

Xây dựng mô hình mô phỏng chong chóng máy bay không người lái trong điều kiện Reynolds thấp

- Phan Quốc Thiện¹
- Ngô Khánh Hiếu²

¹Công ty DFM-Engineering, Việt nam

²Bộ môn Kỹ thuật Hàng không, Trường Đại học Bách khoa, ĐHQG-HCM

(Bài nhận ngày 30 tháng 10 năm 2015, hoàn chỉnh sửa chữa ngày 10 tháng 11 năm 2015)

TÓM TẮT

Trong khi có rất nhiều nghiên cứu liên quan đến chong chóng cho máy bay ở điều kiện môi trường rối cao thì những nghiên cứu cho chong chóng máy bay ở Reynold thấp cho những máy bay mô hình hay UAV lại ít được chú trọng. Tuy nhiên có rất nhiều chong chóng lại được sử dụng cho mục đích này. Trong bài báo này chúng tôi sẽ xây dựng mô hình mô phỏng cho chong chóng ở

điều kiện hệ số Reynold dưới 100.000 ở số vòng quay thấp hơn 10.000 vòng/phút dựa trên đặc tính hình học của mặt cắt chong chóng tại 75% chiều dài lá cánh, phân bố góc xoắn và chiều dài cung cánh sử dụng phần mềm nguồn mở OpenFOAM. Kết quả mô phỏng được so sánh với thực nghiệm để chuẩn hóa mô hình tính toán.

Từ khóa: Chong chóng máy bay không người lái, mô hình rối, OpenFOAM.

1. GIỚI THIỆU

Những chong chóng cỡ nhỏ hoạt động ở điều kiện hệ số Reynold thấp ngày càng đóng vai trò quan trọng trong các thiết kế liên quan đến các dạng bay tự động không người lái hay drone. Đặc tính những chong chóng này có chút khác biệt so với các chong chóng đồng dạng nhưng có kích thước lớn. Theo những nghiên cứu dựa trên thực nghiệm của Durand [1], những chong chóng có đường kính từ 9-14 inch sẽ có hiệu suất thấp hơn khoảng 7% đến 15% so với các chong chóng có đường kính khoảng 36 inch nhưng có cùng tỉ lệ góc xoắn theo đường kính. Và có nhiều nghiên cứu khác cũng chỉ ra những ứng xử khác biệt ở

Reynold thấp của chong chóng và đó cũng chính là lý do chúng tôi tiến hành những nghiên cứu trên các chong chóng này.

Trong bài báo này chúng tôi sẽ trình bày mô hình mô phỏng số đặc tính hoạt động của chong chóng máy bay không người lái ở dãy Reynolds thấp dưới 10^5 , và áp dụng mô hình đưa ra cho chong chóng Master Airscrew E9×6 (một dòng chong chóng phổ biến hiện nay cho các máy bay không người lái loại nhỏ sử dụng động cơ điện). Kết quả mô phỏng số thu được có so sánh với kết quả thực nghiệm để đánh giá độ tin cậy của mô hình mô phỏng số đề xuất.

Trong bài viết này, mô hình mô phỏng số sử dụng phần mềm mã nguồn mở OpenFOAM v2.4.

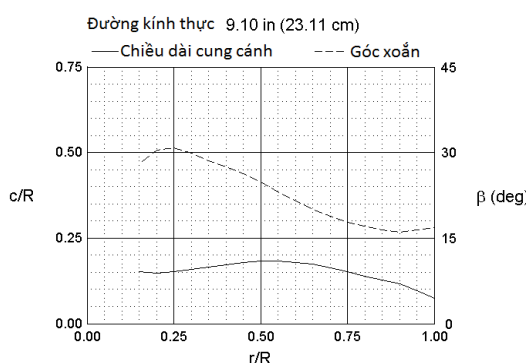
2. MÔ TẢ VẤN ĐỀ

Quá trình mô phỏng bắt đầu bằng việc xây dựng mô hình số của chong chóng trên máy tính. Hình học thật của chong chóng Master Airscrew E9×6 được mô tả như hình dưới đây.



Hình 1. Chong chóng Master Airscrew E9×6

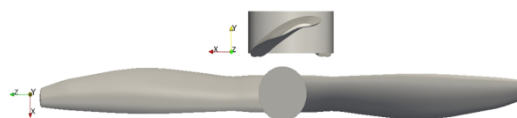
Đặc trưng hình học của chong chóng này được biểu diễn bởi phân bố chiều dài dây cung (c) và góc xoắn (β) của từng phần tử cách theo vị trí bán kính (r) của phần tử xét với R là bán kính của chong chóng. Hình 2 thể hiện đặc trưng hình học của chong chóng Master Airscrew E9×6 (MA E9×6) được công bố bởi Trường Illinois [2].



Hình 2. Đặc trưng hình học của chong chóng Master Airscrew E9×6

Dựa trên đặc trưng hình học của chong chóng này nhóm tác giả đã xây dựng hình học tương ứng trên máy tính bằng phần mềm CAD. Khó khăn lớn nhất trong quá trình dựng lại hình học của chong chóng trên máy tính đó là xác định đúng biên dạng của phần tử cánh của chong chóng ở từng vị trí bán kính xét. Để giải quyết

vấn đề này biên dạng tại vị trí 75% bán kính tính từ tâm trên chong chóng được chọn làm biên dạng cánh đặt trung theo đó phân bố dây cung cánh (c) và phân bố góc xoắn (β) tại mỗi vị trí bán kính (r) được đảm bảo đúng với phân bố thực tế của chong chóng (xem hình 2). Biên dạng của chong chóng Master Airscrew E9×6 được khảo sát bằng phương pháp quét không tiếp xúc với máy quét NextEngine 3D Scanner [3] và được phân tích hình học để kiểm chứng với phân bố của Trường Illinois [2] đưa ra ở hình 1. Hình 3 biểu diễn mô hình chong chóng sau khi được dựng trên máy tính.



Hình 3. Mô hình 3D của chong chóng MA E9×6

3. QUY TRÌNH MÔ PHỎNG SỐ ĐỀ XUẤT CHO CHONG CHÓNG MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI Ở DẪY REYNOLDS THẤP

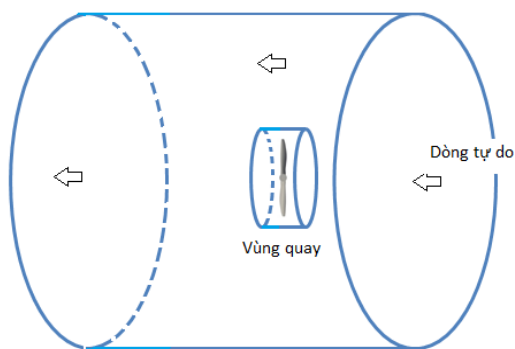
Quy trình mô phỏng số đặc tính của chong chóng bắt đầu bằng việc xác định miền tính toán và chia lưới.

Miền tính toán được miêu tả trong hình 4. Miền tính này tương tự với việc mô phỏng biên dạng cánh với việc lấy chiều dài đặc trưng là đường kính của chong chóng. Theo đó, đường kính miền mô phỏng tối thiểu bằng 10 lần đường kính chong chóng. Đầu vào của dòng khí tự do nên cách chong chóng một khoảng ít nhất là 10 lần đường kính, còn ngõ ra của dòng lưu chất nên cách chong chóng một khoảng ít nhất là 20 lần đường kính chong chóng [4].

Việc mở rộng miền tính sẽ hạn chế được ảnh hưởng của điều kiện biên trong bài toán mô phỏng. Tuy nhiên tăng thể tích của miền sẽ làm tăng độ lớn của lưới làm tăng thời gian chạy bài toán trên máy tính.

Bài toán mô phỏng chuyển động quay của chong chóng trong không khí nên kỹ thuật được áp dụng trong bài viết này là kỹ thuật phân tích

miền tính thành nhiều vùng khác nhau (Multi Reference Frame) tương ứng với phương trình vật lý khác nhau. Bài toán tính (steady) lưới sẽ không chuyển động trượt lên nhau giữa vùng quay tức vùng có chứa chong chóng và phần còn lại nhưng trong vùng này phương trình động lượng⁽¹⁾ sẽ được cộng thêm một thành phần tác động của lực Coriolis do chuyển động quay gây ra.



Hình 4. Miền mô phỏng số của chong chóng MA E9x6

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho \vec{v} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) + \rho \left[\vec{\omega} \times (\vec{v} - \vec{v}_t) \right] = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \vec{F} \quad (1)$$

Thành phần gia tốc Coriolis là: $\vec{\omega} \times (\vec{v} - \vec{v}_t)$

Phương trình bảo toàn khối lượng⁽²⁾ vẫn tương tự như các phương trình Navier Stoke thông thường:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (2)$$

Với:

$\vec{v}$: vận tốc tuyệt đối

$\vec{v}_t$: vận tốc tương đối tham chiếu là vùng quay

$\vec{v}_e$: vận tốc tịnh tiến của vùng quay

$\vec{\omega}$: vận tốc quay

$\vec{r}$: bán kính quay

ρ : mật độ khối lượng lưu chất

P : áp suất

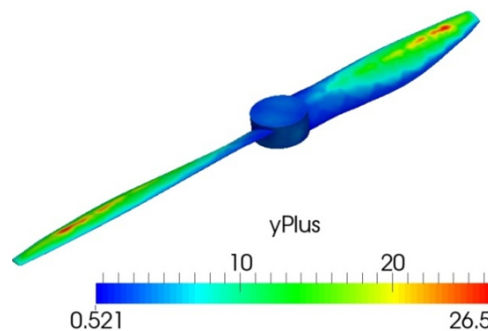
$\vec{\tau}$: ứng suất nhớt

$\vec{F}$: ngoại lực

Do đặc tính hoạt động của chong chóng của máy bay không người lái ở dãy Reynolds thấp nên mô hình rối được chọn trong bài viết là mô hình Spalart Allmaras [5]. Theo đó, chong chóng được mô phỏng ở vận tốc quay 5000 vòng/phút và 6000 vòng/phút lần lượt với các dòng chuyển động 5 m/s, 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s và 30 m/s (ứng với dãy Reynolds từ 5×10^4 đến 7×10^4).

4. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG SỐ ĐẶC TÍNH HOẠT ĐỘNG CỦA CHONG CHÓNG MASTER AIRSCREW E9x6

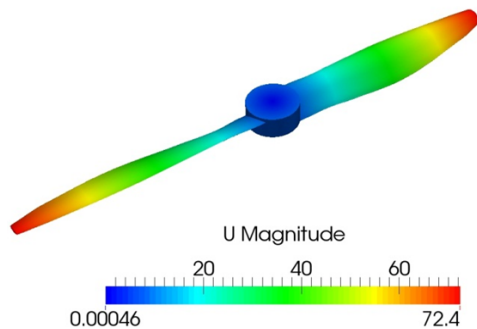
Hệ số Y+ thể hiện độ chính xác của mô hình tường trong ứng xử của lớp biên bên trên bề mặt của chong chóng. Trong OpenFoam giới hạn cho phép của nó là 300. Kết quả mô phỏng số thu được cho trường hợp có độ rối cao nhất tương ứng với vận tốc quay 6000 vòng/phút và vận tốc dòng tự do là 30 m/s (xem hình 5) giá trị Y+ lớn nhất ghi nhận là 26.5. Như vậy ứng xử lớp biên phù hợp.



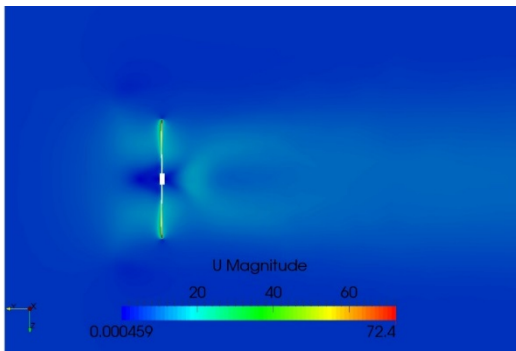
Hình 5. Phân bố của Y+ trên kết quả mô phỏng số của chong chóng MA E9x6 ở vận tốc quay 6000 vòng/phút

Chong chóng quay tương ứng với vùng lưới quay. Do đó phân bố vận tốc trên bề mặt sẽ tăng tuyến tính từ tâm ra đến đầu mút. Hình 6 thể hiện trường vận tốc phân bố khi chong chóng quay ở vận tốc 6000 vòng/phút.

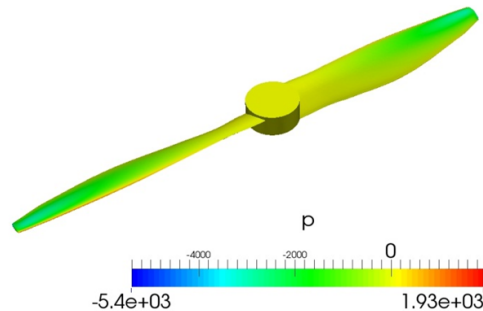
Hình 7 và hình 8 lần lượt thể hiện phân bố vận tốc và phân bố áp suất quanh chong chóng MA E9×6 ở vòng quay là 6000 vòng/phút với vận tốc dòng là 20 m/s.



Hình 6. Phân bố vận tốc trên chong chóng MA E9×6 ở vận tốc quay 6000 vòng/phút



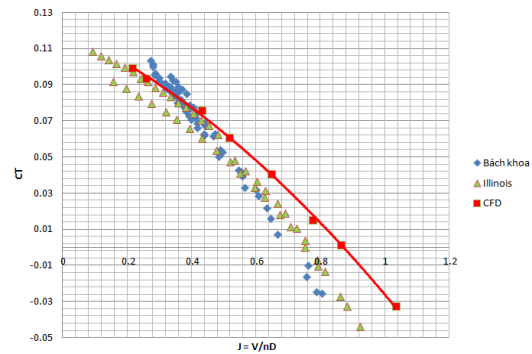
Hình 7. Phân bố vận tốc quanh chong chóng MA E9×6 ở vận tốc quay 6000 vòng/phút khi vận tốc dòng là 20 m/s



Hình 8. Phân bố áp suất quanh chong chóng MA E9×6 ở vận tốc quay 6000 vòng/phút khi vận tốc dòng là 20 m/s

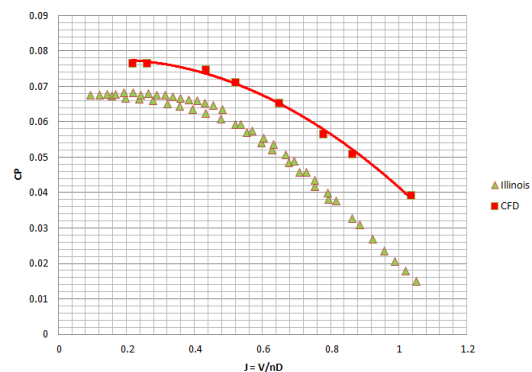
Hình 9 thể hiện đặc tính lực đẩy của chong chóng MA E9×6 thông qua hệ số lực đẩy (C_T) thu

được từ mô phỏng số. Kết quả mô phỏng số được so sánh với kết quả thực nghiệm của chong chóng này được tiến hành trong ống khí động học hiện có ở Bộ môn Kỹ thuật Hàng không, Đại học Bách khoa [6][7], và với kết quả công bố bởi Đại học Illinois [1][8].



Hình 9. Hệ số lực đẩy của chong chóng MA E9×6 theo mô phỏng số và theo thực nghiệm

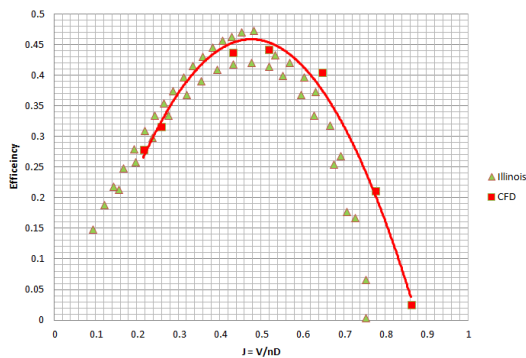
Hình 10, hình 11 thể hiện kết quả hệ số công suất và hiệu suất của chong chóng MA E9×6 có được từ mô phỏng số và kết quả thực nghiệm công bố bởi Đại học Illinois.



Hình 10. Hệ số công suất của chong chóng MA E9×6 theo mô phỏng số và theo thực nghiệm

Kết quả so sánh hệ số lực đẩy CT theo hệ số tiến J (với $J = V/nD$, trong đó V là vận tốc dòng vào, n là số vòng quay của chong chóng trong một giây, D là đường kính của chong chóng) được biểu diễn ở Hình 9 cho thấy độ chính xác của kết quả mô phỏng khá cao, sai số trong khoảng từ 2% đến dưới 10% khi chong chóng hoạt động ở điều kiện mà hệ số tiến nhỏ trong

khoảng 0.2 đến 0.5; khi hệ số tiến tăng lên thì sai lệch càng lớn.



Hình 11. Hiệu suất của chong chóng MA E9×6 theo mô phỏng số và theo thực nghiệm

Đối với hệ số công suất (C_P) thì giá trị mô phỏng số cao hơn hẳn giá trị thực nghiệm. Điều này có thể được lý giải do với hệ số tiến lớn, vận tốc tương đối của dòng khí so với bề mặt chong chóng tăng cao đồng thời góc tới phần tử cánh của chong chóng cũng nhỏ hơn. Do đó chỉ một thay đổi nhỏ trong phân bố biên dạng cánh đều dẫn đến sự khác biệt trong kết quả. Hiện tại trong bài viết này, mô hình của chong chóng MA E9×6 được xây dựng với biên dạng tại vị trí 0.7R là đặc trưng (đặc trưng hình học của biên dạng này như bề dày, độ cong biên dạng sẽ được giữ nguyên cho mọi vị trí bán kính của chong chóng). Thực tế thì ở vùng gần gốc thì bề dày của biên dạng chong chóng sẽ có xu hướng tăng, độ cong của biên dạng của chong chóng sẽ có xu hướng giảm. Ngược lại ở vùng gần mũi thì bề dày và độ cong của biên dạng của chong chóng đều có xu hướng giảm.

Sự khác biệt trong mô hình MA E9×6 mô tả ở trên là nguyên nhân dẫn đến sự gia tăng hệ số

lực đẩy (C_T) và hiệu suất của chong chóng ở vùng J cao; cũng như sự tăng hệ số công suất (C_P) giữ kết quả mô phỏng số và kết quả thực nghiệm. Và sự khác biệt này hoàn toàn có thể giải quyết được khi xây dựng mô hình mô phỏng số của chong chóng sát với mô hình thực tế của nó.

Về tổng thể, có thể nhận thấy kết quả mô phỏng số với mô hình Spalart Allmaras [4] thực thi trên nền OpenFOAM đề xuất trong bài viết này đã phản ánh được đúng đặc tính hoạt động của chong chóng khi áp dụng với mô hình của chong chóng Master Airscrew E9×6. Mô hình đề xuất hoàn toàn có thể áp dụng cho các chong chóng máy bay không người lái loại nhỏ khác hoạt động ở dãy Reynolds thấp, cũng như được phát triển tiếp để cải thiện độ chính xác của kết quả mô phỏng.

5. KẾT LUẬN

Bài báo đã xây dựng được mô hình mô phỏng số cho chong chóng mô hình ở dòng có độ rối thấp. Tuy kết quả chưa thật sự chính xác trong điều kiện vận tốc và tốc độ vòng quay cao, nhưng mô hình tính toán số đề xuất đã cho kết quả phản ánh đúng đặc tính hoạt động của chong chóng khi áp dụng cho chong chóng Master Airscrew E9×6. Và mô hình số đề xuất có thể được triển khai cho các chong chóng khác.

Mặc khác, để cải thiện độ tin cậy của kết quả thu được từ mô hình số đề xuất trong bài viết này đặc tính hình học của mô hình chong chóng mô phỏng nên bám sát đặc tính hình học thực tế của chong chóng. Điều này có thể thực hiện được với phương án sử dụng máy quét không tiếp xúc và kỹ thuật xử lý đám mây điểm quét để dựng lại mô hình chong chóng trên máy tính với độ chính xác cao hơn. Kết quả sẽ được trình bày trong những nghiên cứu tiếp theo.

On modeling of a small UAV's propeller for CFD simulation in low Reynolds numbers

- Phan Quoc Thien¹

- Ngo Khanh Hieu²

¹DFM-Engineering Ltd.

²Department of Aerospace Engineering, Ho Chi Minh city University of Technology, VNU-HCM

ABSTRACT

While there are many studies related to propeller in high turbulent environment conditions, the studies on propeller at low Reynold for model aircraft or UAV get little attention. However there are many propeller is used for this condition. In this article, we will build simulation process for propeller in conditions of below 100,000 Reynold and

rotating speed lower than 10,000 rpm. The propeller geometry is created in computer based on real propeller properties at sections at 75% propeller blade length. OpenFOAM, an opened source software, is used. The simulation results were compared with experimental data to verify.

Key words: UAV propeller, turbulent model, OpenFOAM

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Durand, W. F., *Experimental research on air-propeller*, NACA Report n°.141, 1923.
- [2]. Brandt, J. B. and Selig, M. S., *Small-scale propeller performance at low speeds – Online Database*, <http://www.ae.illinois.edu/m-selig/props/propDB.html>, 2010.
- [3]. Ngô Khánh Hiếu, Đặng Quốc Bảo, Phạm Minh Vương, *Xây dựng hình học và mô hình lưới cho mô phỏng dòng chuyển động qua chong chóng máy bay mô hình*, Tạp chí khoa học công nghệ giao thông vận tải, số 8-9, 2013.
- [4]. Nguyễn Anh Thi, “*Tính toán số động lực học lưu chất*”, Nhà Xuất Bản Đại học Quốc gia TPHCM, 2011.
- [5]. Teymour Javaherchi, *Review of Spalart-Allmaras Turbulence Model and its Modifications*, 2010.
- [6]. Ngô Khánh Hiếu, Huỳnh Thiện Lộc, *Propeller's static thrust measurement for small UAVs*, Tạp chí Khoa học Công nghệ Giao thông vận tải, số 12, 2014.
- [7]. Ngô Khánh Hiếu, Phạm Quốc Hưng, *Khảo sát thực nghiệm đặc tính lực đẩy của chong chóng máy bay mô hình*, Tạp chí Khoa học Công nghệ Giao thông vận tải, số 5-6, 2013.
- [8]. Merchant, M. P., *Propeller performance measurements for low Reynolds number unmanned aerial vehicle applications*, Master's thesis, Kansas, 2005.