

Nghiên cứu đặc tính khí động lực học của rotor đôi

Đặng Trung Duẩn, Vũ Ngọc Ánh*

Tóm tắt—Bài báo này thảo luận về lý thuyết kết hợp giữa lý thuyết động lượng (Momentum theory) và phương pháp phần tử cánh (Blade Element theory) cho rotor đôi. Phương pháp này cho ra được các kết quả đầy đủ về phân bố tỉ số dòng vào, phân bố góc tấn dọc theo bán kính rotor cũng như các kết quả về hệ số lực đẩy, hệ số công suất cũng như hiệu suất hoạt động của rotor đôi một cách đầy đủ. Tỷ số dòng vào cho tầng rotor trên được áp dụng như đối với rotor đơn, trong khi tỷ số dòng vào cho tầng rotor dưới được chia thành hai vùng: chịu và không chịu ảnh hưởng bởi dòng từ rotor trên. Các kết quả được dẫn dắt với giả thuyết dòng từ tầng rotor trên phát triển hoàn toàn và vùng co thắt cực đại xuất hiện trước khi vào tầng rotor dưới. Hàm hao hụt Prandtl cũng được hiệu chỉnh cho vùng chuyển giao trên tầng rotor dưới giữa vùng chịu và không chịu ảnh hưởng bởi tầng rotor trên. Kết quả hiệu chỉnh và tính toán cho các hệ số lực đẩy, công suất, tỷ số dòng vào và hiệu suất của rotor đôi cho thấy sự phù hợp kết quả thực nghiệm. Từ những kết quả của phương pháp kết hợp phương pháp động lượng và phần tử cánh (Blade Element Momentum Theory - BEMT), một giải thuật tối ưu hiệu suất rotor đôi sẽ được trình bày. Giải thuật tối ưu này áp dụng cho rotor xoắn tuyến tính để tìm ra phân bố góc xoắn mang lại hiệu suất cao nhất cho rotor đôi.

Từ khóa—Rotor đôi, lý thuyết kết hợp, BEMT, tối ưu, hiệu chỉnh, hiệu suất.

Ký hiệu

A	Diện tích rotor (cho 1 rotor)
A_c	Diện tích dòng sau ảnh hưởng lên rotor dưới
C	Chiều dài dây cung cánh
C_d	Hệ số lực cản
C_{d_0}	Hệ số lực cản khi lực nâng bằng 0

Ngày nhận bản thảo: 07-3-2017; Ngày chấp nhận đăng: 07-8-2017; ngày đăng: 30-12-2018

Nghiên cứu được tài trợ bởi Trường Đại học Bách Khoa - ĐHQG-HCM trong khuôn khổ Đề tài mã số T-KTGT-2017-60.

Đặng Trung Duẩn, Vũ Ngọc Ánh - Khoa Kỹ Thuật Giao Thông, Trường Đại Học Bách Khoa, Đại học Quốc Gia TP. Hồ Chí Minh (e-mail: vungocanh@hcmut.edu.vn).

C_l	Hệ số lực nâng
C_{l_α}	Độ dốc đường lực nâng
C_T	Hệ số lực đẩy
C_{T_u}	Hệ số lực đẩy của rotor phía trên
C_{T_d}	Hệ số lực đẩy của rotor phía dưới
C_p	Hệ số công suất của rotor
C_{p_i}	Hệ số lực công suất cảm sinh của rotor
C_{p_0}	Hệ số công suất hình dạng
$C_{p_{iU}}$	Hệ số công suất cảm sinh của rotor trên
$C_{p_{iL}}$	Hệ số công suất cảm sinh của rotor dưới
$C_{p_{oL}}$	Hệ số công suất hình dạng của rotor dưới
$C_{p_{oU}}$	Hệ số công suất hình dạng của rotor trên
C_Q	Hệ số moment xoắn
F	Hàm mất áp tại đỉnh rotor
FM	Hệ số chất lượng
FM_d	Hệ số chất lượng của rotor dưới
FM_u	Hệ số chất lượng của rotor trên
N_b	Số lá cánh của từng rotor
P	Công suất của rotor
P_u	Công suất của rotor trên
P_d	Công suất của rotor dưới
r	Khoảng cách bán kính vô thứ nguyên
R	Bán kính rotor
T	Lực đẩy rotor
T_u	Lực đẩy rotor trên
T_d	Lực đẩy rotor dưới
Q	Moment xoắn của rotor
v_h	Vận tốc cảm sinh của rotor khi bay treo
V_∞	Vận tốc dòng tự do
V_c	Vận tốc bay leo
V_i	Vận tốc cảm sinh của rotor
v_u	Vận tốc cảm sinh của rotor dưới
W	Vận tốc dòng trượt sau
W	Trọng lực của tác động lên rotor
θ	Góc đặt cánh của rotor

θ_u	Góc đặt cánh của rotor trên
θ_1	Góc đặt cánh của rotor dưới
ϕ	Góc dòng vào
r_t	Non-dimensional root loss along blade
r_c	Non-dimensional boundary location vena contracta
κ	Hệ số công suất cảm sinh
κ_{int}	Hệ số đan xen công suất cảm sinh
λ	Tỉ số vận tốc dòng vào
λ_∞	Tỉ số vận tốc dòng tự do
λ_u	Tỉ số vận tốc đầu vào của rotor trên
λ_1	Tỉ số vận tốc đầu vào của rotor dưới
ρ	Khối lượng riêng của không khí
σ	Độ che phủ của rotor
Ω	Vận tốc góc của rotor

1 GIỚI THIỆU

Rotor đôi đã xuất hiện trong đầu thế kỷ XIX. Mẫu thiết kế rotor đôi sớm nhất xuất phát từ ý tưởng của Bright ở năm 1861 và mô hình của d'Amécourt năm 1862 và các mẫu thực nghiệm được Igor Sikorsky chế tạo năm 1910. Mẫu trực thăng sử dụng rotor đôi chở người đầu tiên được phát triển bởi Emile Berliner, Corradino d'Ascanio, và Louis Breguet năm 1930.

Rotor đôi được đề cập trong nghiên cứu này là loại rotor có hai tầng cánh quay ngược chiều nhau. Do chúng được đặt đồng trục nên hoạt động của hai rotor sẽ gây ảnh hưởng qua lại lẫn nhau. Vì lý do đó nên đặc tính khí động lực học qua rotor đôi rất phức tạp. Tuy nhiên rotor đôi có những ưu điểm vượt trội so với rotor đơn như: ổn định hơn, linh động hơn, nếu cùng nâng tải trọng như nhau thì kích thước rotor đôi sẽ nhỏ hơn và máy bay trực thăng sử dụng hệ thống rotor đôi không cần rotor đuôi.

2 LÝ THUYẾT ĐỘNG LƯỢNG CHO ROTOR ĐÔI

Đầu tiên, lý thuyết động lượng cho rotor đôi sẽ được trình bày tóm lược, vì đây là lý thuyết nền tảng cho việc phân tích rotor. Lý thuyết động lượng được xây dựng dựa trên các định luật bảo toàn về khối lượng, động lượng và năng lượng của dòng khí qua một thể tích kiểm soát gắn với rotor. Để đơn giản hóa thì lý thuyết này tính toán trong giả thuyết dòng khí không nhớt, không nén được, và hiệu suất rotor được thể hiện thông qua hệ số chất lượng của rotor, FM.

Áp dụng lý thuyết động lượng cho rotor đôi theo bốn trường hợp: Trường hợp 1: hai rotor quay trên

cùng một mặt phẳng và cho ra lực đẩy như nhau; Trường hợp 2: hai rotor quay trên cùng một mặt phẳng và cân bằng moment với nhau; Trường hợp 3: hai rotor tạo ra lực đẩy như nhau, và rotor dưới đặt ở vùng dòng sau co thắt cực đại của rotor trên; Trường hợp 4: hai rotor cân bằng moment với nhau, và rotor dưới đặt ở vùng dòng sau của rotor trên co thắt cực đại.

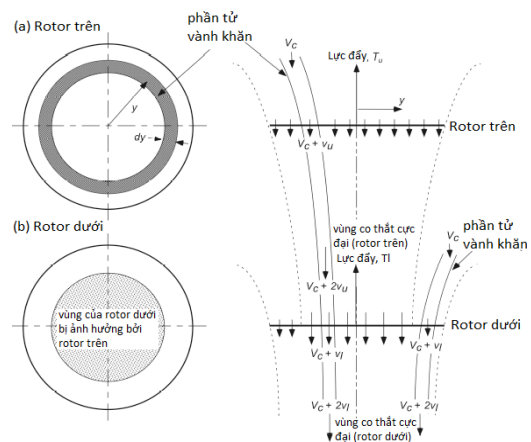
So với trường hợp hai rotor hoạt động riêng lẻ thì trường hợp hai rotor quay đồng trục thì công suất cảm sinh lớn hơn do các rotor trong rotor đôi khi hoạt động sẽ ảnh hưởng qua lại lẫn nhau. κ_{int} là hệ số đan xen công suất cảm sinh thể hiện tỉ số giữa công suất cảm sinh của hai rotor khi chúng hoạt động ở trạng thái rotor đôi và khi chúng hoạt động riêng lẻ. Đối với bốn trường hợp của phương pháp động lượng đã nêu thì hệ số κ_{int} sẽ có các giá trị khác nhau và được thể hiện trong bảng 1.

Bảng 1. Hệ số công suất cảm sinh trong bốn trường hợp [2]

Trường hợp	Hệ số đan xen công suất cảm sinh, κ_{int}
1	1.414
2	1.414
3	1.281
4	1.266

Hệ số κ_{int} càng lớn thì hiệu quả của rotor đôi càng kém hơn so với trường hợp hai rotor hoạt động độc lập. Do đó trường hợp 4 là phương án được lựa chọn cho các tính toán sau này, vì đó là trường hợp cho giá trị κ_{int} nhỏ nhất.

3 LÝ THUYẾT KẾT HỢP ĐỘNG LƯỢNG VÀ PHẦN TỬ CÁNH (BEMT)



Hình 1. Mô hình dòng chảy được sử dụng trong lý thuyết kết hợp cho rotor đôi với rotor dưới nằm ở vị trí dòng sau của rotor trên co thắt cực đại. [2]

Dựa trên lý thuyết động lượng và lý thuyết phân tử cánh, lý thuyết kết hợp này xét sự thay đổi động lượng của dòng khí qua một thể tích kiểm soát gắn với một phần tử vành khăn trên rotor. Thiết kế theo trường hợp 4, rotor dưới sẽ nằm ở vị trí mà dòng sau của rotor trên bắt đầu co thắt cực đại. Vì tiết diện của dòng sau của rotor trên khi co thắt cực đại nhỏ hơn so với diện tích rotor dưới, nên sẽ có một phần trên rotor dưới không chịu ảnh hưởng bởi dòng sau của rotor trên. Diện tích vùng chịu ảnh hưởng bởi dòng sau của rotor trên được ký hiệu là A_c .

3.1 Rotor trên

Lưu lượng khối lượng của dòng khí qua một phần tử vành khăn:

$$d\dot{m} = \rho(V_\infty + v_u) y dy \quad (1)$$

Áp dụng định lý biến thiên động lượng:

$$dT_u = 2\rho(V_\infty + v_u)v_u dA = 4\pi\rho(V_\infty + v_u)v_u y dy \quad (2)$$

Vi phân hệ số lực đẩy trên một đơn vị diện tích vành khăn:

$$\begin{aligned} dC_{T_u} &= \frac{dT_u}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^2} = \frac{4\pi\rho(V_\infty + v_u)v_u y dy}{\rho\pi R^2(\Omega R)^2} \\ &= 4\left(\frac{V_\infty + v_u}{\Omega R}\right)\left(\frac{v_u}{\Omega R}\right)\left(\frac{y}{R}\right)\left(\frac{dy}{R}\right) \\ &= 4\lambda\lambda_u r dr \end{aligned} \quad (3)$$

$$\text{Với: } \lambda = \frac{V_\infty + v_u}{\Omega R}, \lambda_u = \frac{v_u}{\Omega R}, \lambda_\infty = \frac{V_\infty}{\Omega R}$$

Vì $\lambda_u = \lambda - \lambda_\infty$, nên vi phân hệ số lực đẩy trên một diện tích vành khăn được ghi lại như sau:

$$dC_{T_u} = 4\lambda(\lambda - \lambda_\infty) r dr \quad (4)$$

Vi phân hệ số công suất trên một diện tích vành khăn:

$$\begin{aligned} dC_p &= \frac{dP}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^3} = \frac{(V_\infty + v_u)dT_u}{\rho(\pi R^2)(\Omega R)^3} = \lambda dC_{T_u} \\ &= 4\lambda^2(\lambda - \lambda_\infty) r dr \end{aligned} \quad (5)$$

Kết quả này được xây dựng với giả thiết không có hao hụt do các cuộn xoáy trong dòng sau, điều này chỉ đúng đối với các rotor có mang tải trọng nhẹ. Trong những trường hợp rotor có tải trọng lớn, rotor sẽ có hao hụt tại đỉnh cánh và tại chỗ cắt gần gốc cánh. Sự hao hụt này được biểu diễn qua hàm hao hụt của Prandtl, ký hiệu là hàm F:

$$F = \left(\frac{2}{\pi}\right) \cos^{-1}(\exp(-f)) \quad (6)$$

Trong đó f có công thức:

$$f = \frac{N_b}{2} \left(\frac{1-r}{r\phi}\right) \quad (7)$$

ϕ là góc dòng vào ($\phi = \lambda(r)/r$).

Khi áp dụng hàm hao hụt của Prandtl vào lý thuyết động lượng. Công thức của vi phân hệ số lực đẩy được viết lại như sau:

$$dC_{T_u} = 4F\lambda(\lambda - \lambda_\infty) r dr \quad (8)$$

Mặt khác, theo lý thuyết phân tử cánh được trình bày bởi Leishman, vi phân hệ số lực đẩy cũng có công thức sau [3]:

$$dC_{T_u} = \frac{1}{2} \sigma C_{l_u} r^2 dr = \frac{\sigma C_{l_u}}{2} (\theta_u r^2 - \lambda r) dr \quad (9)$$

Trong đó, θ_u là góc đặt cánh của biên dạng cánh tại phần tử vành khăn. Từ công thức số (8) và (9), một phương trình của tỉ số dòng vào được rút ra như sau:

$$\frac{\sigma C_{l_u}}{2} (\theta_u r^2 - \lambda r) = 4F\lambda(\lambda - \lambda_\infty) r \quad (10)$$

Sắp xếp lại thành phương trình bậc 2 theo λ :

$$\lambda^2 + \left(\frac{\sigma C_{l_u}}{8F} - \lambda_\infty\right) \lambda - \frac{\sigma C_{l_u}}{8F} \theta_u r = 0 \quad (11)$$

Công thức của λ có được sau khi giải phương trình trên:

$$\begin{aligned} \lambda(r, \lambda_\infty) &= \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{l_u}}{16F} - \frac{\lambda_\infty}{2}\right)^2 + \frac{\sigma C_{l_u}}{8F} \theta_u r} \\ &\quad - \left(\frac{\sigma C_{l_u}}{16F} - \frac{\lambda_\infty}{2}\right) \end{aligned} \quad (12)$$

Từ biểu thức (6) và biểu thức (12) cho thấy có một mối quan hệ qua lại giữa F và λ : có λ thì mới tính được F, có được F rồi thì mới tính được λ . Như vậy λ không thể được tìm ra một cách trực tiếp. Giải pháp được sử dụng là cho F nhận một giá trị ban đầu $F = 1$ (tương ứng $N_b \rightarrow \infty$), giá trị này được dùng để tính λ , sau đó dùng giá trị λ vừa tính ra để tính lại F, sau đó dùng giá trị F này để tính lại λ .

Sau khi có được tỉ số dòng vào, dựa vào lý thuyết phân tử cánh cho rotor đơn của Leishman, để tăng tính chính xác, hệ số lực đẩy và hệ số công

suất không được tính theo các công thức (5), (8), (9) vì các công thức này được xây dựng với các giả thuyết nhằm đơn giản hóa các công thức cho nên sẽ gây sai số. Thay vào đó hệ số lực đẩy và hệ số công suất sẽ được tính theo các công thức được dẫn dắt bởi trình bày sau đây:

$$dT = N_b (dL \cos \phi - dD \sin \phi) \quad (13)$$

$$dQ = N_b (dL \sin \phi + dD \cos \phi) y \quad (14)$$

$$dP = N_b (dL \sin \phi + dD \cos \phi) \Omega y \quad (15)$$

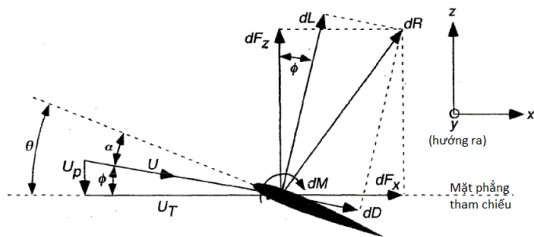
$$dC_T = \frac{dT}{\rho A (\Omega R)^2} = \frac{N_b (dL \cos \phi - dD \sin \phi)}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (16)$$

Trong đó:

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c_{L1} dy \quad (17)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c_{D1} dy \quad (18)$$

$$\phi = \arctan \left(\frac{\lambda}{r} \right) \quad (19)$$



Hình 2. Các thành phần lực trên một biên dạng cánh [3]

Và

$$\frac{U^2}{(\Omega R)^2} = \frac{(\Omega y)^2 + (v_i + v_\infty)^2}{(\Omega R)^2} = r^2 + \lambda^2 \quad (20)$$

Khi đó

$$dC_T = \frac{1}{2} \frac{N_b c}{\pi R} (r^2 + \lambda^2) (C_l \cos(\phi) - C_d \sin(\phi)) dr \quad (21)$$

Tương tự, vi phân hệ số công suất có công thức:

$$dC_p = \frac{1}{2} \frac{N_b c}{\pi R} (r^2 + \lambda^2) (C_l \sin(\phi) + C_d \cos(\phi)) r dr$$

$$= \frac{1}{2} \frac{N_b c}{\pi R} (r^2 + \lambda^2) C_l \sin(\phi) r dr$$

$$+ \frac{1}{2} \frac{N_b c}{\pi R} (r^2 + \lambda^2) C_d \cos(\phi) r dr = dC_{p_i} + dC_{p_o} \quad (22)$$

Như vậy hệ số lực đẩy và hệ số công suất sẽ được tính theo tích phân của các công thức (21) và (22).

3.2 Rotor phía dưới

Như đã giới thiệu, diện tích rotor phía dưới được chia làm hai vùng: vùng chịu ảnh hưởng bởi dòng sau của rotor phía trên và vùng không chịu ảnh hưởng bởi dòng sau của rotor phía trên. Trong điều kiện lý tưởng, nếu rotor dưới nằm ở vị trí dòng sau của rotor phía trên co thắt cực đại, khi đó, bán kính vùng chịu ảnh hưởng là

$$r_c = \sqrt{\frac{1}{2}} = 0.707 \quad \text{tương đương với } A/A_c = 2, \text{ và}$$

vận tốc dòng tự do vào rotor này là $V_\infty + 2v_u$. Khi đó, tỉ số dòng vào của vùng chịu ảnh hưởng này có công thức sau:

$$\lambda(r, \lambda_\infty) = \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{l_\alpha}}{16F} - \frac{\lambda_\infty + (A/A_c)\lambda_u}{2} \right)^2 + \frac{\sigma C_{l_\alpha}}{8F} \theta_1 r} - \left(\frac{\sigma C_{l_\alpha}}{16F} - \frac{\lambda_\infty + (A/A_c)\lambda_u}{2} \right) \quad (23)$$

Trong đó: θ_1 là góc đặt cánh của rotor dưới tại vị trí đang xét.

Trong các thí nghiệm thực tế cho thấy $r_c \approx 0.82$ [2]

Đối với vùng rotor phía dưới không chịu tác động bởi dòng sau của rotor phía trên thì công thức tỉ số dòng vào tương tự như công thức tỉ số dòng vào của rotor phía trên.

$$\lambda(r, \lambda_\infty) = \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{l_\alpha}}{16F} - \frac{\lambda_\infty}{2} \right)^2 + \frac{\sigma C_{l_\alpha}}{8F} \theta_1 r} - \left(\frac{\sigma C_{l_\alpha}}{16F} - \frac{\lambda_\infty}{2} \right) \quad (24)$$

Như vậy, khi có thông tin về góc đặt cánh, xoắn cánh, dây cung cánh và biên dạng cánh thì tỉ số dòng vào sẽ tính được bằng các công thức (12), (23), (24) và hệ số lực đẩy và hệ số công suất sẽ tính được nhờ tích phân các công thức (21) và (22).

4 HIỆU CHỈNH HÀM HAO HỤT CỦA PRANDTL CHO RANH GIỚI CỦA HAI VÙNG TRÊN ROTOR PHÍA DƯỚI

Đối với rotor phía dưới, theo lý thuyết, do tác động của dòng sau của rotor phía trên nên vùng chịu ảnh hưởng của rotor trên sẽ có tỉ số dòng vào

cao hơn vùng không chịu ảnh hưởng, như vậy tại ranh giới giữa hai vùng này sẽ có một sự gián đoạn về tỉ số dòng vào cũng như gián đoạn về áp suất. Điều này không đúng với thực tế vì tính nhớt của không khí dẫn tới tính liên tục về phân bố áp suất và tính liên tục của phân bố tỉ số dòng vào.

Mục này trình bày một phương pháp loại bỏ bước nhảy của tỉ số dòng vào tại ranh giới của hai vùng bằng cách hiệu chỉnh lại hàm hao hụt của Prandtl để áp dụng cho vùng này. Hàm này được xây dựng như sau:

Xét tại vị trí ranh giới giữa hai vùng, gọi $\Delta\lambda_c$ là bước nhảy của tỉ số dòng vào khi qua vị trí ranh giới này, khi đó:

$$\Delta\lambda_c = \lambda_{r \rightarrow r_c^-} - \lambda_{r \rightarrow r_c^+} \quad (25)$$

Hàm Prandtl được hiệu chỉnh lại như sau:

$$F_{mod} = -\frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left(\exp \left(-\frac{N_b}{2} \frac{|r_c - r|}{\lambda_{in}} \right) \right) + 1 \quad (26)$$

Khi đó biểu thức của tỉ số dòng vào được hiệu chỉnh lại như sau:

Đối với vùng bị ảnh hưởng bởi rotor phía trên:

$$\lambda(r, \lambda_\infty) = \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{l_u}}{16F} - \frac{\lambda_\infty + (A/A_c)\lambda_u}{2} \right)^2 + \frac{\sigma C_{l_u}}{8F} \theta_1 r} - \left(\frac{\sigma C_{l_u}}{16F} - \frac{\lambda_\infty + (A/A_c)\lambda_u}{2} \right) - \frac{1}{2} \Delta\lambda_{c-mid} F_{mod} \quad (27)$$

Đối với vùng không chịu ảnh hưởng bởi rotor phía trên:

$$\lambda(r, \lambda_\infty) = \sqrt{\left(\frac{\sigma C_{l_u}}{16F} - \frac{\lambda_\infty}{2} \right)^2 + \frac{\sigma C_{l_u}}{8F} \theta_1 r} - \left(\frac{\sigma C_{l_u}}{16F} - \frac{\lambda_\infty}{2} \right) + \frac{1}{2} \Delta\lambda_{c-mid} F_{mod} \quad (28)$$

5 HIỆU SUẤT

Hiệu suất là tỉ số giữa công suất lý tưởng cho rotor tạo lực đẩy và tổng công suất thực tế cần cung cấp cho rotor. Công suất thực tế của rotor bao gồm: Công suất cảm sinh và Công suất hình dạng:

$$FM = \frac{\text{Công suất lý tưởng}}{\text{Công suất cảm sinh} + \text{Công suất hình dạng}} = \frac{C_{Pideal}}{\kappa C_{Pi} + C_{Po}} \quad (29)$$

Trong đó κ là hệ số điều chỉnh công suất giữa tính toán và thực tế. Hệ số κ bao gồm các hiệu chỉnh do bỏ qua các hiện tượng vật lý như: dòng không đồng nhất trên các vành khân, các cuộn xoắn trong dòng xả, sự xoắn ốc của dòng xả, sự co lại của dòng sau trên thực tế ít hơn trên lý thuyết... Thông thường, đối với đơn rotor, $\kappa = 1.15$ [3].

Đối với các rotor trong hệ thống rotor đôi, hiệu suất được tính như sau:

Rotor phía trên:

$$FM_u = \frac{C_{PUideal}}{\kappa C_{PiU} + C_{PoU}} \quad (30)$$

Rotor phía dưới:

$$FM_l = \frac{C_{PLideal}}{\kappa C_{PiL} + C_{PoL}} \quad (31)$$

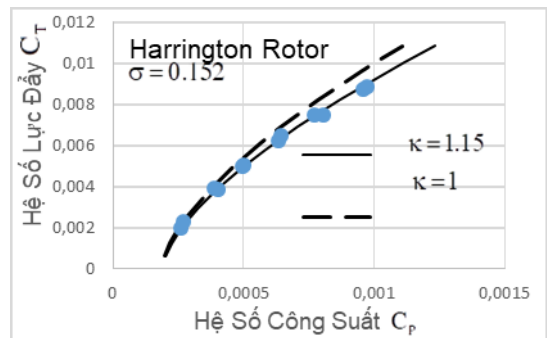
Hệ rotor đôi:

$$FM = \frac{C_{PUideal} + C_{PLideal}}{\kappa (C_{PiU} + C_{PiL}) + C_{PoU} + C_{PoL}} \quad (32)$$

Với: $C_{PUideal} = \frac{C_{T_u}^{3/2}}{\sqrt{2}}, C_{PLideal} = \frac{C_{T_l}^{3/2}}{\sqrt{2}}$

6 KIỂM NGHIỆM LÝ THUYẾT BEMT HIỆU CHỈNH

Để kiểm định các lý thuyết phần tử cánh với phần hiệu chỉnh ở ranh giới hai vùng trên rotor phía dưới, bài báo này so sánh kết quả tính toán đạt được với kết quả thực nghiệm tham khảo từ thí nghiệm rotor đôi trong hầm gió của Harrington.

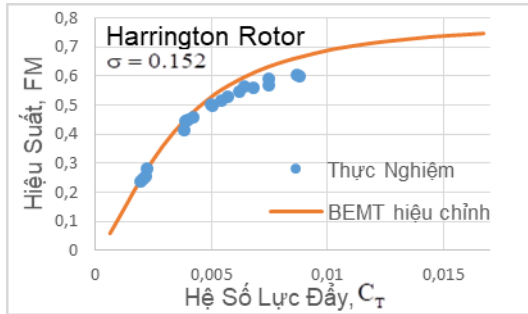


Hình 3. Kiểm nghiệm lý thuyết BEMT hiệu chỉnh với thực nghiệm [2] thông qua quan hệ giữa hệ số công suất và hệ số lực đẩy của Harrington Rotor 2.

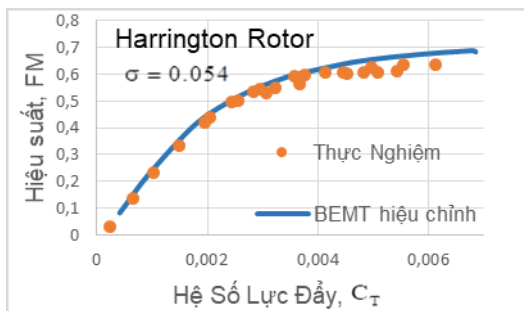
Hệ số công suất trong hình 3 được tính theo công thức: $C_P = \kappa C_{Pi} + C_{Po}$

Hình 3 cho thấy: với $\kappa = 1$ thì khi hệ số lực đẩy càng tăng thì sai lệch giữa đường tính toán so với đường thực nghiệm càng lớn vì khi đó ảnh hưởng

của các hiện tượng vật lý đã bị bỏ qua thể hiện càng rõ rệt, khi $\kappa = 1.15$ thì đường lý thuyết về sát với đường thực nghiệm. Do đó với các tính toán phía sau, bài báo này sẽ dùng giá trị $\kappa = 1.15$.



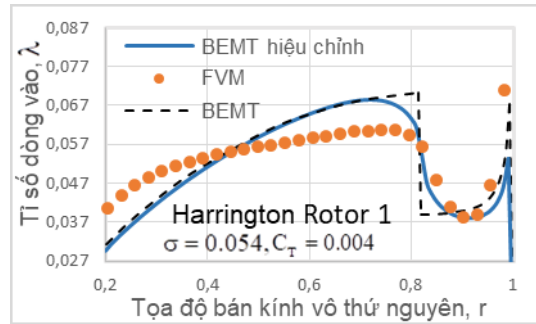
Hình 4. Kiểm định lý thuyết BEMT đã hiệu chỉnh với thực nghiệm [2] thông qua quan hệ giữa hệ số lực đẩy và hiệu suất của rotor đôi trên rotor 2 của Harrington.



Hình 5. Kiểm định lý thuyết BEMT đã hiệu chỉnh với thực nghiệm [2] thông qua quan hệ giữa hệ số lực đẩy và hiệu suất của rotor đôi trên rotor 1 của Harrington.

Ngoài ra, việc kiểm định lý thuyết BEMT đã chỉnh sửa còn có thể thực hiện thông qua xem xét mối quan hệ giữa hệ số lực đẩy và hiệu suất như hình 4 và hình 5.

Hình số 6 thể hiện phân bố tỉ số dòng vào của rotor phía dưới thu được từ phương pháp BEMT đã hiệu chỉnh lại hệ số tổn thất Prandtl cho vị trí ranh giới giữa vùng chịu ảnh hưởng của rotor trên và vùng không chịu ảnh hưởng. Kết quả thu được cho thấy bước nhảy tại vị trí ranh giới giữa hai vùng của phương pháp BEMT đã không còn sau khi hiệu chỉnh. Hơn nữa phương pháp BEMT đã hiệu chỉnh cho kết quả gần giống với phương pháp FVM (Free-Vortex Method) ở vùng $r \geq 0.82$.



Hình 6. So sánh phân bố tỉ số dòng vào trên rotor phía dưới giữa các lý thuyết.

Tóm lại, qua các kiểm nghiệm cho thấy, với việc sử dụng hệ số hiệu chỉnh công suất $\kappa = 1.15$ [2], phương pháp BEMT đã hiệu chỉnh cho kết quả rất sát với các kết quả thu được từ các thực nghiệm. Kết quả phân bố tỉ số dòng vào của phương pháp BEMT đã hiệu chỉnh phù hợp với thực tế hơn.

7 TỐI ƯU HÓA XOẢN CÁNH CỦA ROTOR

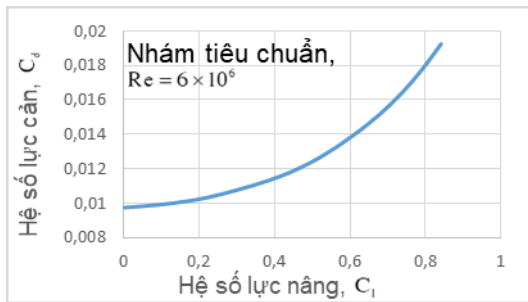
Áp dụng lý thuyết BEMT với phần hiệu chỉnh hàm mất mát của Prandtl cho vùng ranh giới giữa vùng trong và vùng ngoài trên rotor phía dưới.

Mục tiêu của việc tối ưu xoắn cánh của rotor đôi là để đạt được giá trị hiệu suất cao nhất, đồng thời cũng phải đảm bảo momen xoắn giữa hai tầng rotor cân bằng nhau. Do có sự tác động qua lại của hai tầng rotor lên nhau nên xoắn tối ưu của các rotor trong hệ rotor đôi sẽ khác với các rotor đơn thông thường. Nhiệm vụ của việc tối ưu xoắn cánh là để đạt được phân bố góc tấn tối ưu từ đó đạt được hiệu suất tối ưu.

Việc tối ưu xoắn cánh được thực hiện cho rotor 2 của Harrington, có bán kính 3.81m, được thử nghiệm ở vận tốc xoay 250 rpm, số Mach tại vị trí 0.75R là 0.3, số Reynold là 2.5E06. Đặc điểm của cánh này là từ vị trí cut-off ra đỉnh cánh, cánh này có độ dài dây cung cánh không đổi nhưng độ dày của cánh giảm dần. Như vậy, biên dạng cánh sẽ thay đổi dọc theo chiều dài cánh. Nhưng để đơn giản, bài báo này giả sử biên dạng cánh là như nhau tại mọi vị trí dọc theo cánh. Biên dạng cánh thường được sử dụng cho các rotor máy bay trực thăng là NACA0012, đặc tính của biên dạng cánh này được tham khảo từ tài liệu tham khảo [5] và thể hiện ở hình 7 và 8.

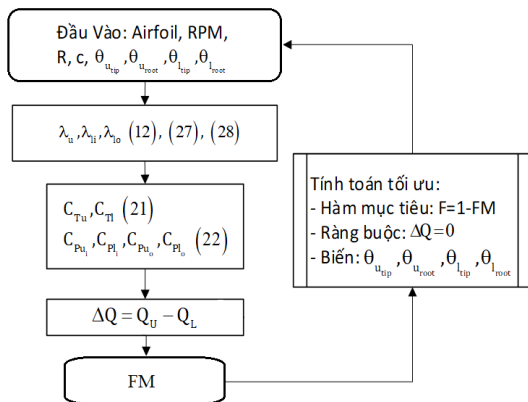


Hình 7. Hệ số lực nâng theo góc tấn của biên dạng cánh NACA0012 [5]



Hình 8. Hệ số lực cản và hệ số lực nâng của biên dạng cánh NACA0012 [5]

Giải thuật tối ưu được trình bày như sơ đồ thể hiện trong hình 9.

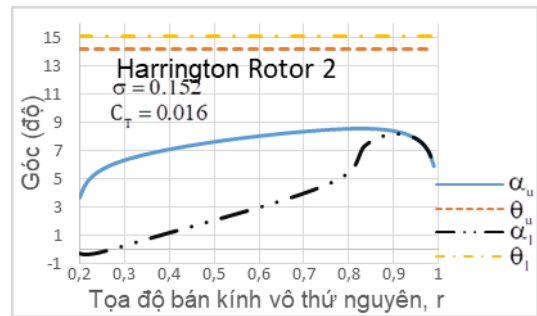


Hình 9. Giải thuật tối ưu

Đối với Rotor 2 của Harrington, quan sát đồ thị hình 4 có thể thấy rõ khi hệ số lực đẩy tăng thì hiệu suất của rotor tăng theo. Hệ số lực đẩy tăng là do góc tấn của biên dạng cánh dọc theo rotor tăng. Bởi vì ở những vị trí góc tấn nhỏ thì tỉ số lực nâng trên lực cản của biên dạng cánh nhỏ, nên hiệu suất của rotor tại vị trí mặt cắt đó cũng nhỏ theo. Góc tấn tăng thì hiệu suất tăng, tuy nhiên đến một giá trị tới hạn thì góc tấn tăng, tỉ số lực nâng trên lực cản giảm rất nhanh dẫn tới hiệu suất cũng giảm nhanh. Nguy hiểm hơn nữa là ở những góc tấn cao, cánh dễ gặp phải hiện tượng mất lực nâng (stall). Bài báo này sẽ tìm ra giá trị xoắn cánh tối ưu để

đạt được hiệu suất tốt nhất khi hệ số lực đẩy toàn rotor đôi, $C_T = 0.016$. Đối với rotor 2 của Harrington, khi cánh không xoắn, kết quả của giải thuật tối ưu cho được giá trị hiệu suất tối ưu là $FM = 0.74$ khi $\theta_{u-} = 14.2^\circ$, $\theta_{l-} = 15^\circ$. Phân bố góc tấn tối ưu được thể hiện hình 10.

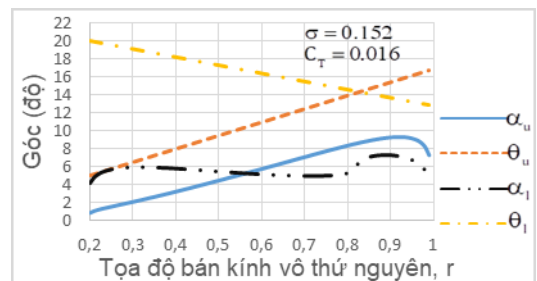
Khi tối ưu xoắn tuyến tính cho rotor 2 của Harrington, kết quả cho thấy $FM = 0.76$ khi: $\theta_{u-root} = 5^\circ$, $\theta_{u-tip} = 16.8^\circ$, $\theta_{l-root} = 20^\circ$, $\theta_{l-tip} = 13^\circ$. Phân bố góc tấn tối ưu được thể hiện hình 11.



Hình 10. Phân bố góc đặt cánh và góc tấn của rotor 2 của Harrington khi cho hiệu suất tốt nhất trong trường hợp không xoắn.

Như vậy, trong trường hợp giữ nguyên giá trị dây cung cánh (cánh không có côn) thì việc tối ưu góc xoắn cánh đã làm tăng hiệu suất thêm 2% so với khi rotor không có xoắn cánh. Đối với rotor trên, góc đặt cánh giảm dần từ mũi cánh vào trong góc cánh, điều này giúp giảm ảnh hưởng của nó lên rotor phía dưới, điều này góp phần làm tăng hiệu suất của rotor phía dưới.

Muốn cải thiện hiệu suất hơn nữa thì phải xem xét tới việc tối ưu đồng thời xoắn cánh và côn cánh.



Hình 11. Phân bố góc đặt cánh và góc tấn của rotor 2 của Harrington khi cho hiệu suất tốt nhất trong trường hợp xoắn tuyến tính

8 KẾT LUẬN

Lý thuyết kết hợp lý thuyết động lượng và lý thuyết phân tử cánh sau khi hiệu chỉnh đã cho hàm phân bố tỉ số dòng vào giống với thực tế hơn.

Đôi với rotor phía dưới của rotor đôi, việc hiệu chỉnh hàm mất mát tại mũi cánh của Prandtl cho vị trí ranh giới giữa vùng chịu ảnh hưởng và không chịu ảnh hưởng bởi rotor trên đã xóa bỏ thành công sự không liên tục của dòng vào tại vị trí này.

Lý thuyết BEMT đã hiệu chỉnh cho kết quả rất sát với các kết quả thực nghiệm. Do đó lý thuyết này có độ chính xác tương đối cao và có thể dùng nó để tính toán thiết kế tối ưu cho rotor.

Khi muốn tối ưu hiệu suất của rotor đôi phải tối ưu đồng thời xoắn cánh và côn cánh. Khi tối ưu xoắn cánh bằng các hàm tuyến tính, kết quả hiệu suất tối ưu thu được là $FM = 0.76$. Khi muốn tối ưu hiệu suất của rotor đôi cao hơn nữa thì phải tối ưu đồng thời xoắn cánh và côn cánh, bên cạnh đó cần xem xét các tối ưu theo các hàm bậc cao hơn.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Boulet J., The History of the Helicopter as Told by its Pioneers 1907–1956, Editions France-Empire, Paris, 1984.
- [2] Leishman J. D., Ananthan S., An optimum coaxial rotor system for axial flight, Journal of American Helicopter, Vol. 53, Iss. 4, Pp. 366-381, 2008.
- [3] Leishman J. D., Principles of Helicopter Aerodynamics, University of Maryland, 2006.
- [4] Harrington R. D., Full-Scale Tunnel Investigation of the Static Thrust Performance of a Coaxial Helicopter Rotor, NACA Technical Note 2318, 1951.
- [5] Ira A.H. and Albert E.V.D., Theory Of Wing Sections, Dover Publications, Inc, 1949.

Đặng Trung Duẩn thuộc Khoa Kỹ Thuật Giao Thông, Trường Đại Học Bách Khoa, ĐHQG-HCM

Vũ Ngọc Ánh tốt nghiệp tiến sĩ năm 2011 tại Đại học Konkuk, Hàn Quốc. Hiện đang công tác tại Khoa Kỹ Thuật Giao Thông, Trường Đại Học Bách Khoa, ĐHQG-HCM.

A study on coaxial rotor aerodynamics

Dang Trung Duan, Vu Ngoc Anh*

Ho Chi Minh City University of Technology, VNU-HCM

*Corresponding email: vungocanh@hcmut.edu.vn

Received: 07-3-2017; Accepted: 20-8-2017; published: 30-12-2018

Abstract—The blade element momentum theory and fundamental aerodynamic performance of coaxial rotor are discussed. The simple momentum theory and blade element theory were used to calculate some aerodynamic parameters such as thrust, torque and power of coaxial rotor. The blade element momentum theory (BEMT) is used to determine the distribution of local airflow into the upper and lower rotors at the torque balanced condition. The upper rotor inflow ratio is similar to that of single rotor, whereas the lower rotor inflow ratio is splitted into 2 areas: inner and outer area affected by slipstream from upper rotor. All

derivations are assumed that the inner part of the lower rotor operates in the vena contracta of the upper rotor with fully developed slipstream velocity there. Prandtl tip loss is also derived for area of interchange of lower rotor. The thrust and power coefficients, inflow ratio, figure of merit of coaxial rotor calculated by theory well agree with experimental data. The results from the BEMT were validated using a free-vortex wake calculation. Finally, a linear blade twist is considered for maximizing the figure of merit of the rotor. Results that were obtained for an optimum coaxial rotor were discussed.

Index Terms—Coaxial rotor, BEMT, optimization, modified theory, efficiency