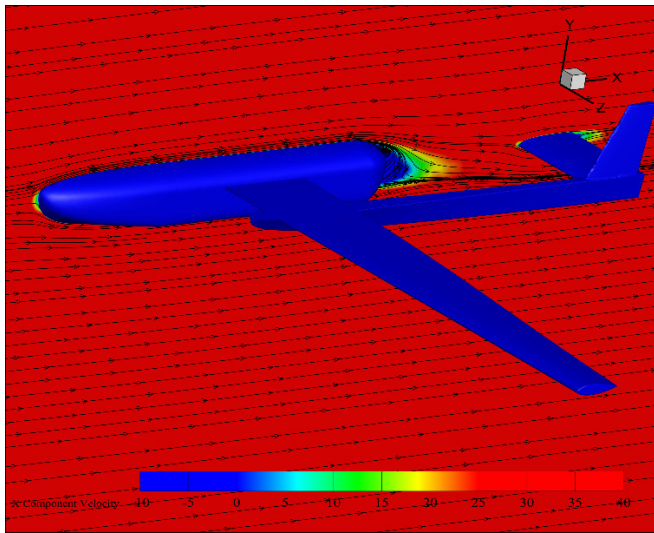


d) 15°

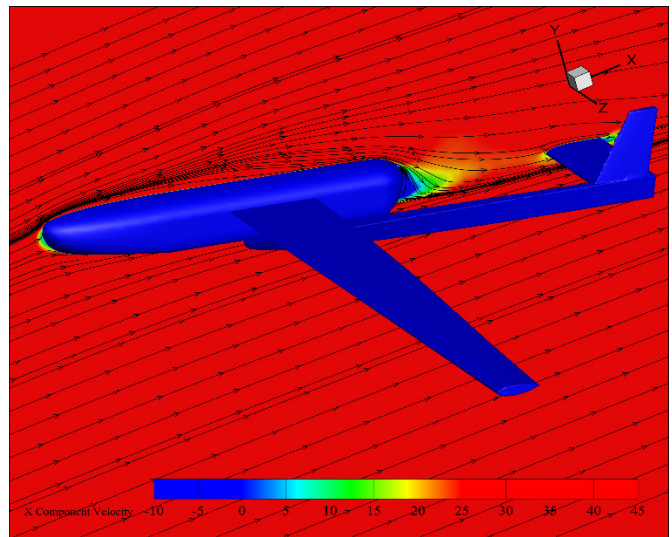
Hình 5. Ma sát bề mặt tại các giá trị khác nhau của góc tấn



c) 10°

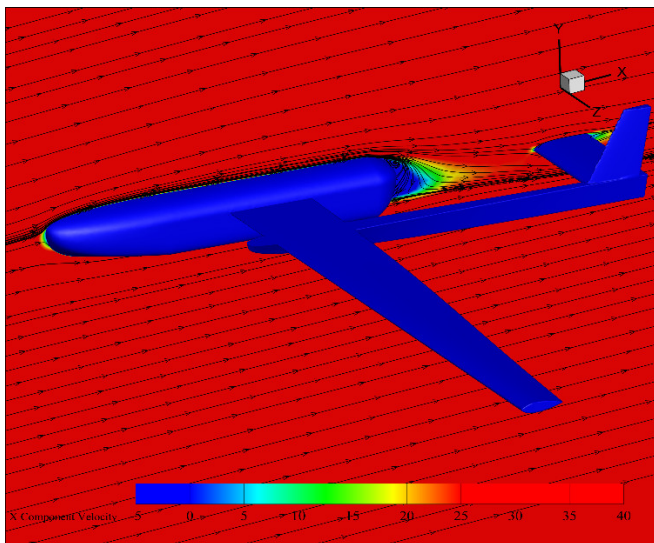


a) 0°

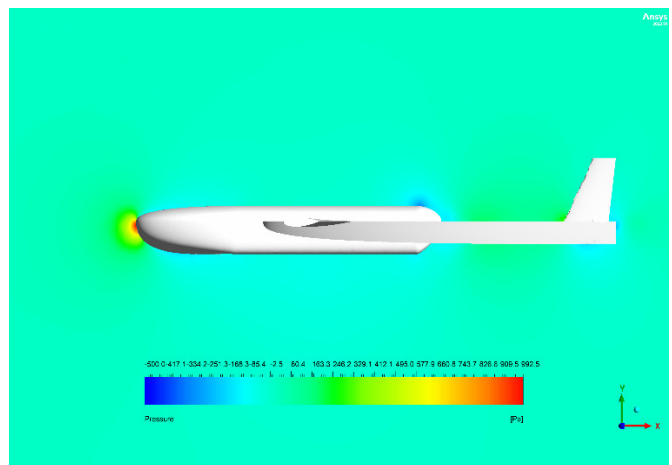


d) 15°

Hình 6. Trường vận tốc và đường dòng chảy trên mặt đối xứng của máy bay

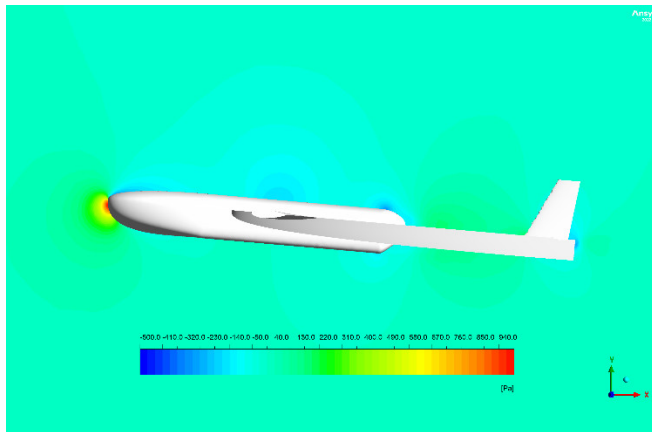


b) 5°

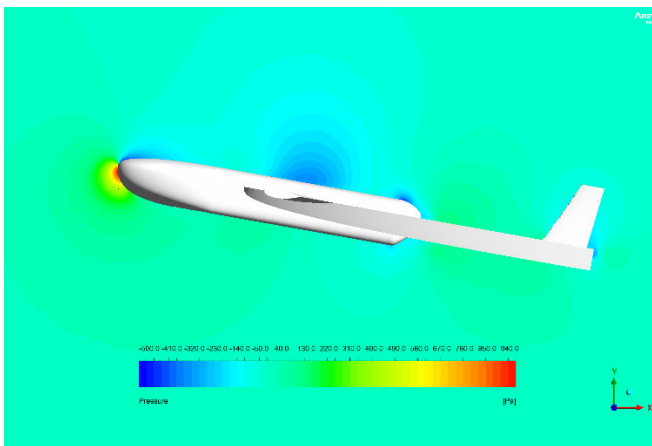


a) 0°

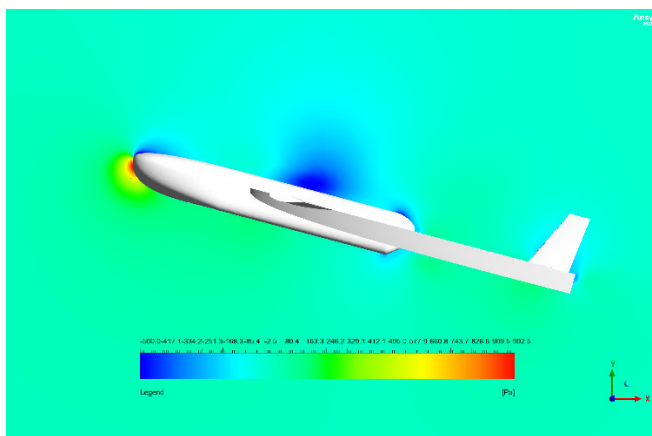
### 3.3. Áp suất ảnh hưởng bởi góc tấn



b) 5°



c) 10°



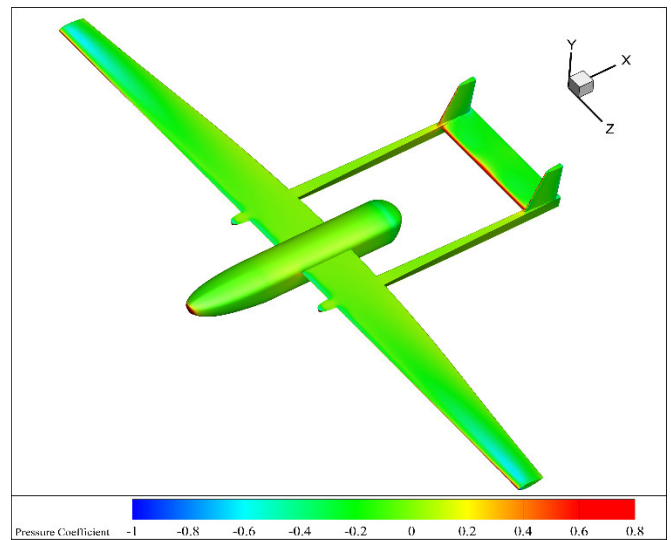
d) 15°

Hình 7. Áp suất xung quanh mô hình UAV

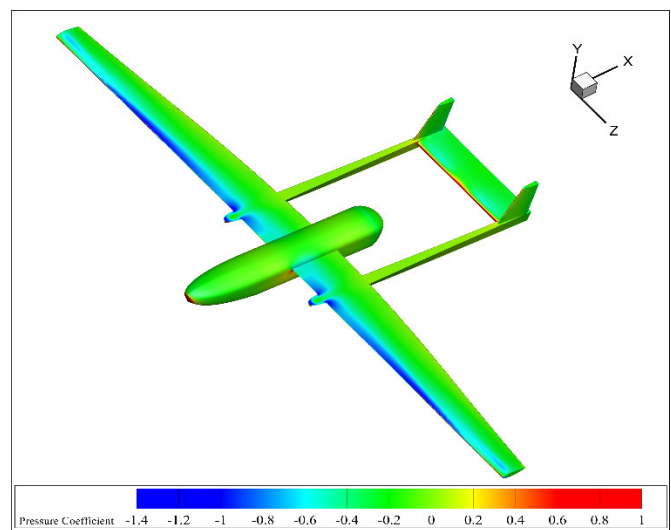
Cấu trúc về các vùng áp suất thấp quanh mô hình trong mặt phẳng đối xứng cho các trường hợp góc tấn khác nhau được thể hiện trên hình 7. Kết quả chỉ ra rằng, vùng áp suất thấp xuất hiện tại góc tấn lớn và xuất hiện chủ yếu tại gờ trước và gần mặt trên của cánh. Việc hình thành các vùng áp suất thấp với cấu trúc xoáy không ổn định ảnh hưởng đáng kể tới độ bền kết cấu và tính ổn định của mô hình [12]. Do vậy, các khuyến cáo ở đây là

cần hạn chế bay ở góc tấn quá lớn. Với mô hình trên, UAV hoạt động trong dải góc tấn từ 0 tới 5° là hợp lý.

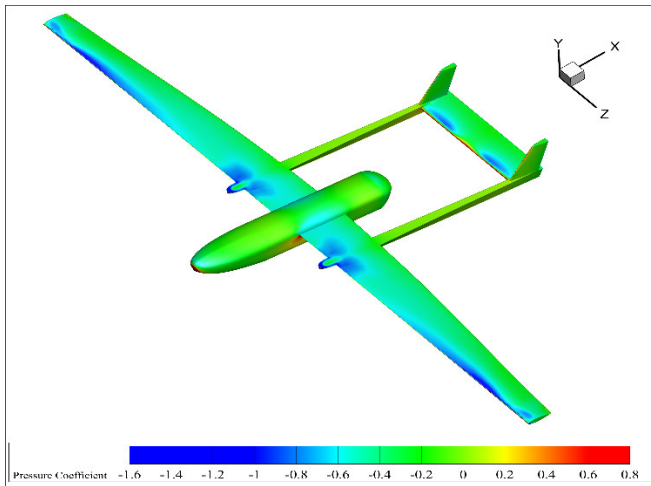
Đối với mỗi giá trị của góc tấn thì giá trị phân bố của áp suất lại khác nhau, điều đó được thể hiện tại hình 8 biểu diễn trên mặt trên của mô hình. Khi góc tấn bằng không, vùng áp suất thấp chủ yếu xuất hiện trên thân và vùng cánh nâng quanh thân, giúp tạo ra lực nâng đủ lớn cho mô hình. Mặc dù dòng chảy tại mép ngoài ít bị ảnh hưởng bởi xoáy mép ngoài (theo hình ảnh trường ma sát), áp suất tăng đáng kể. Với cánh sau, do áp suất trên bề mặt cánh lớn, nên cánh chủ yếu có tác dụng cân bằng. Khi tăng góc tấn, phân bố áp suất có sự thay đổi đáng kể. Tại góc tấn 15°, áp suất tại mặt trên của cánh trở nên nhỏ và có sự phân bố không đồng đều. Đặc biệt, vùng áp suất thấp xuất hiện cả ở mép ngoài cánh nâng và mép trước cánh ổn định. Các vùng áp suất này có thể sinh lực làm ảnh hưởng tới cấu trúc của máy bay.



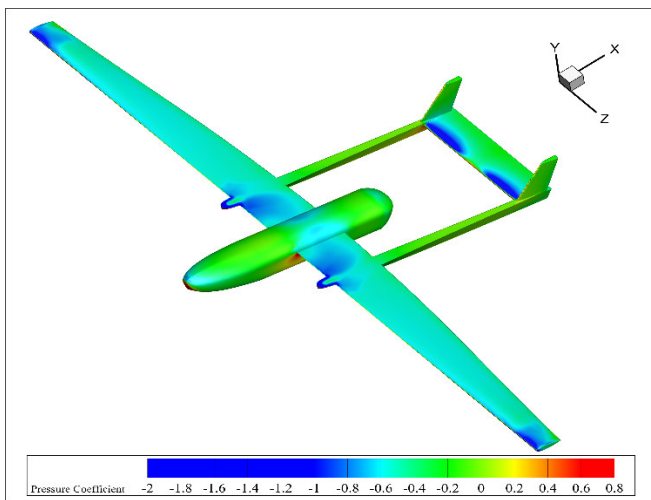
a) 0°



b) 5°



c) 10°



d) 15°

Hình 8. Hệ số áp suất trên mô hình UAV

**4. KẾT LUẬN**

Phân tích khí động mẫu UAV dạng heron điển hình được trình bày bằng phương pháp mô số trong nghiên cứu trên. Góc tấn được thay đổi từ 0 tới 15° nhằm khảo sát ảnh hưởng của nó lên đặc tính khí động của mô hình. Các kết quả tính toán cho thấy lực nâng tăng khi góc tấn tăng trong dải từ 0° đến 15°. Các cấu trúc dòng chảy trên thân và cánh được hiển thị rõ rệt và khác nhau tại mỗi góc tấn khác nhau. Xảy ra tách dòng trên bề mặt cánh chính ở góc tấn 15° cùng với sự hình thành các vùng áp suất thấp tại vùng liên kết thân - cánh và mép ngoài cánh nâng. Các kết quả khuyến cáo máy bay nên bay ở góc tấn từ 0 tới 5° để tránh các bất lợi sinh ra do sự hình thành vùng áp suất thấp. Mặc dù mới chỉ dừng lại ở mô phỏng số, các kết quả nghiên cứu có thể dùng làm cơ sở cho quá trình thiết kế, chế tạo UAV sau này. Các nghiên cứu cho mô hình thực phục vụ cho việc chế tạo, thử nghiệm sẽ được thực hiện trong thời gian tới.

**LỜI CẢM ƠN**

Phạm Văn Duy trong nhóm tác giả được tài trợ bởi Chương trình học bổng đào tạo thạc sĩ, tiến sĩ trong nước của Quỹ đổi mới sáng tạo Vingroup (VINIF), mã số VINIF.2023.ThS.026.

**TÀI LIỆU THAM KHẢO**

[1]. S. J. Lu, et al., "Investigating the Role of Meteorological Factors in the Vertical Variation in PM2.5 by Unmanned Aerial Vehicle Measurement," *Aerosol Air Qual. Res.*, 19, 7, 1493-1507, 2019. doi: 10.4209/aaqr.2018.07.0266.

[2]. P. Panagiotou, K. Yakinthos, "Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs," *Aerosp. Sci. Technol.*, 99, 105575, 2020. doi: 10.1016/j.ast.2019.105575.

[3]. Z. R. Peng, D. Wang, Z. Wang, Y. Gao, S. Lu, "A study of vertical distribution patterns of PM2.5 concentrations based on ambient monitoring with unmanned aerial vehicles: A case in Hangzhou, China," *Atmos. Environ.*, 123, 357-369, 2015. doi: 10.1016/j.atmosenv.2015.10.074.

[4]. T. H. Tran, H. Q. Dinh, H. Q. Chu, V. Q. Duong, C. Pham, V. M. Do, "Effect of boattail angle on near-wake flow and drag of axisymmetric models: a numerical approach," *J. Mech. Sci. Technol.*, 35, 2, 563-573, 2021. doi: 10.1007/s12206-021-0115-1.

[5]. T. H. Tran, C. T. Dao, D. A. Le, T. M. Nguyen, "Numerical study for flow behavior and drag of axisymmetric boattail models at different Mach number," in *Regional Conference in Mechanical Manufacturing Engineering*, 729-741, 2022.

[6]. V. M. Do, T. H. Tran, X. S. Bui, D. A. Le, "Influence of Spike-Nosed Length on Aerodynamic Drag of a Wing-Projectile Model," *Adv. Mil. Technol.*, 17, 1, 33-45, 2022.

[7]. A. D. Le, H. Phan Thanh, H. Tran The, "Assessment of a Homogeneous Model for Simulating a Cavitating Flow in Water Under a Wide Range of Temperatures," *J. Fluids Eng.*, 143, 10, 101204, 2021. doi: 10.1115/1.4051078.

[8]. A. D. Le, T. H. Tran, "Improvement of Mass Transfer Rate Modeling for Prediction of Cavitating Flow," *J. Appl. Fluid Mech.*, 15, 2, 551-561, 2022.

[9]. C. D. Argyropoulos, N. C. Markatos, "Recent advances on the numerical modelling of turbulent flows," *Appl. Math. Model.*, 39, 2, 693-732, 2015. doi: 10.1016/j.apm.2014.07.001.

[10]. F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA J.*, 32, 8, 1598-1605, 1994.

[11]. D. C. Wilcox, *Turbulence modeling for CFD*, vol. 2. DCW industries La Canada, CA, 1998.

[12]. M. S. Genç, I. Karasu, H. Hakan Açikel, "An experimental study on aerodynamics of NACA2415 aerofoil at low Re numbers," *Exp. Therm. Fluid Sci.*, 39, 252-264, 2012. doi: 10.1016/j.expthermflusci.2012.01.029.

**AUTHORS INFORMATION**

**Trong Khuyen Nguyen<sup>1</sup>, Van Duy Pham<sup>2</sup>, The Hung Tran<sup>3</sup>**

<sup>1</sup>Control, Automation in Production and Improvement of Technology Institute, Vietnam

<sup>2</sup>School of Mechanical Engineering, Hanoi University of Science and Technology, Vietnam

<sup>3</sup>Faculty of Aerospace Engineering, Le Quy Don Technical University, Vietnam