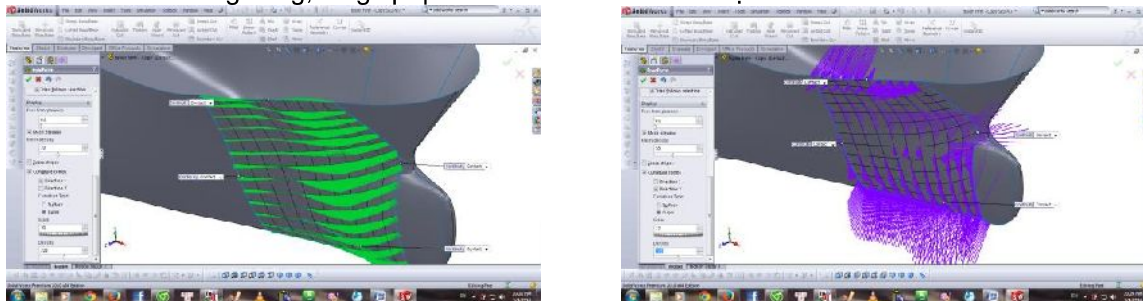


3.4 Chỉnh trơn trên mô hình 3D

Đây chính là điểm khác biệt của phần mềm so với các phần mềm thiết kế khác, với khả năng chỉnh trơn ngay trên mô hình 3D sẽ giúp quá trình chỉnh trơn nhanh hơn. (hình 3.8)

Mặt khác với khả năng tự động tạo thêm các đường sườn, đường nước phụ, khả năng thêm điểm trên các đường cong, sẽ giúp quá trình chỉnh trơn linh hoạt hơn.



Hình 3.8. Chỉnh trơn trên mô hình 3D

Tuyến hình sau khi được chỉnh trơn có thể xuất sang định dạng IGES, để có thể sử dụng trong các phần mềm thiết kế công nghệ tàu thủy

So sánh thời gian phóng dạng trên sản phóng với thời gian phóng dạng trên phần mềm Solidworks thì khi chỉnh trơn trên phần mềm với còn tàu dầu 4500 DWT ta mất 2 tuần làm việc với một kỹ sư, còn nếu thực hiện trên sản phóng thì mất đến 1 tháng làm việc với 3 người làm việc [1], như vậy nếu trình trơn bằng phần mềm sẽ giảm nhân công đi 78,4%

4. Kết luận

Với sự phát triển lớn mạnh của công nghiệp đóng tàu nước ta, những nhược điểm của phương pháp phóng dạng kể trên cần được loại bỏ để có thể tự động hóa nhiều hơn trong đóng tàu, vì vậy sử dụng các phần mềm trong chỉnh trơn tuyến hình là một yêu cầu cấp thiết, với việc ứng dụng Solidwork trong chỉnh trơn tuyến hình sẽ giảm thời gian, tăng năng suất lao động, nhằm giảm giá thành sản phẩm nâng cao khả năng cạnh tranh của đóng tàu Việt Nam

Bài báo đã chỉ ra được những ưu điểm khi sử dụng phần mềm Solidwork sẽ giảm thời gian chỉnh trơn tàu thủy đến 78,4% so với chỉnh trơn trên sản phóng dạng

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Hướng dẫn giám sát hiện trường phần thân tàu, Cục Đăng kiểm Việt Nam, Hà Nội, 2005.
- [2] Quy phạm phân cấp và đóng tàu biển vỏ thép, Cục Đăng kiểm Việt Nam, Hà Nội, 2003.
- [3] ISCS, Shipbuilding and Repair Quality Standard, 1999.
- [4] www.Solidworks.com
- [5] www.Formsys.com
- [6] www.Deftship.com
- [7] www.Shipconstrutor.com
- [8] www.Autoship.com
- [9] www.Rhino3d.com

Người phản biện: TS. Hoàng Mạnh Cường

XÁC ĐỊNH TRƯỜNG NHIỆT ĐỘ TRÊN TẦNG CÁNH TUABIN BẰNG PHƯƠNG PHÁP PHẦN TỬ HỮU HẠN DETERMINING TEMPERATURE FIELD OF TURBINE BLADES BY FINITE ELEMENT METHOD

TS. NGUYỄN TRUNG KIẾN
KS. VŨ ĐỨC MẠNH
Học viện Kỹ thuật Quân sự

Tóm tắt

Trường nhiệt độ tầng cánh tua bin có vai trò quan trọng trong quá trình thiết kế động cơ tua bin khí, là cơ sở để tính toán và tổ chức làm mát cho tầng cánh tua bin, xác định trường ứng suất cơ nhiệt, tính toán độ bền và xác định tuổi thọ của tầng cánh. Bài báo

trình bày một phương pháp mới xác định trường nhiệt độ của tầng cánh động cơ tua bin khí - phương pháp phần tử hữu hạn được tích hợp trong phần mềm ANSYS Workbench.

Abstracts

Temperature field of turbine stage plays an important role in the design of gas turbine engine. This is the basis for calculating cooling regime of turbine stage, determining the thermomechanical stresses and the durability of the turbine stage. This paper presents a new method for determining the temperature field of turbine stage of gas turbine engine - the finite element method, integrated into the ANSYS Workbench.

1. Đặt vấn đề

Một trong những biện pháp hiệu quả để nâng cao hiệu suất của động cơ tua bin khí là tăng nhiệt độ ban đầu của khí cháy trước tua bin khí. Đối với các động cơ tua bin khí thế hệ mới, nhiệt độ ban đầu của khí cháy có thể lên tới 1600÷1800K. Việc tăng nhiệt độ ban đầu của khí cháy sẽ làm giảm tuổi thọ của cánh tua bin, nhất là các tầng cánh tua bin cao áp. Chính vì vậy, một trong những bài toán quan trọng đặt ra khi thiết kế động cơ tua bin khí là xác định trường ứng suất cơ nhiệt của các chi tiết của động cơ, trong đó có cánh tua bin. Để có thể xác định được trường ứng suất cơ nhiệt, cần xác định được trường nhiệt độ của các chi tiết.

Trong trường hợp chung, để xác định trường nhiệt độ của các chi tiết có làm mát (ví dụ cánh tua bin) chúng ta cần phải giải bài toán truyền nhiệt trong không gian không tĩnh tại. Việc giải bài toán truyền nhiệt bằng phương pháp giải tích chặt chẽ rất phức tạp, chính vì vậy trong thực tế người ta thường sử dụng các phương pháp giải tích gần đúng.

Bằng các phương pháp giải gần đúng truyền thống chỉ tính toán được các thông số đầu vào và đầu ra của tầng cánh, còn thông số trong tầng cánh được xác định bằng cách lấy giá trị trung bình. Điều này không thể hiện được hết bản chất quá trình chảy của dòng khí. Nhờ sự phát triển của máy tính và phương pháp số, ta có thể mô phỏng sự biến thiên các thông số trong quá trình này sát với thực tế. Phương pháp số mô phỏng dòng chảy có thể chia làm 3 loại: phương pháp tích phân, phương pháp sai số nhỏ nhất và phương pháp phần tử hữu hạn. Trong bài báo này, để tính toán xác định trường nhiệt độ của tầng cánh tua bin, nhóm tác giả sử dụng phương pháp phần tử hữu hạn và sử dụng công cụ CFX được tích hợp trong bộ phần mềm ANSYS Workbench.

2. Cơ sở lý thuyết tính toán trường nhiệt độ tầng cánh tua bin

Để tính toán trường nhiệt độ của tầng cánh tua bin, trước hết ta phải giải bài toán khí động lực học vì các thông số nhiệt độ, áp suất, khối lượng riêng của khí liên hệ chặt chẽ với nhau theo phương trình trạng thái khí:

$$p = \rho RT, \quad (1)$$

trong đó p - áp suất; R - hằng số riêng của khí; T - nhiệt độ.

Các thông số khí động lực học được tìm ra bằng cách giải hệ phương trình sau [2]:

1) Phương trình liên tục (phương trình bảo toàn khối lượng):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho W) = 0; \quad (2)$$

2) Phương trình bảo toàn động lượng:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u W) + \frac{\partial p}{\partial x} = 0; \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v W) + \frac{\partial p}{\partial y} = 0; \quad (4)$$

3) Phương trình bảo toàn năng lượng toàn phần

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \text{div}(\rho E W) + \text{div}(p W) = 0. \quad (5)$$

Các ký hiệu sử dụng trong các phương trình (2) ÷ (5): E - năng lượng toàn phần $E = c_p \cdot T^* = c_p \cdot T + W^2 / 2$; W - vecto vận tốc; u, v - vận tốc thành phần theo các trục x (dọc theo trục động cơ), y (theo hướng kính); t - thời gian; c_p - nhiệt dung riêng đẳng áp của khí.

Dòng khí chảy trong tầng tuabin ngoài việc cấp năng lượng để quay tua bin còn truyền một phần nhiệt lượng ra môi trường xung quanh qua vỏ ngoài động cơ, qua đĩa rotor và khí làm mát. Quá trình mất mát nhiệt lượng này xảy ra ở lớp biên của dòng khí với cánh công tác và vỏ.

Từ các phương trình trên và lý thuyết truyền nhiệt ta có thể viết các phương trình chuyển động, phương trình liên tục và phương trình năng lượng ở lớp biên dưới dạng sau:

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} - \rho v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right); \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0; \quad (7)$$

$$c_p \rho u \frac{\partial T^*}{\partial x} + c_p \rho v \frac{\partial T^*}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T^*}{\partial y} \right). \quad (8)$$

Trong đó, phương trình (8) thường được viết dưới dạng:

$$c_p \rho u \frac{\partial T^*}{\partial x} + c_p \rho v \frac{\partial T^*}{\partial y} = \frac{\partial q}{\partial y}, \quad (9)$$

ở đây μ, λ - hệ số độ nhớt động lực học và hệ số dẫn nhiệt của dòng khí; q - mật độ nhiệt của dòng khí.

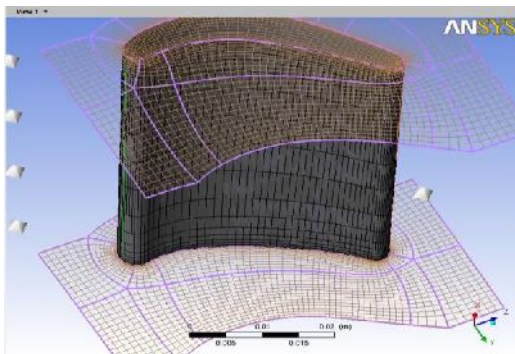
3. Xây dựng mô hình tính toán trên công cụ CFX

1) Mô phỏng dòng khí chảy trong tầng tua bin là việc rất phức tạp. Những bước công việc của quá trình mô phỏng như sau:

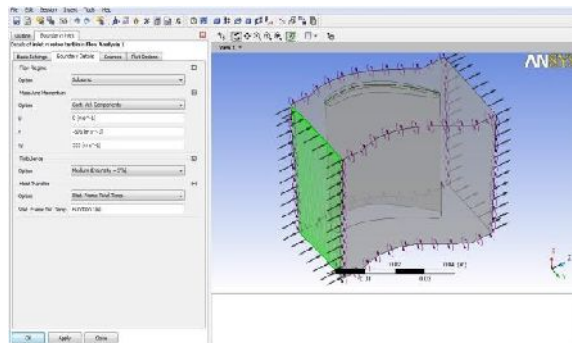
2) Xây dựng mô hình 3D cánh tua bin, các bước cụ thể được trình bày trong [1].

3) Nhập mô hình 3D đã xây dựng vào công cụ TurboGrid, khai báo để tạo ra các biên: đầu vào, đầu ra của dòng khí, bước của cánh công tác, chân cánh công tác, vỏ ngoài tầng tua bin, khe hở hướng kính giữa cánh công tác và vỏ, sau đó chia lưới cánh và không gian xung quanh cánh công tác (xem Hình 1).

Mô hình được chia lưới sẽ kết xuất sang phần thiết lập mô hình (Setup) của CFX. Tại đây ta khai báo thông số đầu vào của khí như vận tốc, nhiệt độ, áp suất, khối lượng mol và các điều kiện biên khác. Sau khi thiết lập xong dữ liệu của mô hình, CFX tiến hành bước giải bài toán khí động lực học và truyền nhiệt. Kết quả các thông số khí và trường nhiệt độ sẽ thu được ở phần kết quả (Results) (xem Hình 2).



Hình 1. Mô hình chia lưới 3D của cánh công tác và không gian xung quanh



Hình 2. Nhập dữ liệu đầu vào trong phần Setup CFX

4. Ví dụ và kết quả tính toán

Trong khuôn khổ bài báo này, nhóm tác giả thực hiện tính toán trường nhiệt độ cho tầng tua bin cao áp thứ nhất động cơ hàng không PS-90 của Liên bang Nga. Các số liệu ban đầu phục vụ cho việc tính toán được cho trong Bảng 1, Bảng 2 và Bảng 3.

Bảng 1. Bảng số liệu ban đầu

TT	Các thông số cơ bản	Ký hiệu	Đơn vị đo	Giá trị
1	Bán kính đĩa rotor	R	mm	296
2	Chiều dài cánh công tác	l	mm	53
3	Số lượng cánh công tác	Z_{PK}	Chiếc	72
4	Số lượng cánh phun	Z_{CA}	Chiếc	37
5	Số vòng quay định mức	n	vòng/phút	11.882

Bảng 2. Thông số hình học 3 mặt cắt cơ bản của cánh công tác

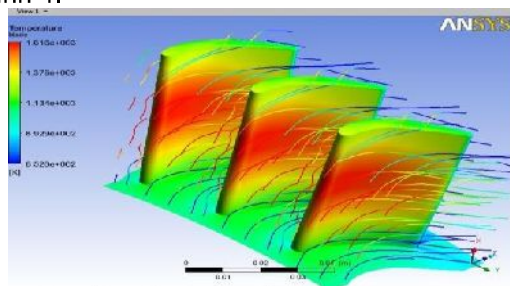
TT	Tên gọi	Ký hiệu	Đơn vị đo	Giá trị tại mặt cắt chân	Giá trị tại mặt cắt giữa	Giá trị tại mặt cắt đỉnh
1	Góc hình học đầu vào	$\beta_{1,r}$	Độ	66,6	71,7	76,7
2	Góc hình học đầu ra	$\beta_{2,r}$	Độ	40,7	39,5	38,4
3	Dây cung biên dạng	b	mm	37	39	39
4	Bước cánh	t	mm	25,4	27,7	30,0
5	Bán kính mép đầu vào	R_1	mm	2,7	2,3	2,1
6	Bán kính mép đầu ra	R_2	mm	1,8	1,7	1,5

Bảng 3. Thông số khí đầu vào cánh công tác

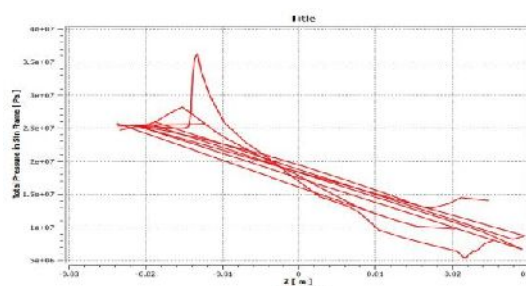
TT	Các thông số khí	Ký hiệu	Đơn vị đo	Giá trị
1	Nhiệt độ toàn phần trung bình sau buồng đốt	T_r	K	1640
2	Áp suất tĩnh trung bình sau buồng đốt	P_1	Pa	2.170.581
3	Áp suất tĩnh trung bình sau cánh công tác cao áp thứ nhất	P_2	Pa	1.381.367
4	Vận tốc tuyệt đối của khí theo chiều trục	c_a	m/s	333
5	Vận tốc tuyệt đối của khí theo chiều quay	u	m/s	576

Công cụ CFX trong phần mềm ANSYS cho phép tính toán tất cả các thông số khí chảy trong tầng tua bin. Trong bài báo này, nhóm tác giả tập trung vào xác định trường nhiệt độ trên mặt cánh công tác và sự biến thiên nhiệt độ của dòng khí chảy qua.

Kết quả này được thấy trong Hình 3, Hình 4.

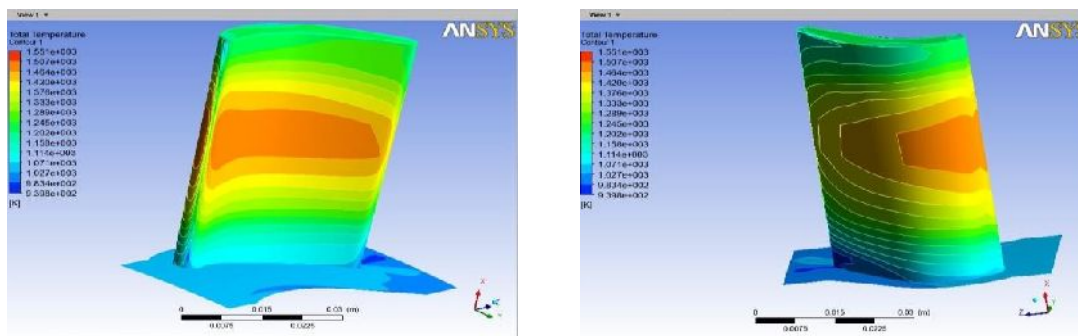


Hình 3. Trường nhiệt độ cánh công tác và sự biến thiên của dòng khí qua tầng tua bin



Hình 4. Sự suy giảm nhiệt độ toàn phần theo chiều dọc trục

Trường nhiệt độ trên bề mặt cánh công tác được biểu diễn cụ thể hơn trên Hình 5.



a) Mặt bụng của cánh công tác

b) Mặt lưng của cánh công tác

Hình 5. Trường nhiệt độ trên bề mặt cánh công tác

Các kết quả mô phỏng này hoàn toàn phù hợp với kết quả tính toán lý thuyết trường nhiệt độ của tầng tua bin [5], [8].

5. Kết luận

- Việc sử dụng phương pháp phần tử hữu hạn được tích hợp trong phần mềm tính toán hiện đại ANSYS cho phép ta có thể giải được bài toán xác định trường ứng suất cơ nhiệt của các chi tiết động cơ, kể cả các chi tiết có hình dáng phức tạp được chảy bao bằng các dòng khí không tĩnh tại.

- Kết quả xác định trường nhiệt độ trong tầng cánh tuabin bằng phương pháp PTHH cho ta cái nhìn trực quan về sự phân bố nhiệt độ trong tầng cánh tua bin cao áp động cơ tua bin khí.

- Kết quả này có thể sử dụng khi tính toán thiết kế hệ thống làm mát tầng cánh tuabin, khi giải bài toán xác định ứng suất cơ nhiệt cánh công tác.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Nguyễn Trung Kiên, Vũ Đức Mạnh. *Khảo sát dao động riêng của cánh công tác động cơ tuabin khí bằng phương pháp phần tử hữu hạn*, Tuyển tập công trình khoa học Hội nghị Cơ khí toàn quốc lần thứ 3 năm 2013.
- [2] Августинович В.Г., Шмотин Ю.Н. и др (2005). Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях, Машиностроение, Москва.
- [3] Емин О.Н., Карасев В.Н., Ржавин Ю.А. (2003). Выбор параметров и газодинамический расчет осевых компрессоров и турбин авиационных ГТД. МАИ, «Дипак», Москва.
- [4] Нихамкин М.А., Зальцман М.М. (1997). Конструкция основных узлов двигателя ПС-90А: Учеб. пособие/ Перм.гос.техн.ун-т, Пермь.
- [5] Хронин Д.В. (1989) Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей, Машиностроение, Москва.
- [6] О.В. Батулин, Д.А. Колмакова, В.Н. Матвеев, Г.М. Попов, Л.С. Шаблий Исследование рабочего процесса в ступени осевой турбины с помощью универсального программного комплекса Ansys CFX: метод. указания / сост. — Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. - 100 с.: ил.
- [7] В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, А.В.Щукин (1985) Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов, Машиностроение, Москва.
- [8] В.Г. Нестеренко, А.М. Любатуров (1991) Атлас схемо-конструктивных решений узлов ВРД к учебному пособию по курсовому проектированию “Проектирование и расчет ВРД”, МАИ, Москва.

Người phản biện: PGS.TS. Lê Văn Điềm