

# Tính toán trường nhiệt độ cánh phun động cơ tuabin khí tàu thủy

## Calculating the temperature field of marine gas turbine engines' nozzle blades

Vũ Đức Mạnh\*, Nguyễn Trung Kiên, Đào Trọng Thắng

Học viện Kỹ thuật Quân sự

\*Email: ducmanhvu@mta.edu.vn

Mobile: 0963412178

---

### Tóm tắt

#### Từ khóa:

cánh phun; CFX; làm mát; truyền nhiệt; trường nhiệt độ

Để đáp ứng xu hướng tăng nhiệt độ dòng khí trước tuabin thì phương án làm mát cánh tuabin không ngừng được cải tiến. Trong tính toán thiết kế để đánh giá hiệu quả của các phương án làm mát khác nhau cần phải xác định được trường nhiệt độ cánh tuabin, là chi tiết trực tiếp tiếp xúc với khí nóng. Bài báo trình bày cách xây dựng mô hình truyền nhiệt bằng phần mềm ANSYS CFX nhằm tính toán xác định trường nhiệt độ cánh phun có làm mát của tầng tuabin cao áp động cơ tuabin khí tàu thủy DR 76.

---

### Abstract

#### Keywords:

Cooling; CFX; heat transfer; nozzle blade; temperature field

Cooling technology for turbine blades has been constantly improved in order to overcome the issue of increasing airflow temperature in front of the turbine. To evaluate the various cooling options in designing, it is necessary to determine temperature field of the turbine blades, which directly contact with the hot air. This article builds a heat transfer model using ANSYS CFX package in order to calculate the temperature field of the nozzle blades of a marine gas turbine DR 76 engine's high-pressure turbine.

---

Ngày nhận bài: 29/06/2018

Ngày nhận bài sửa: 04/9/2018

Ngày chấp nhận đăng: 15/9/2018

---

## 1. MỞ ĐẦU

Trong tuabin thì cánh phun và cánh công tác là các chi tiết trực tiếp tiếp xúc với khí cháy, do vậy nhiệt độ của chúng cao nhất và cần cường độ làm mát cao nhất. Hiện nay để làm mát cánh phun và cánh công tác thì có ba biện pháp cơ bản được sử dụng đó là làm mát kiểu đối lưu, đối lưu - màng và xốp thấm [1].

Để đánh giá hiệu quả làm mát cánh người ta dùng hệ số làm mát  $\theta = (T_g - T_b) / (T_g - T_a)$  [1].

Trong đó:  $T_g$  - nhiệt độ của dòng khí nóng chảy qua cánh;  $T_b$  - nhiệt độ trung bình của cánh;  $T_a$  - nhiệt độ của không khí đi làm mát. Hệ số  $\theta$  phụ thuộc vào kiểu làm mát và lưu lượng không khí đi làm mát.

Hệ số  $\theta$  đánh giá được khả năng làm mát và nhiệt độ trung bình của cánh, nhưng trong thực tế, nhiệt độ trên cánh tuabin không đồng nhất. Điều này có thể dẫn tới trường hợp nhiệt độ trung bình cánh tuabin vẫn nằm trong giới hạn cho phép nhưng tại một số điểm nhiệt độ cục bộ vượt quá giới hạn chịu đựng của vật liệu, gây nên hiện tượng cháy cánh cục bộ.

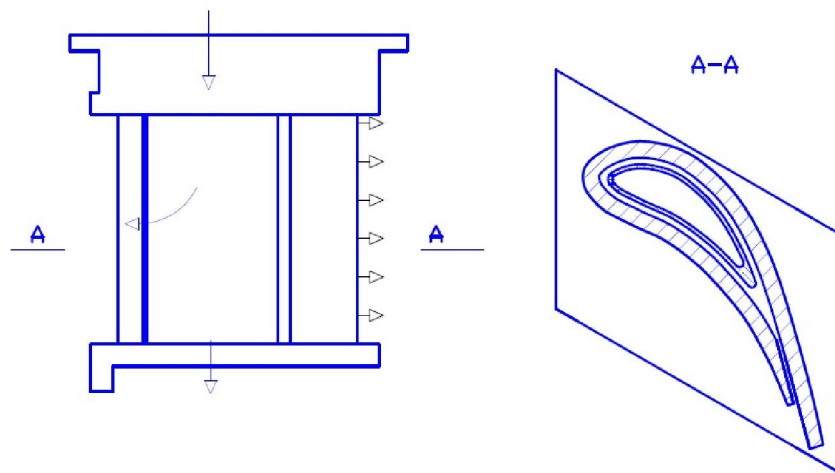
Việc phân bố không đều của nhiệt độ trên cánh tuabin được giải thích bằng các lý do chính: nhiệt độ dòng khí nóng không đồng đều, hệ số tản nhiệt  $\alpha$  trên bề mặt cánh không phải là hằng số [2], sự phân bố dòng khí làm mát tới các vùng của cánh chưa đồng đều, đồng thời dòng không khí làm mát hấp thụ nhiệt trong quá trình chảy nên cường độ làm mát càng về sau càng giảm đi.

Để đánh giá độ bền nhiệt của cánh tuabin thì ngoài nhiệt độ trung bình trên cánh cần xem xét cả trường hợp nhiệt độ cánh tuabin. Việc tính toán, xác định trường nhiệt độ cánh tuabin là việc được quan tâm từ rất lâu, nhưng hiện nay nó vẫn là vấn đề mang tính thời sự. Sự phát triển của công nghệ làm mát cánh tuabin thực sự mang lại hiệu quả trong việc nâng cao tuổi thọ, độ bền cánh, đồng thời đáp ứng được tốc độ tăng nhiệt độ dòng khí sau buồng đốt. Đối với mỗi tầng cánh trên mỗi động cơ luôn hoạt động với điều kiện đặc trưng, không lặp lại ở động cơ khác, do vậy để đảm bảo tuổi thọ của động cơ cần nghiên cứu kỹ lưỡng về trường nhiệt độ trên từng tầng cánh cụ thể.

Việc xác định trường nhiệt độ cánh tuabin là việc làm hết sức phức tạp. Hiện nay có hai phương pháp cơ bản để xác định đó là phương pháp thử nghiệm và phương pháp tính toán lý thuyết [3]. Trong đó phương pháp thử nghiệm có độ tin cậy cao hơn nhưng đòi hỏi các thiết bị chuyên dụng, phức tạp, chỉ có một số cơ sở nghiên cứu tại nước ngoài được trang bị.

Trong bài báo này, nhóm tác giả sử dụng phương pháp lý thuyết để xây dựng mô hình truyền nhiệt nhằm tính toán trường nhiệt độ cánh phun tầng tuabin cao áp của động cơ DR 76, ở các chế độ tải điển hình (100%, 80%, 62,5%, 50% và đảo chiều) [5,6].

Cánh phun tầng tuabin cao áp của động cơ tuabin khí DR 76 được làm mát kiểu đối lưu có màng chắn phân phối khí bên trong (Hình 1). Khí làm mát được lấy từ luồng thứ cấp của buồng đốt, sau đó đi qua lỗ phía trên của cánh và đi vào bên trong màng phân phối khí. Các lỗ phân phối khí sẽ đưa một phần dòng khí làm mát đi qua phần đầu cánh, chảy qua khe giữa màng phân phối với bụng (hoặc lưng) trước khi thổi qua các khe phía đuôi cánh. Phần không khí còn lại sẽ đi tới chân cánh, qua khe hở giữa thiết bị phun và vành chân cánh, sau đó thổi làm mát chân cánh công tác.



Hình 1. Cánh phun tầng cao áp động cơ DR 76 [4]

## 2. LỰA CHỌN MÔ HÌNH DÒNG CHẢY VÀ PHẦN MỀM TÍNH TOÁN

Việc truyền nhiệt trong cánh phun động cơ DR 76 có thể được chia ra thành các đoạn cơ bản như sau: quá trình truyền nhiệt từ dòng khí vào bề mặt bên ngoài cánh phun; quá trình dẫn nhiệt bên trong cánh phun; quá trình tản nhiệt từ cánh phun vào dòng không khí chảy giữa cánh phun và màng phân phối. Trong đó phức tạp nhất là xác định các hệ số tản nhiệt  $\alpha$  giữa: khí nóng và bề mặt ngoài của cánh; bề mặt trong của cánh và không khí làm mát.

Ta thấy rằng, việc truyền nhiệt từ dòng khí vào thành vách thực chất là quá trình trao đổi nhiệt giữa lớp biên và thành vách. Hệ số  $\alpha$  cục bộ biến thiên theo từng chi tiết, theo bề mặt biên dạng, theo chiều cao cánh, và mỗi chế độ làm việc của cánh khác nhau thì có giá trị khác nhau, đặc biệt phụ thuộc vào cấu trúc dòng chảy của lớp biên sát với bề mặt cánh [2].

Để giải bài toán dòng chảy thì hiện nay có 3 phương pháp chính đó là mô hình tính trực tiếp (Direct Numerical Simulation- DNS), mô hình xoáy rộng (Large Eddy Simulation, LES) và phương pháp giải trung bình Reynolds phương trình Navier-Stokes (Reynolds-Averaged Navier-Stokes, RANS). Do DNS và LES đòi hỏi nguồn tài nguyên máy tính rất lớn nên hiện nay RANS vẫn được sử dụng trong hầu hết các bài toán kỹ thuật [7].

RANS chia ra thành rất nhiều mô hình rối, nhưng không có mô hình nào tối ưu cho tất cả các trường hợp dòng chảy. Các mô hình được chia thành 3 nhóm chính: nhóm đại số, nhóm dịch chuyển ứng suất Reynold, nhóm vi phân. Nhóm mô hình thứ nhất (đại số) chỉ cho kết quả đạt yêu cầu với các dòng chảy đơn giản. Nhóm mô hình thứ hai (dịch chuyển ứng suất Reynold) ít khi được sử dụng khi giải các bài toán có biên dạng bên trong phức tạp, bởi vì nó mô tả không tốt quá trình chảy gần thành vách [8].

Hiện nay thì nhóm mô hình vi phân tiếp tục được hoàn thiện, phát triển và được dùng phổ biến hơn cả. Đối với quá trình chảy trong máy cánh người ta thường sử dụng mô hình của Spalart-Allmaras và k-SST, đặc biệt trong các phần mềm CFD [9].

Việc xác định trường nhiệt độ của cánh tuabin thực chất là giải phương trình [2]

$$\frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) = \frac{\partial}{\partial \tau} (c_p \rho T) \quad (1)$$

Khi giải quyết bài toán cụ thể thì cần bổ sung thêm các điều kiện, bao gồm đặc tính hình học, vật lý và cả các điều kiện biên. Trong tính toán trường nhiệt độ ĐCTBK thường sử dụng điều kiện biên loại 3, khi biết nhiệt độ của môi trường xung quanh (khí hoặc không khí làm mát) và hệ số trao đổi nhiệt trong hệ tọa độ không gian và thời gian [2]:

Như vậy, đối với bề mặt cánh phía khí nóng và bề mặt phía không khí làm mát ta có các phương trình sau:

$$-\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right)_{n=0} = \alpha_g (T_g^* - T_{n=0}) \quad (2)$$

$$-\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right)_{n=0} = \alpha_a (T_{n=0} - T_a^*) \quad (3)$$

trong đó  $T_{n=0}$  – nhiệt độ bề mặt cánh;  $T_g^*$ ,  $T_a^*$  – nhiệt độ toàn phần của dòng khí và dòng không khí làm mát;  $\alpha_g$ ,  $\alpha_a$  – hệ số tản nhiệt của khí và dòng không khí. Ngoài điều kiện biên loại 3, khi giải bài toán dẫn nhiệt còn sử dụng điều kiện biên:

Điều kiện biên loại 1 gồm sự phân bố nhiệt độ trên bề mặt theo tọa độ không gian và thời gian;

$$\text{Điều kiện biên loại 2: sự phân bố dòng nhiệt trên bề mặt cánh } q_{n=0} = -\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right)_{n=0} \quad (4)$$

Điều kiện biên loại 4: nhiệt độ trên 2 bề mặt tiếp xúc nhau có điều kiện

$$T_1 = T_2; \lambda_1 \left( \frac{\partial T_1}{\partial n} \right) = \lambda_2 \left( \frac{\partial T_2}{\partial n} \right) \quad (5)$$

Để giải các bài toán dòng chảy và truyền nhiệt trong máy cánh người ta thường dùng các phần mềm CFD chuyên dụng, phổ biến nhất hiện nay là phần mềm ANSYS CFX, ANSYS Fluent hoặc Numeca FINE/Turbo,... [9]. Trong các phần mềm đó thì ANSYS CFX dựa theo nguyên lý phần tử hữu hạn, có khả năng giải đồng thời bài toán dòng chảy và truyền nhiệt, đáp ứng được yêu cầu nghiên cứu về trường nhiệt độ trên cánh tuabin [10].

Từ các lý do đó mà bài báo sử dụng phần mềm ANSYS CFX với mô hình dòng chảy rối k-ε để tính toán.

### 3. MÔ HÌNH TÍNH TOÁN VÀ ĐIỀU KIỆN BIÊN TRONG ANSYS CFX

Một số thông số hình học chính của cánh phun được trình bày trong Bảng 1. Các thông số này được đo đạc trên động cơ cắt bỏ tại Học viện Hải quân Nha Trang và được lấy từ tài liệu [4].

**Bảng 1.** Một số thông số hình học của cánh phun tầng cao áp động cơ DR 76

TT	Thông số	Giá trị	Nguồn số liệu
1	Chiều cao cánh,mm	28	Đo
2	Dây cung biên dạng,mm	42	Đo
3	Chiều dày cánh,mm	2	Đo, [4]
4	Khoảng cách bên giữa cánh và màng chắn,mm	0,8	Đo, [4]
5	Chiều dày màng chắn, mm	0,5	[4]
6	Số lượng khe thoát khí ở đuôi cánh	4	Đo
7	Kích thước mặt cắt khe thoát khí ở đuôi cánh, mmxmm	0,5x5	Đo
8	Góc hình học đầu vào, độ	90	Đo, [4]
9	Góc hình học đầu ra, độ	14	Đo, [4]

Thông số dòng khí tại các biên được lấy từ lý lịch của động cơ [6] và kết quả tính toán chu trình nhiệt động của động cơ DR 76 [11, 12].

**Bảng 2.** Thông số dòng khí tại các biên

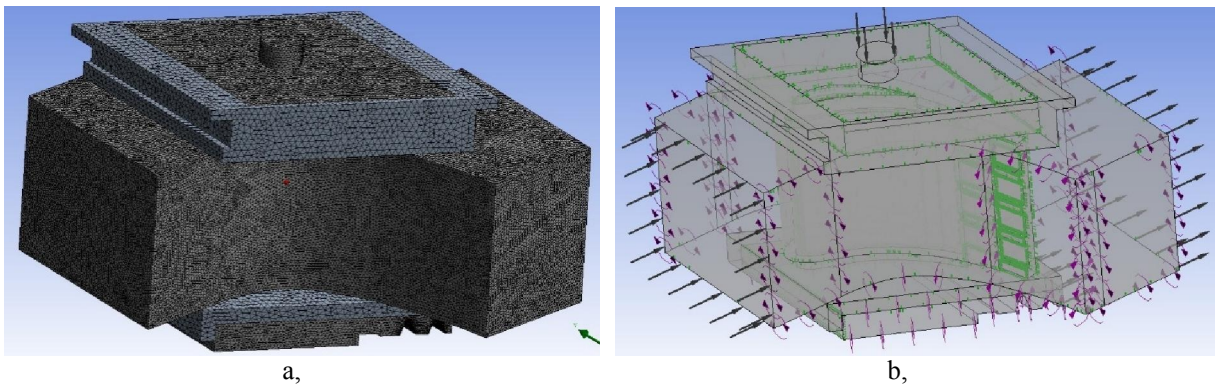
TT	Chế độ, % tải	100	80	62,5	50	Đảo chiều
1	Áp suất toàn phần tại đầu vào của khí nóng, kPa	1203	1039	914	818,2	943,3
2	Nhiệt độ toàn phần tại đầu vào của khí nóng, K	1246	1163	1100	1055	1156
3	Áp suất tĩnh tại đầu ra, kPa	859,8	722,2	637,2	569,9	647
4	Áp suất toàn phần tại đầu vào của không khí làm mát, kPa	1233	1080	950	850	980
5	Nhiệt độ toàn phần tại đầu vào của không khí làm mát, K	637	610	587,5	568,3	596,7
6	Áp suất đầu ra của không khí ở chân cánh, kPa	859,8	722,2	637,2	569,9	647

Mô hình được xây dựng và chia lưới trong phần mềm ANSYS CFX (Hình 2). Để tiết kiệm tài nguyên máy tính nhưng vẫn đảm bảo độ chính xác của bài toán, kích thước phần tử dòng khí

sát các bề mặt cánh được chia bằng 1/10 so với phần còn lại. Ở đây tồn tại dòng biên và quá trình trao đổi nhiệt giữa dòng khí và cánh. Số phần tử, số nút của dòng khí tương ứng là: 25202658, 4711718; của cánh tương ứng là: 128167; 29880.

Trong mô hình này có 2 đầu vào: đầu vào của dòng khí nóng và không khí làm mát; 2 đầu ra gồm đầu ra của dòng khí chính và dòng không khí thổi làm mát chân cánh công tác. Thông số của dòng khí tại các biên này được trình bày trong Bảng 2. Phần không gian lưu thông của mạng cánh được chia thành 42 phân (42 cánh), các biên hai bên có đặc tính chu kỳ.

Trong mô hình này, khí được lựa chọn là khí lý tưởng với thông số vật lý được lấy từ [16]. Vật liệu của cánh là hợp kim của Niken ЖС-6K với thông số vật lý được lấy từ [17].



**Hình 2.** Mô hình dòng chảy qua cánh phun tuabin cao áp động cơ DR 76  
a - mô hình chia lưới; b - các biên

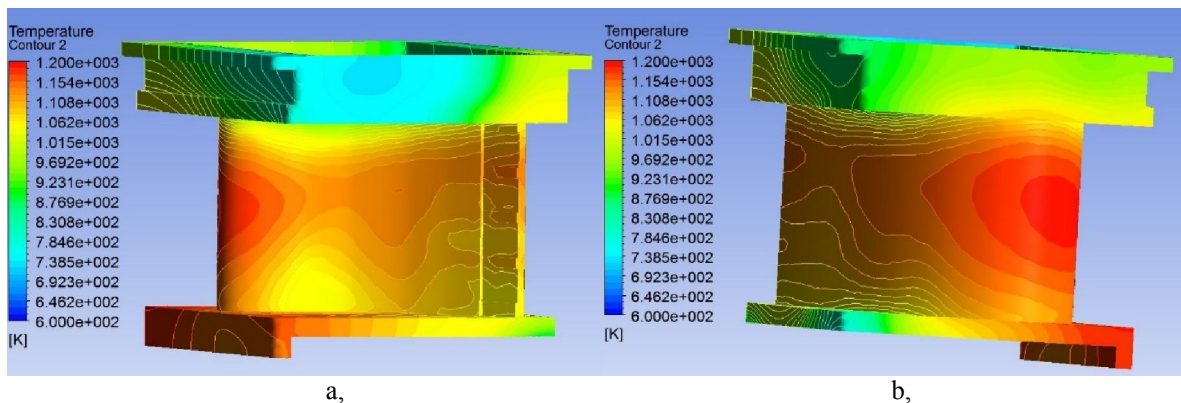
## 4. KẾT QUẢ VÀ BÀN LUẬN

### 4.1. Phân bố trường nhiệt độ trên bề mặt cánh phun

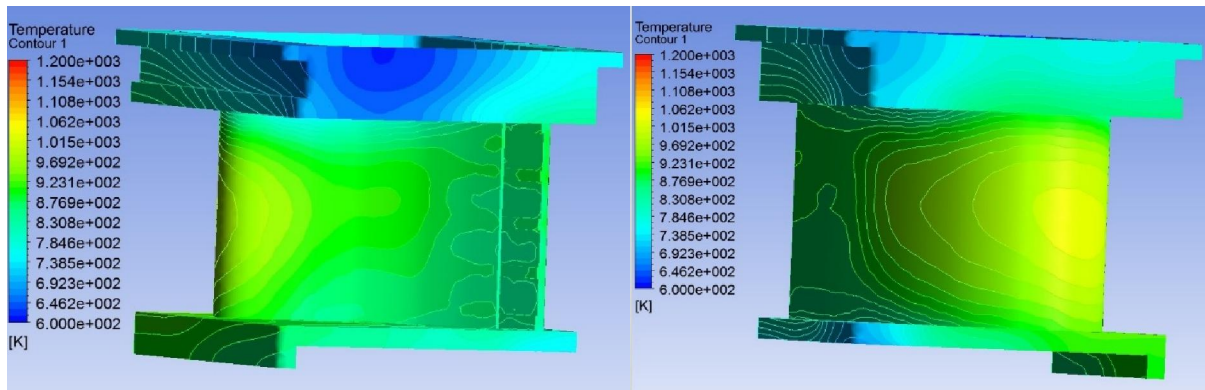
Kết quả tính toán trường nhiệt độ trên cánh phun bằng phần mềm ANSYS CFX được thể hiện trên Hình 3 và Hình 4, các kết quả này không mâu thuẫn với các kết quả đã công bố trong các tài liệu [13], [14], [15].

Kết quả trên Hình 3 và Hình 4 ta thấy:

- Trường nhiệt độ trên cánh phun ở hai chế độ lớn nhất và nhỏ nhất thường xuyên hoạt động đồng dạng với nhau;
- Vị trí của vùng nhiệt độ cực đại gần như không thay đổi;



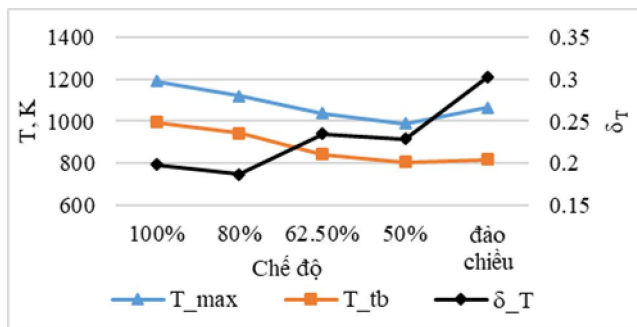
**Hình 3.** Trường nhiệt độ trên bề mặt cánh phun tại chế độ 100% tải  
a - bụng cánh; b - lưng cánh



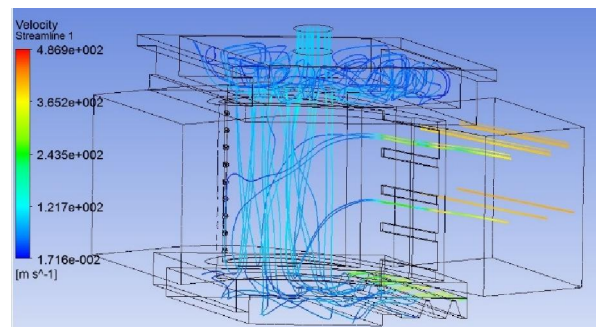
**Hình 4.** Trường nhiệt độ trên bề mặt cánh phun tại chế độ 50% tải  
a - bụng cánh; b - lưng cánh

Đối với các trường hợp còn lại, trường nhiệt độ có hình dáng tương tự.

Trên cánh, kết quả về nhiệt độ cực đại  $T_{max}$ , nhiệt độ trung bình  $T_{tb}$ , hệ số chênh lệch nhiệt tương đối  $\delta_T = (T_{max} - T_{tb})/T_{tb}$  ở các chế độ được trình bày trong đồ thị Hình 5. Ta thấy rằng nhiệt độ cực đại và nhiệt độ trung bình giảm khi giảm chế độ, tức là ở đây chế độ nhiệt khác nhiệt nhất ở chế độ 100% tải. Còn hệ số chênh lệch nhiệt  $\delta_T$  có xu hướng tăng khi giảm chế độ và đạt cực đại ở chế độ đảo chiều ( $\delta_T=0,302$ ).



**Hình 5.** Đồ thị biểu diễn một số thông số về sự chênh lệch nhiệt độ trên cánh ở các chế độ



**Hình 6.** Đường đi của luồng không khí làm mát ở chế độ 100% tải

#### 4.2. Nhiệt độ cực đại

Trên Hình 3 và 4 ta thấy rằng vùng nhiệt độ cực đại nằm ở khu vực độ cao trung bình của mép đầu vào cánh. Điều này được giải thích bởi một số lý do sau:

- Khu vực này có nhiệt độ dòng khí cao nhất (Hình 8);
- Ở chân và đỉnh cánh thì một lượng nhiệt lớn được truyền nhiệt ra ngoài biên;
- Ở vùng mép đầu vào trong kết cấu này chưa đủ lượng không khí làm mát hay nói cách khác kết cấu này chưa định hướng được dòng không khí làm mát đi vào vùng nhiệt lớn nhất (Hình 6).

Từ Bảng 3 ta thấy rằng, trừ chế độ đảo chiều, độ chênh  $\Delta T_{max}$  ( $\Delta T_{max} = T_g^* - T_{max}$ ) giữa nhiệt độ cực đại ( $T_{max}$ ) trên cánh so với nhiệt độ ( $T_g^*$ ) của dòng khí không cao, nằm trong khoảng  $43 \div 65K$ .

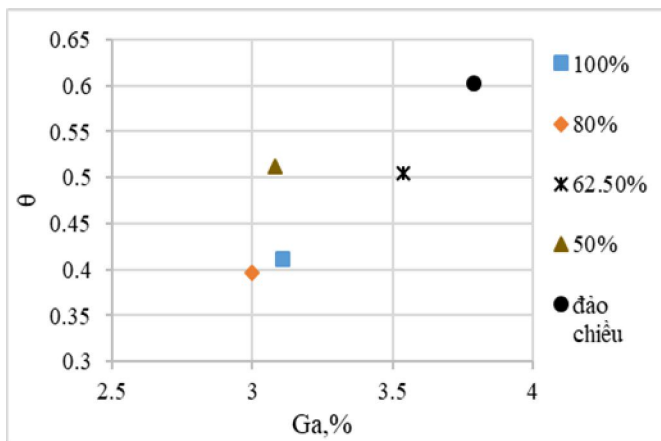


**Bảng 3.** Độ chênh nhiệt độ  $\Delta T_{\max}$  ở các chế độ

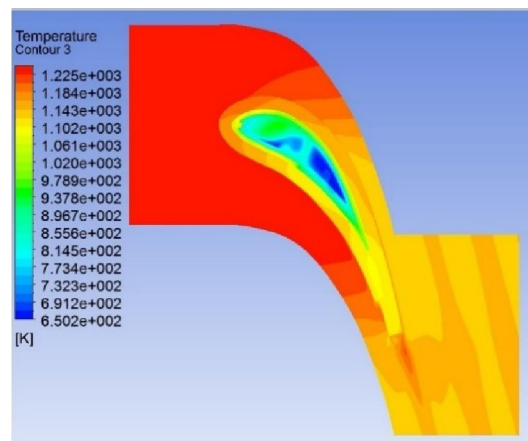
TT	Chế độ, % tải	100%	80%	62,5%	50%	Đảo chiều
1	$T_g^*$ , K	1246	1163	1100	1055	1156
2	$T_{\max}$ , K	1192	1120	1038,5	990,6	1067
3	$\Delta T_{\max}$ , K	54	43	61,5	64,4	89

### 4.3. Hệ số làm mát và tỷ lệ lưu lượng không khí làm mát

Kết quả trên Hình 7 cho thấy, với tỷ lệ lưu lượng không khí chảy qua đuôi cánh (không khí chảy vòng qua kênh giữa bề mặt bên trong của cánh và màng chắn) tăng lên thì hệ số làm mát  $\theta$  tăng theo đường tuyến tính. Trị số tính toán  $\theta$  ở đây tương đối cao vì nhiệt độ trung bình của cánh được lấy bằng nhiệt độ trung bình trên bề mặt bên ngoài, bên trong của cánh phun, và cả trên bề mặt bên ngoài, bên trong màng chắn.

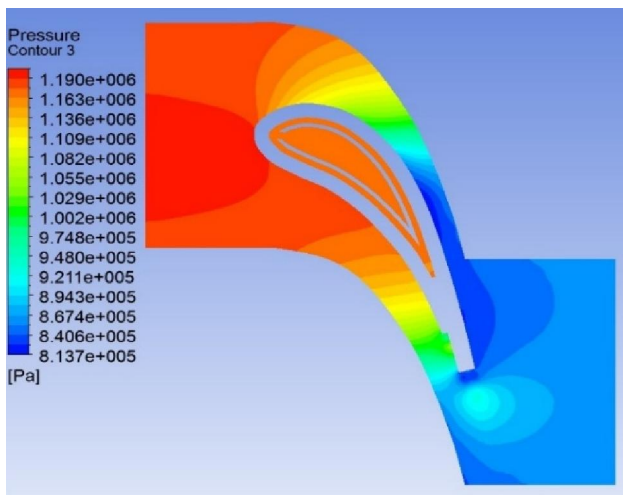


**Hình 7.** Đồ thị biểu diễn mối quan hệ giữa hệ số làm mát  $\theta$  với tỷ lệ lưu lượng không khí làm mát  $G_a$  ở các chế độ

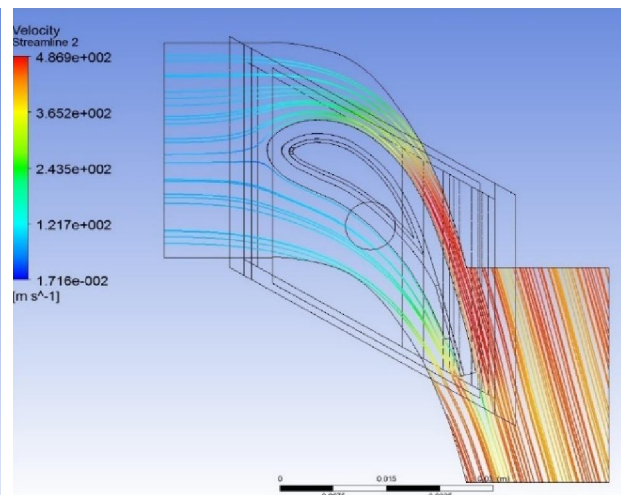


**Hình 8.** Phân bố nhiệt độ dòng khí ở mặt cắt trung bình (chế độ 100%)

### 4.4. Diễn biến của áp suất, nhiệt độ và vận tốc dòng khí dọc theo phần lưu thông



**Hình 9.** Phân bố áp suất của dòng khí ở mặt cắt trung bình (chế độ 100%)



**Hình 10.** Đường đi và vận tốc của dòng khí ở mặt cắt trung bình (chế độ 100%)

Mô hình này cũng cho ta kết quả trường áp suất, nhiệt độ, vận tốc của dòng khí trong phần lưu thông ở các mặt cắt (Hình 8, 9, 10). Ở các chế độ khác thì các kết quả này tương đối giống nhau về phân bố, hay nói cách khác, đặc tính chảy của dòng khí trong phần lưu thông ở các chế độ là tương tự nhau.

## 5. KẾT LUẬN

Bằng cách xây dựng mô hình phù hợp trong phần mềm hiện đại ANSYS CFX, hoàn toàn có thể tính toán trường nhiệt độ của các chi tiết của động cơ tua bin khí. Trong bài báo đã trình bày cụ thể nội dung tính toán trường nhiệt độ của cánh phun ở các chế độ vận hành.

Các kết quả thu được cho phép đưa ra một số nhận xét như sau:

- Các kết quả tính toán thu được phù hợp với những công bố của các công trình nghiên cứu trước đây;

- Đặc tính dòng chảy và trường nhiệt độ ở các chế độ vận hành là đồng dạng với nhau;

- Tại chế độ 100% tải thì cánh chịu nhiệt độ cực đại cục bộ, nhiệt độ trung bình cao nhất.

Còn chế độ đảo chiều có sự chênh lệch nhiệt độ là lớn nhất;

Để giảm nhiệt độ cục bộ cũng như tăng mức độ đồng đều về trường nhiệt độ của cánh phun cần có thêm những giải pháp mới, trong số đó có giải pháp thiết kế lại hệ thống màng phân phối không khí làm mát.

## TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Иноземцев А.А, Сандрацкий В.Л, *Газотурбинные двигатели*, Авиадвигатель, г. Пермь-2006.
- [2]. Локай В.И, Бодунов М.Н, Жуйков В.В, Щукин А.В. *Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов*. Машиностроение, 1985 - 216с.
- [3]. Галицейский Б.М, Совершенный В.Д, Формалев В.Ф, Черный М.С. *Тепловая защита лопаток турбин*- м: Изд-во МАИ,1996-356с.
- [4]. *Двигатель ДР 76. Техническое описание*, Зоря - Машпроект, 2005
- [5]. *Изделие М15Э.1 ОМ5. Инструкция по эксплуатации*, Зоря - Машпроект, 2005
- [6]. *Двигатель ДР 76. Форумляр*, Зоря - Машпроект, 2005
- [7]. С. В. Ершов, *Программный комплекс для расчета пространственных течений вязкого газа в решетках турбомашин*. ISSN 0131-2928. Пробл. машиностроения, 2012, Т. 15, № 3-4
- [8]. Волков К.Н, Емельяков В.Н, *Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений*. М: Физматлит, 2008-306с- ISBN 978-5-9221-0920-8.
- [9]. С. В. Ершов. *Развитие программного комплекса расчета пространственных течений в турбомашинах*. ISSN 1727-0219 Вестник двигателестроения 2/2011
- [10]. ANSYS CFX analysis guide // ANSYS DOCUMENTATION
- [11]. Vũ Đức Mạnh, Hà Huy Thắng, Đào Trọng Thắng, Nguyễn Trung Kiên. *Tính toán chu trình nhiệt động cơ tuabin khí ở các chế độ vận hành bằng phần mềm GateCycle*. Tạp chí Phát triển KH&CN- Đại học Quốc gia TP. Hồ Chí Minh,ISSN: 1859-0128, tập 20, số K5-2017
- [12]. Vũ Đức Mạnh, Nguyễn Trung Kiên, Đào Trọng Thắng. *Nghiên cứu ảnh hưởng của nhiệt độ môi trường tới chu trình nhiệt của động cơ tuabin khí tàu thủy DR 76 ở các chế độ tải cục bộ*. Hội nghị KH&CN Giao thông vận tải lần IV, 5/2018. Nhà xuất bản Giao thông vận tải, ISBN: 978-604-76-1578-0



[13]. Красавин Д.А. , Диссертация к.т.н “Разработка методики расчета и исследования температурного состояния лопаток газовых турбин”, МАТИ, 2008.

[14]. С.И. Сендюрев, А.С. Тихонов, В.Т. Хайрулин, Н.Ю. Самохвалов “Современные системы охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин”, Вестник ПНИПУ-Аэрокосмическая техника, 2015 No 42.

[15]. С.И. Сендюрев “Охлаждение сопловых лопаток” [http://perm-motors.com/upload/pages/7007/IB\\_18N\\_15\\_Ohlazhdenie.pdf](http://perm-motors.com/upload/pages/7007/IB_18N_15_Ohlazhdenie.pdf)

[16]. Варгафтик, Н.Б. *Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей* [Текст]: 2-ое изд./ Н.Б. Варгафтик. М.: Наука, 1972. -721с

[17]. Заббаров Р. *Материалы и технологические процессы изготовления заготовок и отливок аэрокосмического назначения*. ISBN 978-5-0691-9. Самара, Изд-во Самар. Гос. Аэрокосм. Ун-та, 2008-92с