

Nghiên cứu đặc tính vận hành động cơ tua bin phản lực một trục có buồng đốt tăng lực AL-21F

Nguyễn Lê Thanh^{1*}, Nguyễn Quốc Quân², Nguyễn Hà Hiệp²

¹Trường Sĩ quan Không quân

²Học viện Kỹ thuật Quân sự

Ngày nhận bài 8/7/2022; ngày chuyển phản biện 11/7/2022; ngày nhận phản biện 1/8/2022; ngày chấp nhận đăng 5/8/2022

Tóm tắt:

Động cơ tua bin phản lực một trục, một luồng, có buồng đốt tăng lực AL-21F được sử dụng trên máy bay chiến đấu đã lâu, nhưng ở nước ta có ít các nghiên cứu về động cơ này. Bài báo tiếp cận từ lý thuyết, hiệu chỉnh theo thuyết minh kỹ thuật và thực tế khai thác, kết hợp sử dụng các phần mềm chuyên dụng (Gasturb, GSP) để tính toán các thông số động cơ theo đặc tính tốc độ, độ cao và tiết lưu. Kết quả thu được cho thấy, khi tốc độ bay tăng lên thì suất tiêu hao nhiên liệu tăng lên tuyến tính, trong khi lực đẩy của động cơ lúc đầu giảm xuống và đạt giá trị nhỏ nhất tại $M=0,3 \div 0,5$, sau đó tăng cho tới giới hạn tốc độ. Khi tăng độ cao, các đặc tính tốc độ và tiết lưu giữ nguyên quy luật, lực đẩy giảm xuống cũng như suất tiêu hao nhiên liệu tăng lên. Khi tăng tốc độ quay rô to, lực đẩy tăng lên tuyến tính nhưng suất tiêu hao nhiên liệu giảm dần và gần như giữ nguyên ở vòng quay trên 85%. Kết quả tính toán phù hợp với khoảng giới hạn vận hành thực tế, cho phép hiểu sâu về quá trình khai thác động cơ AL-21F nói riêng và động cơ tua bin phản lực nói chung.

Từ khóa: đặc tính tốc độ, động cơ AL-21F, Gasturb, GSP, tiết lưu.

Chỉ số phân loại: 2.3

Mở đầu

Động cơ AL-21F là loại động cơ tua bin phản lực có buồng đốt tăng lực và miệng phun điều chỉnh ở mọi chế độ, được lắp trên máy bay chiến đấu siêu âm để tạo lực đẩy cần thiết. Tuy nhiên, ở Việt Nam có không nhiều nghiên cứu về đặc tính vận hành của động cơ AL-21F phục vụ cho quá trình khai thác cũng như trong nghiên cứu khoa học.

Các đặc tính vận hành chính của động cơ phản lực bao gồm tốc độ, độ cao và tiết lưu, là các thông tin quan trọng hàng đầu để điều khiển động cơ. Đặc tính tốc độ, độ cao biểu diễn sự thay đổi các thông số chính của động cơ vào điều kiện bay (vận tốc và độ cao - nhiệt độ, áp suất và độ ẩm môi trường) tại mỗi chương trình điều khiển động cơ. Đặc tính tiết lưu là sự phụ thuộc các thông số chính của động cơ (lực đẩy, suất tiêu hao nhiên liệu...) vào các thông số chế độ làm việc (ví dụ tốc độ quay rô to).

Nghiên cứu trong nước có thể kể tới công trình của Bùi Văn Thương (2016) [1], tác giả đã xây dựng đặc tính các thành phần động cơ dựa trên các thông số hình học bằng phương pháp lý thuyết và mô phỏng CFD (Computational fluid dynamics). Mẫu động cơ R95TM-300

với kết cấu 1 trục nhưng 2 máy nén thấp áp và cao áp cấp khí nén theo 2 luồng khác nhau tới buồng đốt và buồng trộn (không tăng lực) rồi gộp chung qua miệng phun tạo lực đẩy. Trong tính toán lý thuyết chỉ có các tham số nhiệt động ở chế độ tính toán tại mặt đất ($H=0$) có sự thay đổi tốc độ ($M<1$), nhưng không phân tích đặc tính tốc độ, độ cao và tiết lưu. Ngoài ra, phần mềm được sử dụng là ASTRA của Nga [2], chỉ cho kết quả riêng phần buồng đốt mà không có các thành phần khác cũng như của cả động cơ.

Ngoài phương pháp tính toán lý thuyết, trên thế giới có nhiều phần mềm tính toán các thông số nhiệt động, mô phỏng sự biến đổi các thông số trong quá vận hành động cơ. Phần mềm tính toán, mô phỏng động cơ tua bin khí hàng đầu hiện nay có thể kể tới như Gasturb (Đức), GSP (Trung tâm Hàng không Vũ trụ Hà Lan), NPSS (NASA, Mỹ)... Một báo cáo tổng quan của Tổ chức nghiên cứu và công nghệ RTO (khởi NATO) về lĩnh vực mô phỏng động cơ tua bin khí [3] cũng cho thấy sự quan tâm rất lớn của các nước tiên tiến. Nhiều phần mềm chuyên dụng đều có thể tính toán tất cả các loại động cơ, thông số thiết kế hay đặc tính vận hành, tối ưu hóa thiết kế, điều khiển, chẩn đoán, phân tích kiểm tra kết hợp các thông số đo được.

*Tác giả liên hệ: Email: thanhmbdc@gmail.com

Research on operating characteristics of single-spool turbojet engine with the afterburner AL-21F

Le Thanh Nguyen^{1*}, Quoc Quan Nguyen², Ha Hiep Nguyen²

¹Air Force Officer's College

²Military Technical Academy

Received 8 July 2022; accepted 5 August 2022

Abstract:

The single-spool, single-thread, turbojet engine with afterburner AL-21F has been used on fighter aircraft for a long time, but there are few studies on this engine in Vietnam. This article uses the theoretical approach, calibrates according to the technical description and actual operation, combined with specialised software such as GasTurb and GSP to calculate engine thermodynamic parameters in some actual flight conditions. The obtained results showed that, when the flight speed increases, the specific fuel consumption increases linearly, while the initial engine thrust decreases and reaches the minimum value at $M=0.3\div0.5$, then continue to increase and reach the maximum at the speed limit. When increasing the height, the speed and regulating spool speed of the engine remain the same, the engine thrust decreases as well as the specific fuel consumption increases. When increasing the rotor rotation speed, the engine thrust increases linearly but the specific fuel consumption decreases gradually and remains almost the same at engine rpm above 85%. The results allowed for a better understanding of the operating process of the AL-21F engine in particular and turbojet engines in general or used to build simulation models operating close to reality.

Keywords: engine AL-21F, Gasturb, GSP, off-design regime, operating characteristics.

Classification number: 2.3

Bài báo này trình bày kết quả nghiên cứu bằng phương pháp tính toán lý thuyết và ứng dụng các phần mềm chuyên dụng (Gasturb, GSP) để mô hình hóa và mô phỏng động cơ AL-21F trong các điều kiện vận hành khi có buồng đốt tăng lực và không tăng lực.

Cấu trúc cơ bản của động cơ tua bin phản lực AL-21F

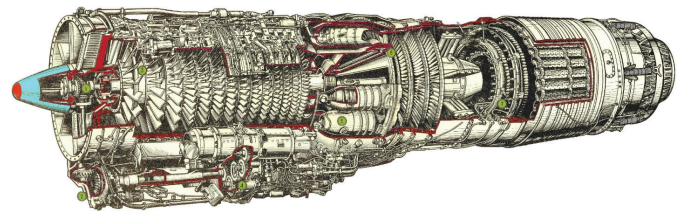
Động cơ tua bin phản lực AL-21F (hình 1) bao gồm 5 thành phần chính: máy nén, buồng đốt chính, tua bin, buồng đốt tăng lực và miệng phun phản lực. Nguyên lý làm việc như sau:

- Rô to máy nén, rô to tua bin kéo quay, hút khí vào máy nén, sau đó cấp khí vào buồng đốt chính. Trong buồng đốt chính diễn ra quá trình cháy liên tục.

- Luồng khí cháy có nhiệt độ cao, thổi từ buồng đốt chính vào tua bin - hấp thụ một phần đáng kể năng lượng. Công mà tua bin nhận được được dùng để kéo quay máy nén và truyền cho các máy bơm trợ.

- Sau tua bin luồng khí cháy, có áp suất lớn, thổi vào buồng đốt tăng lực và thoát ra khỏi miệng phun với tốc độ vượt rất nhiều so với tốc độ khí vào động cơ.

- Buồng đốt tăng lực nằm giữa tua bin và miệng phun. Khi bật tăng lực, nhiên liệu cấp vào buồng đốt tăng lực, cháy bằng oxy có trong hỗn hợp khí cháy sau khi ra khỏi tua bin. Khi đó nhiệt độ trước miệng phun tăng lên, làm tăng tốc độ dòng khí khi ra khỏi miệng phun và tăng lực đẩy động cơ.



Hình 1. Động cơ tua bin phản lực AL-21F.

Tính toán đặc tính vận hành của động cơ AL-21F

Tính toán các thông số vận hành động cơ theo lý thuyết

Các thông số sử dụng tính toán (ở chế độ định mức) được trình bày ở bảng 1.

Bảng 1. Các thông số đầu vào để tính toán của động cơ AL-21F.

Thông số	Giá trị
Nhiệt độ môi trường tiêu chuẩn (K)	$T_0=288$
Áp suất môi trường tiêu chuẩn (Pa)	$p_0=101.325$
Tỷ số nén máy nén	$\pi=14,5$
Lượng khí lớn nhất qua động cơ (kg/s)	$G_{kk}=104$
Tỷ số giảm áp đầu vào động cơ	$p_2/p_1=0,99$
Nhiệt độ sau buồng đốt (K)	1370
Hiệu suất buồng đốt	0,99
Hiệu suất tua bin	0,85
Hiệu suất máy nén	0,85
Hiệu suất cơ giới	0,99
Nhiệt trị riêng (MJ/kg)	43
Nhiệt độ sau tua bin (K)	1003-1043
Lực đẩy ở vòng quay max (kG)	7800 (76,5 kN)
Suất tiêu hao nhiên liệu (kg/kG.h)	0,88

Các công thức sử dụng để tính toán tham khảo theo tài liệu [4-8].

Nhiệt độ và áp suất môi trường: T_H, p_H

Tại mặt cắt trước động cơ:

$$\text{- Áp suất toàn phần: } p_H^* = p_H \times (1 + 0,2 \times M^2)^{\frac{k}{k-1}} \quad (1)$$

$$\text{- Nhiệt độ toàn phần: } T_H^* = T_H \times (1 + 0,2 \times M^2) \quad (2)$$

Tại mặt cắt trước máy nén:

$$\text{- Áp suất toàn phần: } p_1^* = p_H^* \times \sigma_{TBV} \quad (3)$$

$$\text{- Nhiệt độ toàn phần: } T_1^* = T_H^* \quad (4)$$

Công kéo quay máy nén:

$$L_K = \frac{k}{k-1} \times R \times T_1^* \times \left(\frac{(\pi_K^*)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_K^*} \right) \quad (5)$$

với π_K^* , η_K^* là tỷ số nén và hiệu suất của máy nén.

Tại mặt cắt trước buồng đốt chính:

$$\text{- Áp suất toàn phần: } p_2^* = p_1^* \times \pi_K^* \quad (6)$$

$$\text{- Nhiệt độ toàn phần: } T_2^* = T_1^* + \frac{L_K}{\frac{k}{k-1} \times R} \quad (7)$$

Tại mặt cắt trước tua bin:

$$\text{- Áp suất toàn phần: } p_3^* = p_2^* \times \sigma_{BD} \quad (8)$$

$$\text{- Nhiệt độ toàn phần: } T_3^* = 1370 \text{ K}$$

Công kéo quay tua bin:

$$L_T = \frac{L_K}{\eta_M \times (1 - g_{LM} - g_{TK}) \times (1 + g_{NL})} \quad (9)$$

trong đó: η_M là hiệu suất cơ giới; g_{LM} là lưu lượng khí làm mát tương đối; g_{TK} là lưu lượng trích khí tương đối; g_{NL} là lưu lượng nhiên liệu tương đối.

Tại mặt cắt sau tua bin:

$$\text{- Áp suất toàn phần: } p_4^* = \frac{p_3^*}{\pi_T^*} \quad (10)$$

$$\text{- Nhiệt độ toàn phần: } T_4^* = T_3^* - \Delta T_T^* \quad (11)$$

Tại mặt cắt miệng phun:

$$\text{- Áp suất tĩnh: } p_5 = p_H \quad (12)$$

$$\text{- Tỷ số giãn nở: } \pi_{MF} = \frac{p_4^*}{p_5} \times \sigma_{BDTLKB} \quad (13)$$

với σ_{BDTLKB} là tổn thất ở buồng đốt tăng lực khi không bật tăng lực.

- Vận tốc dòng khí ở miệng phun:

$$C_5 = \varphi_C \times \sqrt{2 \times \frac{\gamma}{\gamma-1} \times R_t \times T_4^* \times \left(1 - \frac{1}{\pi_{MF}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right)} \quad (14)$$

trong đó, φ_C là hệ số tốc độ ở miệng phun.

$$\text{Lực đẩy riêng của động cơ: } P_r = (1 + g_{NL}) \times C_5 - V_H \quad (15)$$

$$\text{Lực đẩy của động cơ: } P = P_r \times G_K \quad (16)$$

$$\text{Suất tiêu hao nhiên liệu của động cơ: } C_r = \frac{3600 \times g_{NL}}{P_r} \quad (17)$$

Các tham số chính của động cơ khi bật buồng đốt tăng lực:

- Tốc độ thoát khí ra từ miệng phun:

$$C_{5.TL} = \varphi_{mf.TL} \times \sqrt{2 \times \frac{\gamma}{\gamma-1} \times R_t \times T_{TL}^* \times \left(1 - \frac{1}{\left[\frac{p_4^* \times \sigma_{BDTL}}{p_H} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right)} \quad (18)$$

$$\text{- Lực đẩy riêng tăng lực: } P_{r.TL} = (1 + g_{NL} + g_{NL.TL}) \times C_5 - V_H \quad (19)$$

$$\text{- Lực đẩy tăng lực: } P_{TL} = P_{r.TL} \times G_K \quad (20)$$

$$\text{- Suất tiêu hao nhiên liệu tăng lực: } C_{r.TL} = 3600 \times \frac{g_{NL} + g_{NL.TL}}{P_{r.TL}} \quad (21)$$

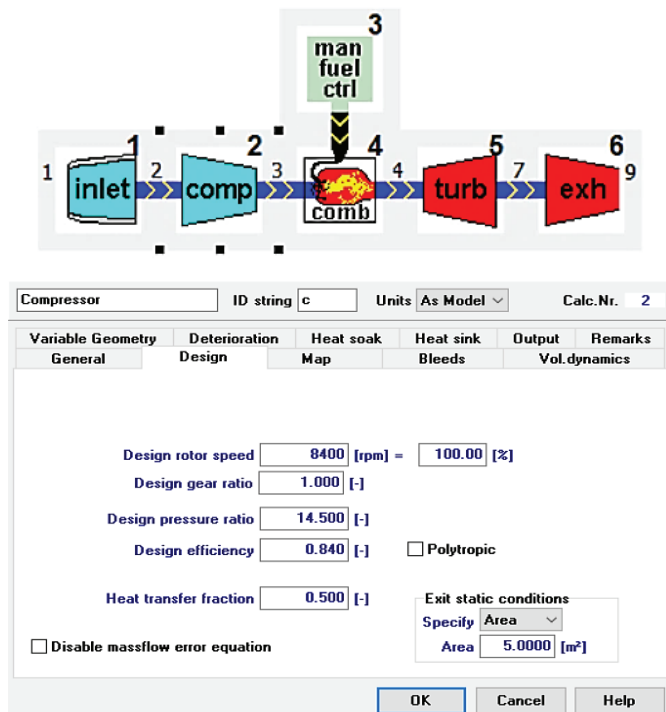
Từ các công thức trên, ứng dụng phần mềm Mathcad để tính toán các thông số vận hành động cơ AL-21F, sau đó kiểm chứng và tiếp tục tính toán bằng các phần mềm chuyên dụng hiện đại trong lĩnh vực động cơ tua bin khí là Gasturb và GSP để tính toán các thông số động cơ theo đặc tính vận hành, chế độ điều khiển trong một số điều kiện bay thực tế.

Tính toán và mô phỏng bằng phần mềm GSP

GSP là một phần mềm mô phỏng nhiệt động học tua bin khí, thuộc sở hữu của Trung tâm Hàng không Vũ trụ Hà Lan. Người dùng có thể lập mô hình hầu như bất kỳ chu trình tua bin khí nào để thiết kế, phân tích trạng thái ổn định hoặc mô phỏng khi điều khiển, bằng cách sắp xếp kết nối các thành phần động cơ với nhau. GSP là một công cụ mạnh mẽ để dự đoán hiệu suất và cả phân tích điểm thiết kế, các chế độ vận hành và tối ưu hóa các tham số [9, 10].

Để xây dựng mô hình của động cơ tua bin phản lực AL-21F trong GSP, trước tiên các sơ đồ khối riêng lẻ của các thành phần động cơ tua bin phản lực AL-21F (cửa nạp, máy nén, buồng đốt, tua bin và vòi phun) được lựa chọn tuân tự theo cấu trúc của động cơ.

Để thực hiện hiệu suất nhiệt động và tham số động cơ, các phương trình tính toán trước đó được thực hiện trong các thành phần tương ứng. Điều này bao gồm đơn vị và mối quan hệ của các phương trình riêng lẻ, thực hiện mô hình đầy đủ sau đó đầu vào và đầu ra các biến đã được thiết lập, những biến này cuối cùng cần thiết cho mô phỏng. Dữ liệu liên quan sử dụng để thiết lập mô phỏng và tính toán được thể hiện ở bảng 1. Sơ đồ khối của mô hình cuối cùng thu được trong GSP được hiển thị ở hình 2,



Hình 2. Mô hình GSP cơ bản của động cơ tua bin phản lực AL-21F và ví dụ nhập thông số vào khối máy nén Compressor.

trong mỗi khối các tham số cần thiết được hiệu chỉnh phù hợp với điều kiện đầu vào.

Kết quả tính toán các thông số của động cơ tua bin phản lực AL-21F tại các mặt cắt bằng phần mềm GSP được thể hiện ở bảng 2.

Bảng 2. Kết quả tính toán các thông số nhiệt động động cơ AL-21F bằng phần mềm GSP.

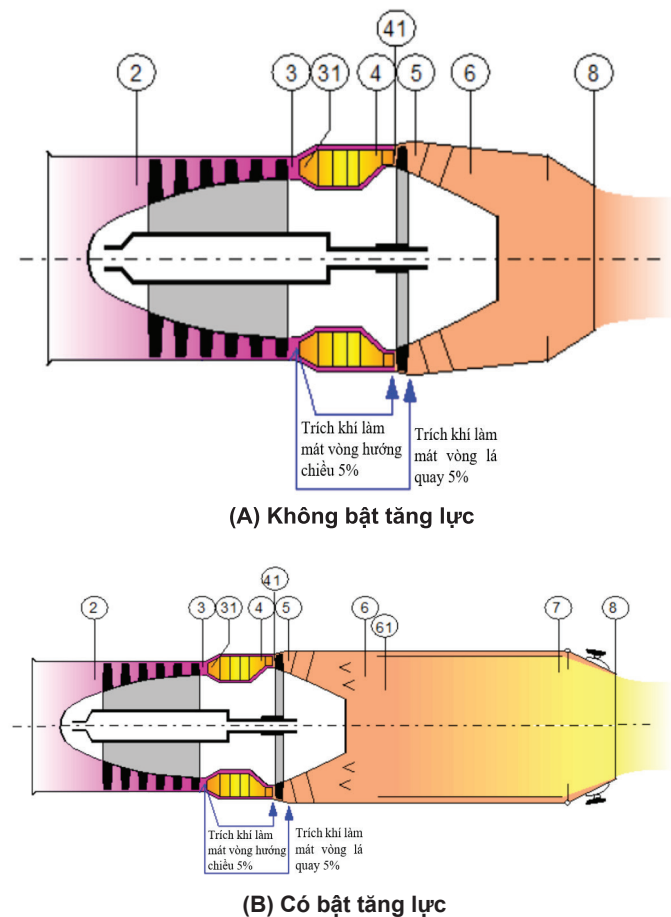
Thông số	Lưu lượng (kg/s)	Nhiệt độ (K)	Áp suất (Pa)
Thiết bị vào	104,000	288,15	101.325
Máy nén	104,000	288,15	100.312
Trước buồng đốt	93,600	670,79	1.454.520
Sau buồng đốt	95,507	1.370,00	1.338.159
Thiết bị ra	96,547	1.035,60	344.775
Miệng phun	96,547	1.035,60	333.010

Tính toán và mô phỏng bằng phần mềm Gasturb

Phần mềm Gasturb được phát triển bởi J. Kurzke và I. Halliwell (2018) [11], là phần mềm chuyên nghiệp hàng đầu để tính toán đặc tính tất cả các loại động cơ tua bin khí (tua bin trục, phản lực, phản lực cánh quạt, dạng 1-2 viên khí, dạng 1-3 trục, có hay không có tầng lực...), đồng thời có thể giải quyết hầu như mọi bài toán từ thiết kế cho tới vận hành,

tối ưu hóa và điều khiển động cơ. Gasturb được xây dựng cho các kỹ sư, nhà quản lý, nghiên cứu và cả sinh viên nên cũng rất thích hợp làm công cụ giảng dạy trong môi trường giáo dục. Sự khác biệt chính giữa Gasturb với các phần mềm tương tự khác nằm ở giao diện đồ họa theo định hướng tác vụ và chất lượng đồ họa vượt trội, tài liệu hướng dẫn cũng như cơ sở lý thuyết có tính hệ thống cao. Điểm khó khăn khi sử dụng Gasturb cũng như GSP là toàn bộ hệ thống ký hiệu theo quy chuẩn Mỹ và phương Tây, trong khi các động cơ và lý thuyết hàng không của Việt Nam thường theo chuẩn Nga nên gây một số khó khăn ban đầu khi sử dụng.

Khác với GSP, người dùng lắp ghép các khối thành phần khác nhau của một động cơ tùy ý, Gasturb lại cung cấp sẵn hầu như các loại cấu hình động cơ trong thực tế. Đối với động cơ phản lực AL-21F là loại động cơ một trục được thể hiện ở hình 3, cùng với các vị trí mặt cắt được đánh số theo chuẩn quốc tế, tương ứng khi không và có bật chế độ tăng lực.



Hình 3. Mô hình và các tiết diện tính toán thông số bằng Gasturb.

Bảng 3. Kết quả tính toán thông số nhiệt động bằng Gasturb.

Tiết diện	Thông số	Lưu lượng (kg/s)	Nhiệt độ (K)	Áp suất (Pa)
Thiết bị vào			288,15	101.325
Máy nén		102,960	288,15	100.312
Sau máy nén		102,960	666,39	1.459.536
Trước buồng đốt		92,664	666,93	1.459.536
Sau buồng đốt		94,536	1.370,00	1.357.368
Trước tua bin		99,684	1.336,50	1.357.368
Sau tua bin		104,832	985,43	303.767
Buồng đốt tăng lực		104,842	985,43	301.225
Thiết bị ra		105,578	2.000,00	293.041
Miệng phun		108,723	1.973,44	293.041

Sau khi chọn cấu hình phù hợp của động cơ, các tham số trình bày ở bảng 1 đã được nhập vào chương trình. Sau đó, Gasturb tính toán các thông số vận hành (bảng 3).

Kết quả, các thông số tính toán được kiểm nghiệm như lực đẩy, suất tiêu hao nhiên liệu, nhiệt độ sau tua bin bằng Mathcad theo lý thuyết, bằng các phần mềm chuyên dụng GSP và Gasturb đều phù hợp với tài liệu thuyết minh động cơ AL21-F (sai lệch không quá 5%). Trong đó, kết quả tính bằng Gasturb có phần chính xác hơn nên tiếp tục được sử dụng tính toán phân tích các đặc tính vận hành động cơ (bảng 4).

Bảng 4. So sánh tham số tính toán và theo thuyết minh kỹ thuật.

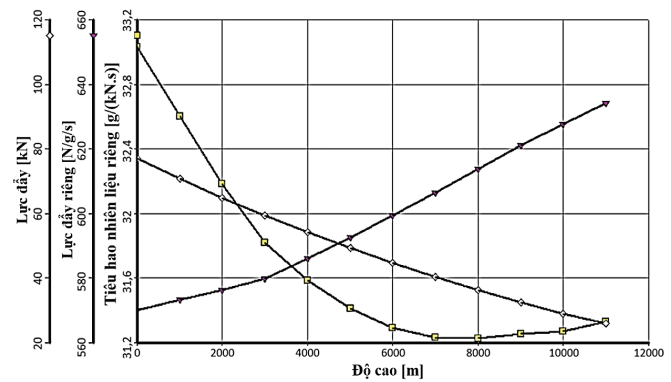
Thông số	Mathcad		GSP		Gasturb		Thuyết minh kỹ thuật
	Giá trị	Độ lệch so với thuyết minh kỹ thuật	Giá trị	Độ lệch so với thuyết minh kỹ thuật	Giá trị	Độ lệch so với thuyết minh kỹ thuật	
Lực đẩy (kN)	76,58	0,1%	74,78	2,25%	76,73	0,3%	76,5
Suất tiêu hao nhiên liệu (kg/kg.h)	0,88	0%	0,87	1,14%	0,85	2,27%	0,88
Nhiệt độ sau máy nén (K)	677	-	671	-	667	-	-
Nhiệt độ sau tua bin (K)	1.002,5	0,48%	1.035,6	3,25%	985,4	1,75%	1.003-1.043

Kết quả và bàn luận

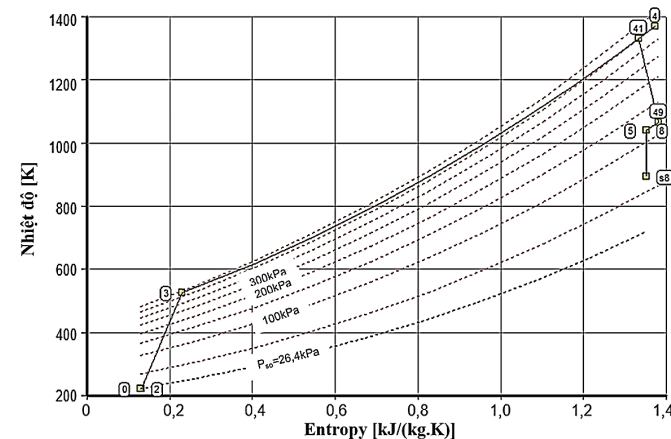
Từ độ tin cậy của mô hình và các kết quả tính toán, lựa chọn phần mềm Gasturb để tiếp tục tính toán, nghiên cứu các đặc tính tốc độ, độ cao và tiết lưu của động cơ.

Ở các điều kiện bay khác nhau, thì lực đẩy, lực đẩy riêng và suất tiêu hao nhiên liệu sẽ khác nhau, do sự thay đổi của lưu lượng không khí, mật độ không khí môi trường thay đổi. Hơn nữa, ngay cả khi động cơ hoạt động ở tốc độ quay cố định, tỷ số T_3/T_1 sẽ thay đổi theo hướng làm tăng hiệu

suất động cơ. Trên hình 4 là đồ thị thể hiện sự phụ thuộc của các thông số lực đẩy, lực đẩy riêng và suất tiêu hao nhiên liệu của động cơ AL-21F theo độ cao bay. Khi độ cao bay tăng lên $H=0 \div 8.000$ m thì suất tiêu hao nhiên liệu ở buồng đốt chính giảm dần, khi tiếp tục tăng độ cao $H>8.000$ m thì suất tiêu hao nhiên liệu tăng chậm. Lực đẩy riêng của động cơ tăng dần khi tăng độ cao. Lực đẩy của động cơ giảm gần như tuyến tính khi tăng độ cao bay. Ngoài ra, trên hình 5 cũng thể hiện chu trình nhiệt động của động cơ tại độ cao 10.000 m.

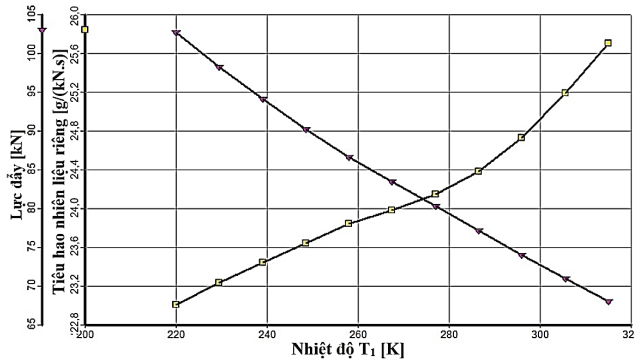


Hình 4. Sự thay đổi của lực đẩy, lực đẩy riêng và suất tiêu hao nhiên liệu của động cơ theo độ cao bay (Gasturb).



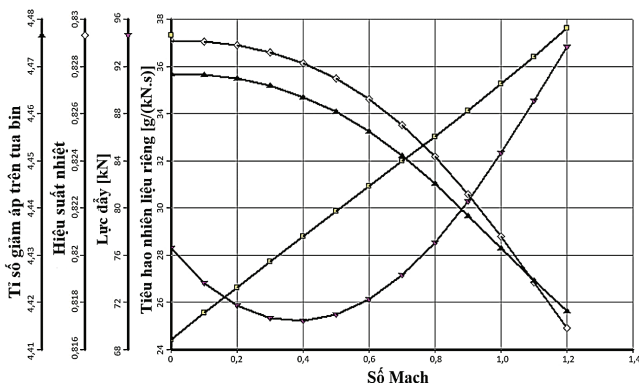
Hình 5. Biểu đồ T-s ở 10.000 m (Gasturb).

Hình 6 thể hiện sự phụ thuộc của lực đẩy và suất tiêu hao nhiên liệu theo nhiệt độ môi trường khi tăng độ cao bay. Trong tầng đối lưu khi độ cao tăng thì nhiệt độ môi trường giảm theo công thức (2). Trên đồ thị hình 6 cho thấy, khi độ cao bay tăng thì suất tiêu hao nhiên liệu giảm dần và lực đẩy của động cơ tăng dần lên, điều này đặc biệt có lợi đối với lĩnh vực hàng không dân dụng thường bay ở độ cao phía trên của tầng đối lưu ít bị ảnh hưởng bởi điều kiện khí hậu và tiết kiệm được lượng nhiên liệu khi bay đường dài trong thời gian lâu.



Hình 6. Sự phụ thuộc của lực đẩy động cơ và suất tiêu hao nhiên liệu theo sự biến đổi của nhiệt độ khí độ cao bay thay đổi (Gasturb).

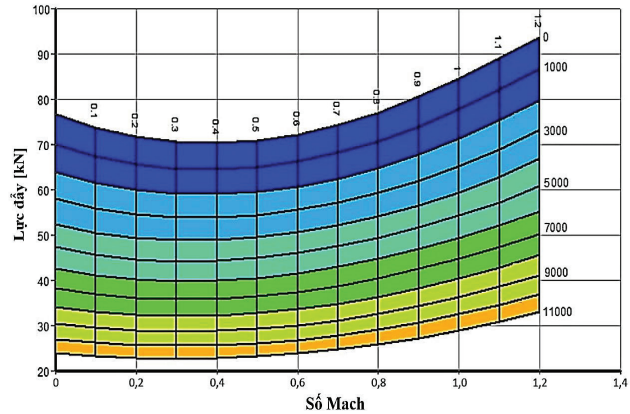
Hình 7 thể hiện sự phụ thuộc của các thông số tỷ số giảm áp trên tua bin, hiệu suất nhiệt, lực đẩy và suất tiêu hao nhiên liệu của động cơ theo sự thay đổi số Mach. Trong quá trình tăng/giảm tốc độ bay theo chế độ vận hành giả định nằm trong giới hạn an toàn, các thông số của động cơ thay đổi liên tục và tuân theo quy luật. Khi tốc độ bay tăng lên thì hiệu suất nhiệt và tỷ số giảm áp trên tua bin đều giảm dần theo tốc độ bay. Khi tốc độ bay tăng lên thì lực đẩy của động cơ lúc đầu giảm xuống và đạt giá trị nhỏ nhất tại $M=0,3 \div 0,5$. Sau đó, khi tiếp tục tăng tốc độ bay thì lực đẩy bắt đầu tăng lên và đạt giá trị lớn nhất tại các tốc độ bay vượt âm $M=1,2$. Suất tiêu hao nhiên liệu ở buồng đốt chính tăng lên tuyến tính khi tăng tốc độ bay.



Hình 7. Sự phụ thuộc của tỷ số giảm áp trên tua bin, hiệu suất nhiệt, lực đẩy và suất tiêu hao nhiên liệu động cơ vào tốc độ bay (Gasturb).

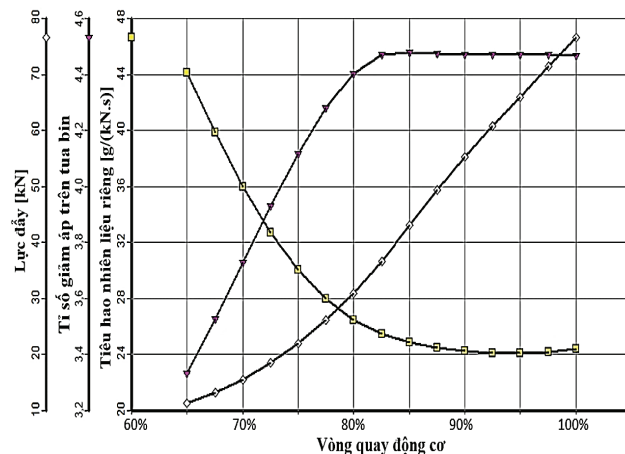
Hình 8 thể hiện sự ảnh hưởng của tốc độ và độ cao bay tới lực đẩy của động cơ AL-21F. Khi tốc độ bay tăng lên thì lực đẩy lúc đầu giảm xuống và đạt giá trị nhỏ nhất tại $M=0,3 \div 0,5$. Sau đó, khi tiếp tục tăng tốc độ bay thì lực đẩy bắt đầu tăng lên và đạt giá trị lớn nhất tại các tốc độ bay vượt

âm $M=1,2$. Mặc dù hiệu suất nhiệt của động cơ tăng lên khi nhiệt độ môi trường giảm theo độ cao, nhưng càng lên cao mật độ không khí càng giảm, dẫn tới lưu lượng không khí vào động cơ cũng giảm theo hay lực đẩy cũng sẽ giảm xuống theo độ cao bay.



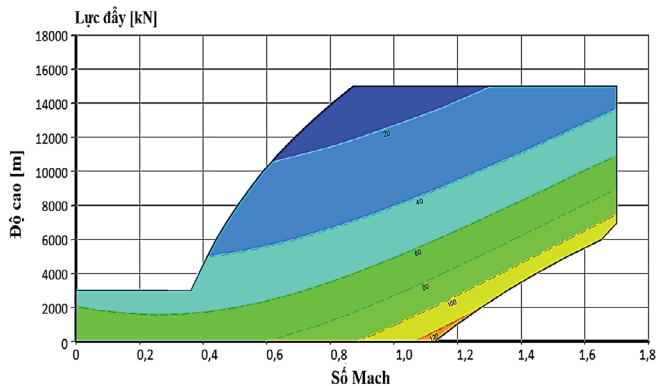
Hình 8. Sự thay đổi của lực đẩy theo tốc độ và độ cao bay (Gasturb).

Hình 9 thể hiện đặc tính tiết lưu, tức sự phụ thuộc của các thông số suất tiêu hao nhiên liệu, lực đẩy của động cơ và tỷ số giảm áp sau tua bin của động cơ AL-21F theo sự thay đổi vòng quay động cơ. Khi vòng quay động cơ tăng lên thì suất tiêu hao nhiên liệu giảm dần theo sự tăng tốc độ vòng quay động cơ, thay đổi rất nhỏ khi vòng quay lớn hơn 85% và suất tiêu hao nhiên liệu đạt nhỏ nhất khi tốc độ vòng quay động cơ ở khoảng 93%. Lực đẩy của động cơ tăng dần theo sự tăng của vòng quay động cơ. Tỷ số giảm áp sau tua bin tăng dần khi tăng tốc độ động cơ và không thay đổi khi vòng quay động cơ đạt giá trị lớn hơn 85%.



Hình 9. Sự phụ thuộc của suất tiêu hao nhiên liệu, lực đẩy động cơ và tỷ số giảm áp sau tua bin vào vòng quay của động cơ (Gasturb).

Hình 10 thể hiện biểu đồ đặc trưng của động cơ là phụ thuộc của lực đẩy động cơ vào tốc độ máy bay (M) và độ cao bay cho thấy các giới hạn thông số động cơ theo các chế độ vận hành khác nhau. Trong điều kiện thực tế, bất cứ chế độ bay nào đều phải nằm trong giới hạn trong biểu đồ này, mọi cố gắng vận hành nằm ngoài giới hạn đều có thể không thực hiện được hoặc dẫn tới sự cố.



Hình 10. Biểu đồ đặc trưng của động cơ theo số Mach và độ cao bay (Gasturb).

Kết luận

Bài báo đã trình bày các kết quả nghiên cứu đặc tính vận hành động cơ tua bin phản lực có buồng đốt tăng lực AL-21F bằng tính toán lý thuyết và mô phỏng bằng các phần mềm chuyên dụng. Các kết quả tính theo các phương pháp khác nhau đều phù hợp với thuyết minh kỹ thuật, cho thấy mức độ tin cậy đảm bảo. Đây là tiền đề và là cơ sở dữ liệu để phát triển mô hình toán học cho phần mềm và thiết bị mô phỏng động cơ cho mục tiêu đào tạo và huấn luyện sát với thực tế vận hành trong các điều kiện ở các môi trường và quá trình khai thác vận hành khác nhau.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Bùi Văn Thường (2016), *Nghiên cứu xác định các tham số nhiệt động lực học của động cơ tua bin phản lực trên cơ sở xác định các kích thước hình học*, Luận án tiến sĩ kỹ thuật, Học viện Kỹ thuật Quân sự, 132tr.
- [2] И.И. Крупенич, et al. (2006), *Automated System of Gas Turbine Engines Thermogazdynamic Calculation and Analysis*, Samara State Aerospace University, Russia, 7pp (in Russian).
- [3] North Atlantic Treaty Organisation (2002), *RTO NATO Technical Report 44 - Performance Prediction and Simulation of Gas Turbine Engine Operation*, 356pp.
- [4] А.Б. Агульник (2002), *Thermogazdynamic Calculations and Calculation of the Characteristics of Aviation Gas Turbine Engines*, Moscow Aviation Institute, 4pp (in Russian).
- [5] В.И. Бакулев (2000), *Calculation of Altitude-Speed and Throttle Characteristics of Turbojet Engines and Turbofan Engines*, Moscow Aviation Institute, 60pp (in Russian).
- [6] А.Л. Клячкин (1967), *Performance Characteristics of Aircraft Gas Turbine Engines*, Transport Engineering, Transport Publishing House, 196pp, https://www.studmed.ru/klyachkin-a-l-ekspluatatsionnye-harakteristiki-aviacionnyh-gazoturbinnih-dvigatelye_c6fd1a0a1fd.html.
- [7] А.Г. Волов, et al. (2007), *Research of Operational Characteristics of Gas Turbine Engines Part 2. Aircraft Power Plants - Collection of Laboratory Works*, Moscow Aviation Institute, 57pp (in Russian).
- [8] А.А. Григорьев (2007), *Theory, Calculation and Design of Aircraft Engines and Power Plants*, University of Perm, 368pp (in Russian).
- [9] E. Thirunavukarasu (2013), *Modeling and Simulation Study of A Dynamic Gas Turbine System In A Virtual Test Bed Environment*, Master thesis, The University of South Carolina, 123pp.
- [10] H. Gazzetta Jr, C. Bringhenti, J.R. Barbosa, J.T. Tomita (2017), "Real-time gas turbine model for performance simulations", *Journal of Aerospace Technology and Management*, **9**(3), pp.346-356.
- [11] J. Kurzke, I. Halliwell (2018), *Propulsion and Power - An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling*, Springer Nature, 779pp.