



Aerothermodynamic off-design performance study of a fixed double bypass duct turbofan engine

Elyas Lekzian*, Hamidreza Farshi Fasih, Reza Modanlou

Department of Aerospace Engineering, Faculty of New Science and Technologies, Semnan University, Semnan, Iran

ARTICLE INFO

Keywords:

Turbofan Engine
Double Bypass Duct
Off-Design
Thrust
Specific Fuel Consumption

ABSTRACT

In this paper, a turbofan engine with a double bypass duct (DBP) was studied at design point and off-design conditions. This is a separate exhaust, two-spool turbofan engine with bleed, turbine cooling, power extraction, and convergent exhaust nozzles. The bypass ratio of the main and secondary ducts is equal. Also, a typical turbofan engine with one bypass duct is considered the benchmark case (simple engine) and its bypass ratio is 2. Simulation results show that the DBP engine produces 5.4% thrust more than the simple engine at $M = 0.8$ and an altitude of 9296.4 m (design point). DBP engine thrust is more than the simple engine at SL altitude and 9296.4 m at off-design conditions in all flight Mach numbers ranging from 0 to 0.8. Moreover, the double bypass duct engine SFC is lower than the simple engine at the aforementioned off-design conditions. Thrust per mass flow rate (F/m') was also studied. By increasing F/m' , specific fuel consumption is decreased for both engine types. Another interesting finding is that at constant F/m' , the DBP engine SFC is lower than the simple engine at all flight altitudes.



© 2023 Iranian Society of Engine, Tehran, Iran. This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Noncommercial 4.0 International (CC BY-NC 4.0 license). (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>).

* Corresponding author

E-mail address: e.lekzian@semnan.ac.ir (E. Lekzian)

Received 3 January 2024; Accepted 5 May 2024

E-ISSN: 2345-4121/ISSN: 1735-5214

Cite this article: Lekzian E, Farshi Fasih H, Modanlou R. Aerothermodynamic off-design performance study of a fixed double bypass duct turbofan engine. The Journal of Engine Research. 2023 Nov 22;70(3):62-75. doi: 10.22034/ER.2024.2019254.1022

بررسی عملکرد آیرودینامیکی خارج از طرح موتور توربوفن با مسیر کنارگذر دوگانه غیرمتحرک

الیاس لکزیان*، حمیدرضا فرشی فصیح، رضا مدانلو

دانشکده مهندسی هوافضا، پردیس علوم و فناوری‌های نوین، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

چکیده

در این مقاله، یک موتور توربوفن با مسیر کنارگذر دوگانه (DBP) در نقطه طرح و شرایط خارج از طرح بررسی می‌شود. این موتور، یک موتور توربوفن خروجی مجزا، دو محوره با خنک‌کاری گردا و دارای نازل‌های خروجی همگرا است. نسبت کنارگذر در مجرای اصلی و ثانویه برابر با یک است. همچنین یک موتور توربوفن معمولی دارای یک مجرای کنارگذر، به عنوان موتور مرجع (موتور ساده) در نظر گرفته شده، که نسبت کنارگذر آن ۲ است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که موتور با مسیر کنارگذر دوگانه در ماخ ۰.۸ و در ارتفاع ۹۲۹۶.۴ متر (در نقطه طرح)، ۵.۴ درصد رانش بیشتری نسبت به موتور ساده تولید می‌کند. همچنین موتور با مسیر کنارگذر دوگانه در دو ارتفاع سطح دریا و ۹۲۹۶.۴ متر و در همه اعداد ماخ پروازی صفر تا ۰.۸، نسبت به موتور ساده رانش بیشتری را دارا است. علاوه بر این، در شرایط خارج از طرح، مصرف سوخت ویژه موتور با مسیر کنارگذر دوگانه کمتر از موتور ساده است. همچنین نتایج نشان می‌دهد که با افزایش (F/\dot{m}) ، مصرف سوخت ویژه برای هر دو نوع موتور کاهش می‌یابد. یافته مهم دیگر پژوهش حاضر این است که در (F/\dot{m}) ثابت، مصرف سوخت ویژه موتور با مسیر کنارگذر دوگانه در تمام ارتفاعات پروازی، کمتر از موتور ساده است.

اطلاعات مقاله

کلیدواژه‌ها:

موتور توربوفن
مسیر کنارگذر دوگانه
خارج از نقطه طرح
رانش
مصرف سوخت ویژه



© 2023 Iranian Society of Engine, Tehran, Iran. This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Noncommercial 4.0 International (CC BY-NC 4.0 license). (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>).

* نویسنده مسئول

پست الکترونیکی: e.lekzian@semnan.ac.ir (الیاس لکزیان)

دریافت ۱۳ دی ۱۴۰۲؛ پذیرش ۱۶ اردیبهشت ۱۴۰۳
شاپای الکترونیکی: ۴۱۲۱-۲۳۴۵ / شاپای چاپی: ۵۲۱۴-۱۷۳۵

Cite this article: Lekzian E, Farshi Fasih H, Modanlou R. Aerothermodynamic off-design performance study of a fixed double bypass duct turbofan engine. The Journal of Engine Research. 2023 Nov 22;70(3):62-75. doi: 10.22034/ER.2024.2019254.1022

۱- مقدمه

شرکت‌های تولیدکننده موتور به صورت پیوسته در تلاش برای ارتقای عملکرد موتورهای توربوفن هستند. به همین دلیل، تحقیقات زیادی در زمینه بهبود عملکرد موتور انجام شده است و ایده پیکربندی های نوآورانه موتور به منظور حصول به عملکردی بالاتر از موتورهای توربوفن متداول بررسی می‌شود. برخی از این خلاقیت‌ها شامل افزودن محفظه احتراق ثانویه [۴-۱] یا افزودن مسیر کنارگذر دوم (SBD) [۷-۵] است. همچنین، برخی از تحقیقات به استفاده از هیدروژن [۸، ۹] به جای سوخت‌های هیدروکربنی رایج به منظور افزایش عملکرد موتور می‌پردازند. تمرکز اصلی این تحقیق، تجزیه و تحلیل اثر افزودن یک مسیر کنارگذر ثانویه به یک موتور توربوفن هوایی متداول است. از این رو، در ادامه به بررسی این تحقیقات پرداخته می‌شود.

موناهاران^۱ [۷] با استفاده از نرم‌افزار سیستم شبیه‌ساز پیش‌رانه عددی^۲ (NPSS)، یک موتور توربوفن خروجی مجزا با کنارگذر بالا را شبیه‌سازی کرده است. او نشان داده است که مصرف سوخت ویژه ۲٫۵ درصد کمتر از موتور پایه برای ماموریت خاص است که برای هر دو موتور در نظر گرفته شده است.

سیمونز^۳ [۱۰] یک موتور توربوفن خروجی مخلوط سه جریانی را مطالعه کرده است. جریان سوم موتور پیشنهادی مورد مطالعه او قابل تنظیم است و موتور در دسته موتورهای چرخه متغیر^۴ (VCE) قرار می‌گیرد. نتایج تحقیقات سیمونز نشان می‌دهد که این موتور در مقایسه با موتور توربوفن معمولی، مصرف سوخت بهتری دارد.

آگولنیک^۵ و همکاران [۵] نیز جریان هوا را به مسیر کنارگذر دوم موتور توربوفن برای یک هواپیما با مانور چند حالتی بررسی کرده‌اند. در موتور مورد بررسی توسط آن‌ها، هوای کنارگذر اصلی، توسط هوای کنارگذر خارجی (دوم) تنظیم می‌شود. آن‌ها نشان داده‌اند که مصرف سوخت در شرایط کروز می‌تواند تا ۳۴ درصد کاهش یابد.

در مقاله وانگ^۶ و همکاران [۱۱]، روش‌های مختلف الگوسازی موتورهای چرخه متغیر، از جمله الگوهای فیزیکی، الگوهای داده محور و الگوهای ترکیبی، بررسی شده است. نتایج این پژوهش نشان داد که در حالت تک کنارگذر، نیروی رانش بالاتر است. این پیکربندی از موتور برای پرواز با سرعت بالا مناسب است در حالی که در حالت کنارگذر دوگانه، رانش پایین‌تر و نسبت کنارگذر بزرگ‌تر است که برای پرواز با سرعت پایین‌تر مناسب است. شوی ژانگ^۷ و همکاران [۱۲] به توسعه یک الگوی ریاضی برای موتور چرخه متغیر کنارگذر دوگانه (DBVCE) در حالت‌های پایدار و گذرا، با در نظر گرفتن تأثیر پره‌های قابل تنظیم دهانه ورودی و اندازه نازل گردا بر عملکرد تنجار و گردا، پرداخته‌اند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که در حالت کنارگذر دوگانه، مصرف سوخت ویژه موتور DBVCE کمتر بوده و در حالت تک کنارگذر، نیروی رانش ویژه بیشتر است.

آیگون^۸ و همکاران [۱۳] عملکرد الگوی توسعه‌یافته از موتور چرخه متغیر با پایه موتور F100 را بررسی کردند. آن‌ها این موتور را برای حالت‌های تک کنارگذر و کنارگذر دوگانه ارتقا داده و مقایسه کرده‌اند. تحلیل عملکردی این موتور چرخه متغیر نشان می‌دهد که مقدار SFC در حالت کنارگذر دوگانه برابر با ۱۷٫۸۵ (g/kN.s) و در حالت تک کنارگذر برابر با ۴۲٫۱۸ (g/kN.s) تعیین می‌شود. در نتیجه موتور چرخه متغیر می‌تواند مصرف سوخت و پایداری بهتری را در برخی شرایط عملیاتی ارائه دهد.

1 Manoharan

2 Numerical Propulsion System Simulation

3 Simmons

4 Variable Cycle Engine

5 Agul'nik

6 Wang

7 Xue-zhong

8 Aygun

چوی^۱ و همکاران [۱۴] به تحلیل یک موتور توربوفن و بهینه‌سازی آن با استفاده از متغیرهای طراحی و تأثیرات آن‌ها پرداختند. این تحقیق نشان داد که دمای خروجی محفظه احتراق، متغیر اصلی در تغییر رانش خالص و نسبت کنارگذر، متغیر کلیدی در تغییر مصرف سوخت ویژه محسوب می‌شود.

شیو^۲ و همکاران [۱۵] یک الگوی شبیه‌سازی عددی پیشرفته برای موتور چرخه متغیر با ویژگی‌های هندسه قابل تنظیم ارائه دادند و فرآیند تغییر حالت از کنارگذر دوگانه را به تک کنارگذر در این موتور بررسی کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که در ارتفاع سطح دریا و عدد ماخ صفر، تغییر حالت موجب افزایش ۱۶,۸۲۳ درصدی نیروی رانش و ۱۵,۱۶۳ درصدی مصرف سوخت ویژه می‌شود اما در عین حال، سبب کاهش نسبت کنارگذر (BPR) نیز از ۰,۷۰۰ به ۰,۳۰۷ می‌شود.

یوان^۳ و همکاران [۱۶] در مطالعه دیگری روش‌های الگوسازی اجزای کلیدی موتور (VCE) را بررسی کردند. نتایج این مطالعه نمایانگر آن است که در عدد ماخ پایین، حالت کنارگذر دوگانه موجب رانش بالاتر و مصرف سوخت ویژه پایین‌تر و در عدد ماخ بالا، حالت تک کنارگذر سبب رانش بالاتر و مصرف سوخت ویژه پایین‌تر می‌شود.

لی^۴ و همکاران [۱۷] به بررسی عملکرد موتور چرخه متغیر (VCE) در دو حالت کنارگذر ساده و کنارگذر دوگانه در شرایط پرواز کروز مافوق صوت و مادون صوت پرداختند و الگوهای محاسباتی دقیقی برای عملکرد موتور در هر دو حالت ارائه کردند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که در پروازهای کروز مادون صوت، موتور چرخه متغیر در حالت کنارگذر دوگانه، مصرف سوخت ویژه کمتری دارد و در پروازهای کروز مافوق صوت، حالت تک کنارگذر، رانش بیشتری را تولید می‌کند.

یوانوی^۵ و همکاران [۱۸] با استفاده از الگوسازی آبروترمودینامیکی، عملکرد موتور هواپیما با خروجی مخلوط و دارای کنارگذر دوگانه را شبیه‌سازی کردند. نتایج مطالعه آن‌ها نشان داد که مصرف سوخت ویژه در حالت کنارگذر دوگانه، ۷۰٪ تا ۵۰٪ درصد و نیروی رانش، ۱۰۳٪ تا ۵۰۵٪ درصد کمتر از حالت تک کنارگذر است.

هان^۶ و همکاران [۱۹] بر اساس نرم‌افزار تجاری Isight، روشی برای بهینه‌سازی عملکرد حالت پایدار برای موتور با چرخه متغیر با کنارگذر سه‌گانه ارائه کردند. یکی از نتایج مشاهده شده در این مطالعه حاکی از آن است که موتورهای چرخه متغیر با سه کنارگذر، کارایی بیشتری داشته و مصرف سوخت کمتری دارا می‌باشند.

ژو^۷ و همکاران [۲۰] یک الگوی ریاضی برای محاسبه عملکرد موتور هواپیما با کنارگذر دوتایی متغیر (VCE) ارائه دادند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که در مقایسه با موتور (VCE) با هندسه ثابت، مصرف سوخت ویژه موتور (VCE) با هندسه متغیر در حالت کروز مادون صوت و مافوق صوت به ترتیب ۳٪ و ۳۰٪ کاهش می‌یابد، در حالی که نیروی رانش نصب شده در حالت شتاب و صعود ۴۲٪ افزایش می‌یابد.

هارل^۸ [۲۱] با استفاده از شبیه‌سازی سه موتور جت و ارائه یک الگوی ریاضی، به ارزیابی و مقایسه منحنی مصرف سوخت ویژه نصب شده (SFC) در مقابل نیروی رانش خالص (FN) در این موتورها می‌پردازد. نتایج نشان می‌دهد که موتور چرخه متغیر (VCE) کارایی بالاتری نسبت به موتورهای سنتی با نسبت کنارگذر بالا (HBPR) دارد. همچنین موتور (VCE) بازده سوخت و نیروی رانش را به طور قابل توجهی افزایش می‌دهد.

در بسیاری از تحقیقات انجام شده، بررسی تأثیرات کنارگذر دوم بر عملکرد موتور توربوفن، بر روی موتورهای

1 Choi

2 Xie

3 Yuan

4 Li

5 Yuanwei

6 Han

7 Zhou

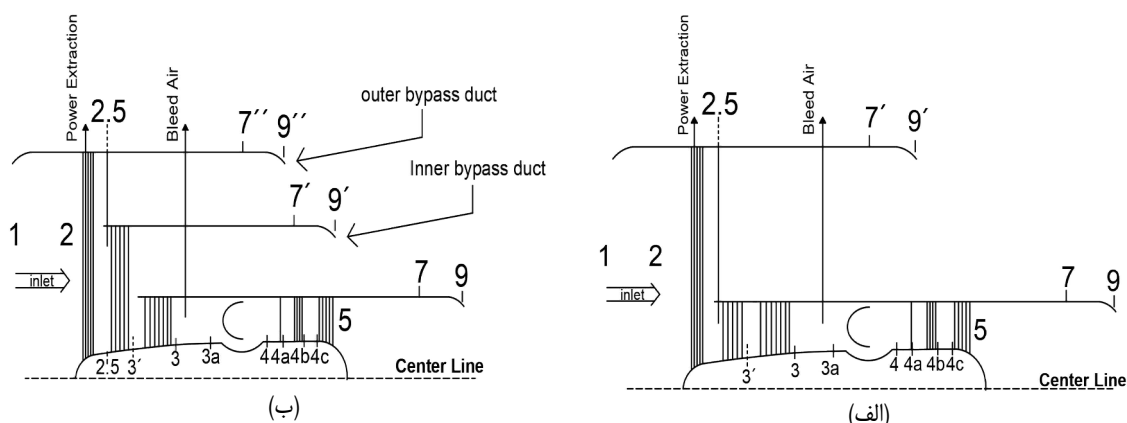
8 Harrell

چرخه متغیر و خروجی مخلوط انجام شده است و تحقیقات معدودی به بررسی تأثیر افزودن کنارگذر ثانویه با استفاده از تغییرات در پیکربندی موتورهای خروجی مجزا در نقطه خارج طرح صورت گرفته است. بنابراین، در مطالعه حاضر یک مسیر کنارگذر ثابت دوم به موتور توربوفن اضافه شده و عملکرد آن مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. ابتدا پیکربندی موتور و مفروضات توضیح داده شده و سپس معادلات حاکم شرح داده می‌شود. و در انتها نتایج شبیه‌سازی ارائه می‌گردد. شبیه‌سازی با استفاده از برنامه توسعه یافته توسط نویسندگان مقاله در نرم‌افزار متلب انجام گرفته است.

۲- پیکربندی موتور و روابط

۲-۱- طرح موتور

شکل ۱- الف طرح موتور پایه را نشان می‌دهد. این موتور یک موتور توربوفن خروجی مجزا، دارای دو محور و خنک‌کننده ردیف اول پره‌های گردا است، که در مقاله حاضر این موتور، موتور ساده نامیده می‌شود. این موتور دارای یک فن و یک تنجار کم‌فشار است که از طریق یک محور کم‌فشار به گردای کم‌فشار متصل می‌شود. همچنین تنجار پرفشار و گردای پرفشار موتور، بر روی محور پرفشار قرار دارند. موتور مسیر کنارگذر دوگانه (DBP) با افزودن مسیر کنارگذر دوم به موتور ساده ایجاد می‌شود (شکل ۱- ب). علاوه بر این، فن از محور کم‌فشار تا مسیر بیرونی (مسیر شماره ۱) و تنجار کم‌فشار از محور کم‌فشار تا مسیر کنارگذر داخلی (مسیر شماره ۲) امتداد می‌یابد.



شکل ۱ طرح‌های موتور توربوفن (الف) موتور ساده (ب) موتور با کنارگذر دوگانه

۲-۲- معرفی مقاطع موتور

برای سادگی و سهولت در محاسبات، مقاطع موتور شماره‌گذاری شده‌اند. هر دو موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه از شماره‌گذاری یکسان بهره می‌برند، با این تفاوت که موتور کنارگذر دوگانه به دلیل وجود مسیر کنارگذر دوم دارای مقاطع اضافی است. شماره‌گذاری ایستگاه‌ها در جدول ۱ توضیح داده شده است.

شماره‌گذاری جدول فوق، برگرفته از شماره‌گذاری انجام شده برای موتور توربوفن ساده در پژوهش ربیعی و همکاران [۲۲] است. همانطور که بیان شد، با توجه به اینکه موتور توربوفن مورد بررسی، با ایجاد تغییراتی در ساختار موتور توربوفن ساده شکل گرفته است، در نتیجه تغییراتی در ایستگاه‌های (2, 2.5, 3, 3') صورت گرفت و ایستگاه‌های (7'' و 9'') به آن اضافه شده است.

جدول ۱ شماره گذاری ایستگاه‌ها

توضیحات	شماره ایستگاه
جریان آزاد	0
ورودی شیپوره	1
ورودی فن	2
خروجی فن / ورودی تنجار کم فشار / ورودی مسیر کنارگذر	2.5
خروجی تنجار کم فشار / ورودی تنجار پرفشار	3'
خروجی تنجار پرفشار	3
ورودی محفظه احتراق	3a
خروجی محفظه احتراق / ورودی گردای پرفشار	4
خروجی پره‌های افشانه گردای پرفشار	4a
خروجی گردای پرفشار	4b
ورودی گردای کم فشار	4c
خروجی گردای کم فشار	5
ورودی جریان نازل هسته	7
خروجی جریان نازل هسته	9
ورودی جریان نازل کنارگذر داخلی	7'
خروجی جریان نازل کنارگذر داخلی	9'
ورودی جریان نازل کنارگذر خارجی	7''
خروجی جریان نازل کنارگذر خارجی	9''

۲-۳- مفروضات

مفروضات زیر برای شبیه‌سازی موتور در نظر گرفته شده است:

- جریان پایا است.
- گرمای ویژه در فشار ثابت (C_p) و نسبت گرمای ویژه (γ) ثابت هستند اما قبل و بعد از محفظه احتراق متفاوت هستند.
- جریان تراکم‌پذیر است.
- جریان قبل و بعد از هر جزء صفر بعدی است.
- هوای پره و هوای خنک‌کننده پس از تنجار پرفشار (بین ایستگاه ۳ و 3a) به منظور خنک‌سازی گردای پرفشار و کم‌فشار استفاده می‌شود.

۲-۴- معادلات حاکم

روش شبیه‌سازی ترمودینامیکی بر اساس روش ارائه‌شده توسط متینگلی^۱ [۱۱] است. این روش به صورت گسترده در تحقیقات بسیاری مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۲، ۱۳]. در این روش، تنها معادلات مهم حاکم بر متغیرهای عملکرد موتور مسیر کنارگذر دوگانه (BDP) در اینجا ذکر شده است. رانش به صورت زیر محاسبه می‌شود:

¹ Mattingly

$$\frac{F}{m_0 V_0} = \left(\frac{m_9 V_9}{m_0 V_0} + \frac{m_{9'} V_{9'}}{m_0 V_0} + \frac{m_{9''} V_{9''}}{m_0 V_0} - 1 \right) + \frac{A_9 P_9}{m_0 V_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_9} \right) + \frac{A_{9'} P_{9'}}{m_0 V_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_{9'}} \right) + \frac{A_{9''} P_{9''}}{m_0 V_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_{9''}} \right) \quad (1)$$

که در آن نسبت‌های جرمی در جمله مومنتوم نیروی رانش بدین صورت محاسبه می‌شود:

$$\frac{m_9}{m_0} = \frac{1 - \beta}{(1 + \alpha_1 + \alpha_2)} + f_0 \quad (2-الف)$$

$$\frac{m_{9'}}{m_0} = \frac{\alpha_2}{(1 + \alpha_1 + \alpha_2)} \quad (2-ب)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{m_{9''}}{m_0} &= \frac{\alpha_1}{(1 + \alpha_1 + \alpha_2)} \\ \frac{m_0}{m_0} &= (1 + \alpha_1 + \alpha_2) \end{aligned} \right. \quad (2-ج)$$

همچنین جملات اختلاف فشار در نیروی رانش بدین صورت محاسبه می‌شوند:

$$\frac{A_9 P_9}{m_0 V_0} = \frac{m_9 R_t V_0 T_{t9}}{m_0 R_c V_9 T_0 \gamma_c m_0^2} \quad (3-الف)$$

$$\frac{A_{9'} P_{9'}}{m_0 V_0} = \frac{m_{9'} R_t V_0 T_{t9'}}{m_0 R_c V_{9'} T_0 \gamma_c m_0^2} \quad (3-ب)$$

$$\frac{A_{9''} P_{9''}}{m_0 V_0} = \frac{m_{9''} R_t V_0 T_{t9''}}{m_0 R_c V_{9''} T_0 \gamma_c m_0^2} \quad (3-ج)$$

مقادیر شارهای جرمی در هر مقطع از معادله ۴ محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned} \dot{m}_3 &= \dot{m}_c \\ \dot{m}_{3a} &= \dot{m}_c (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \\ \dot{m}_4 &= \dot{m}_c (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) (1 + f) \\ \dot{m}_{4a} &= \dot{m}_{4b} = \dot{m}_c (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) (1 + f) + \varepsilon_1 \\ \dot{m}_{4c} &= \dot{m}_c = \dot{m}_c (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) (1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 \end{aligned} \quad (4)$$

مقادیر نسبت دمای استاتیک در خروجی به دمای محیط برای هر سه مسیر از معادله ۵ محاسبه می‌شود:

$$\frac{T_{9'}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_{f1} \tau_{f2} \tau_d \tau_{n2}}{(P_{t9'}/P_{9'})^{(\gamma_c-1)/\gamma_c}} \quad (5-الف)$$

$$\frac{T_{9''}}{T_0} = \frac{\tau_r \tau_{f1} \tau_d \tau_{n1}}{(P_{t9''}/P_{9''})^{(\gamma_c-1)/\gamma_c}} \quad (5-ب)$$

نسبت شار سوخت به هوا در محفظه احتراق و نسبت شار سوخت به هوای کل، بدین صورت محاسبه می‌شود:

$$f = [\tau_\lambda - \tau_r \tau_{f1} \tau_{f2} \tau_{CH}] / [(h_{PR} \eta_b - C_{PC} T_0) - \tau_\lambda] \quad (6-الف)$$

$$f_0 = \frac{f(1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)}{(\alpha_1 + \alpha_2 + 1)} \quad (6-ب)$$

نسبت دمای گردای کم‌فشار در نقطه طراحی با استفاده از موازنه انرژی بین گردای کم‌فشار و فن و تنجار کم‌فشار محاسبه می‌شود و بدین صورت است:

$$\frac{\tau_{tL}}{= 1} = \frac{\alpha_1 \tau_{f1} \tau_d \tau_r + (\alpha_1 + \alpha_2 + 1) \tau_d \tau_r + (\alpha_2 + 1) \tau_{f2} \tau_{f1} \tau_d \tau_r + (\alpha_1 + C_{TO} + 1)}{A} \quad (7-الف)$$

$$A = \eta_{mL} \tau_\lambda \tau_{tH} \left\{ (1 - \beta - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) (1 + f) + \left(\varepsilon_1 + \frac{\varepsilon_2}{\tau_{tH}} \right) \frac{\tau_r \tau_{f2} \tau_{f1}}{\tau_\lambda} \right\} \quad (7-ب)$$

همچنین مصرف سوخت ویژه بدین صورت محاسبه می‌شود:

$$SFC = \frac{f_0}{F/m_0} \quad (8)$$

از جمله معادلات مهم نقطه خارج طرح که با استفاده از روش مرجع گذاری استخراج می‌شوند، نسبت کنارگذر مسیر اول و ثانویه است که بدین صورت محاسبه می‌شود. لازم به ذکر است که نسبت کنارگذر برای نقطه طرح به عنوان ورودی در شبیه‌سازی‌ها در نظر گرفته می‌شود.

$$\alpha_1 = \alpha_{1R} \frac{\pi_{CH_R} \pi_{CL_R}}{\pi_{CH} \pi_{CL}} \sqrt{\frac{\tau_\lambda / \tau_r \tau_d \tau_{F1}}{(\tau_\lambda / \tau_r \tau_d \tau_{F1})_R}} \frac{MFP (M_{9''})}{MFP (M_{9''})_R} \quad (9\text{-الف})$$

$$\alpha_2 = \alpha_{2R} \frac{\pi_{CH_R}}{\pi_{CH}} \sqrt{\frac{\tau_\lambda / \tau_r \tau_d \tau_{F1} \tau_{F2}}{(\tau_\lambda / \tau_r \tau_d \tau_{F1} \tau_{F2})_R}} \frac{MFP (M_{9f})}{MFP (M_{9f})_R} \quad (9\text{-ب})$$

همچنین نسبت دمای فن در شرایط خارج از طرح، تابعی از مقادیر مرجع (مقادیر نقطه طرح) و دمای ورودی به گردا در خارج از طرح، نسبت کنارگذر و همچنین نسبت دمای تنجار کم‌فشار بوده و بدین صورت است:

$$\tau_f = \left(\frac{\tau_\lambda}{\tau_r} \right) \frac{\tau_{fR} \tau_{CLR} \tau_{dR}}{\tau_f \tau_{CL} \tau_d} \left\{ \tau_{fR} \frac{1 + \alpha_{1R} + \alpha_{2R} \tau_{CLR}}{1 + \alpha_1 + \alpha_2 \tau_{CL}} \right\} - \left(\frac{\tau_\lambda}{\tau_r} \right) \frac{\tau_{fR} \tau_{CLR} \tau_{dR}}{\tau_f \tau_{CL} \tau_d} \frac{1 + \alpha_{1R} + \alpha_{2R}}{1 + \alpha_1 + \alpha_2 \tau_{CL}} \left(1 - \frac{C_{TO,R}}{\tau_{dR} \tau_{rR} \eta_{MP}} \right) + \frac{1 + \alpha_1 + \alpha_2}{1 + \alpha_1 + \alpha_2 \tau_{CL}} \left(1 - \frac{C_{TO}}{\tau_d \tau_r \eta_{MP}} \right) \quad (10)$$

۳- نتایج و بحث

هر دو نقطه طرح و خارج از طرح موتورهای ساده و موتور کنارگذر دوگانه مطالعه شدند. نقطه طرح در ماخ ۰٫۸ و در ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر در نظر گرفته شده است که شرایط کروز یک هواپیمای معمولی غیرنظامی است.

۳-۱- نتایج نقطه طرح

شرط نقطه طرح برای موتورهای ساده و موتور کنارگذر دوگانه یکسان است و متغیرهای نقطه طرح اصلی در جدول ذکر شده است. مقادیر جدول ۲، برگرفته از داده‌های گزارش شده در کتاب طراحی موتور هواپیمای نوشته متینگلی^۱ [۲۳]، است.

جدول ۲ شرایط نقطه طرح موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه

متغیر	واحد	توصیف	موتور ساده	موتور کنارگذر دوگانه
M ₀	بی‌بعد	عدد ماخ پروازی	۰٫۸	۰٫۸
h	m	ارتفاع	۹۲۹۶٫۴	۹۲۹۶٫۴
ISA	K	انحراف از اتمسفر استاندارد	۰	۰
TIT	K	دمای ورودی گردا	۱۴۴۵	۱۴۴۵
α ₁	بی‌بعد	مسیر کنارگذر خارجی	۲	۱
α ₂	بی‌بعد	مسیر کنارگذر داخلی	۰٫۷	۱
FPR	بی‌بعد	نسبت فشار فن	۱٫۱	۱٫۱
OPR	بی‌بعد	نسبت فشار کلی	۳۰	۳۰
ṁ	Kg/s	نسبت شار جرمی ورودی به موتور	۴۵	۴۵

¹ Mattingly

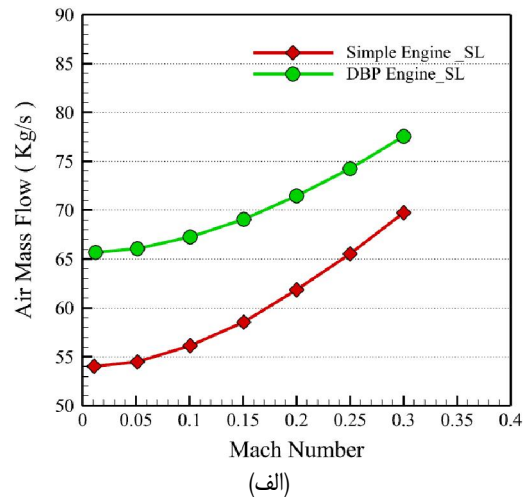
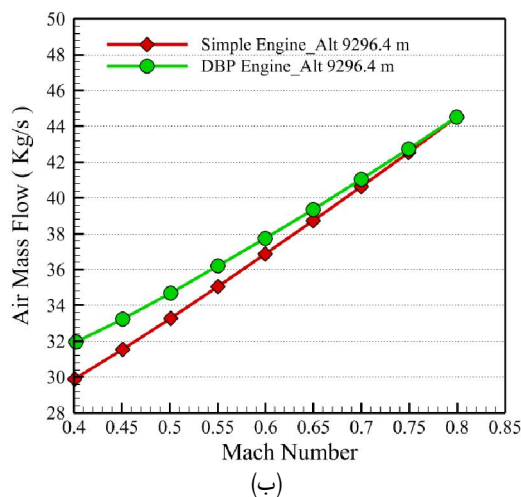
نسبت کنارگذر برای موتور ساده ۲ در نظر گرفته شده است و مجموع کنارگذرها $(\alpha_1 + \alpha_2)$ برای موتور کنارگذر دوگانه نیز، ۲ است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که رانش در موتور کنارگذر دوگانه، ۵٫۴ درصد بیشتر از موتور ساده است و همچنین مصرف سوخت ویژه موتور کنارگذر دوگانه، ۵٫۲ درصد کمتر از موتور ساده است (جدول ۳).

جدول ۳ نتایج نقطه طرح موتور ساده و موتور موتور کنارگذر دوگانه

متغیر	واحد	توضیحات	موتور ساده	موتور کنارگذر دوگانه
π_{tH}	بی بعد	نسبت فشار کل گردای پرفشار	۰٫۱۷۸۳	۰٫۱۷۸۳
τ_{tH}	بی بعد	نسبت دمای کل گردای پرفشار	۰٫۶۷۱۷	۰٫۶۷۱۷
π_{tL}	بی بعد	نسبت فشار کل گردای کم‌فشار	۰٫۸۲۲۴	۰٫۷۷۰۹
τ_{tL}	بی بعد	نسبت دمای کل گردای کم‌فشار	۰٫۹۵۴۹	۰٫۹۴۰۵
SFC	g/(s * kN)	مصرف سوخت ویژه	۳۱٫۲۸۲	۲۹٫۶۵۶۷
F	kN	رانش	۹٫۱۱۴۸	۹٫۶۱۴۴

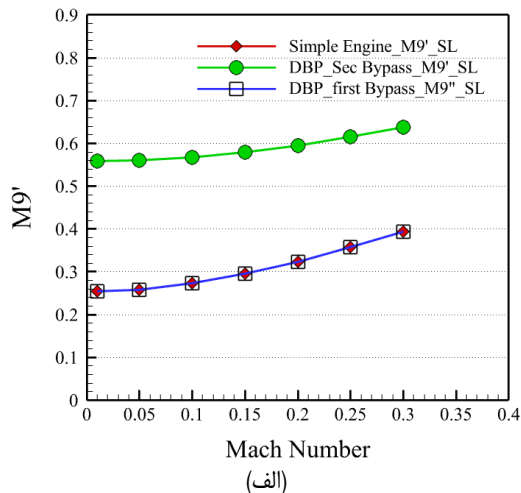
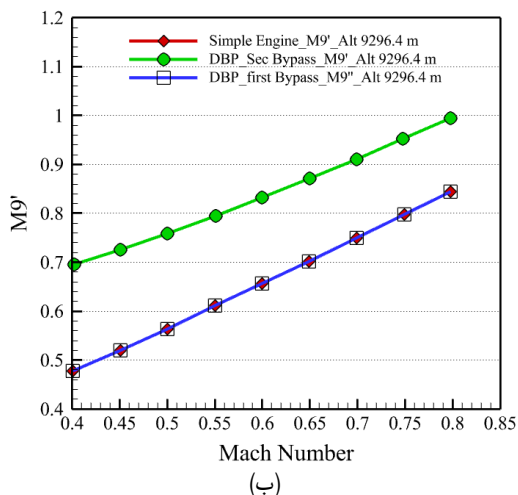
۳-۲- نتایج خارج از طرح

شرایط خارج از طرح در دو ارتفاع در نظر گرفته می‌شود: ارتفاع سطح دریا در اعداد ماخ صفر تا ۰٫۴ (شکل ۲-الف) و ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر در اعداد ماخ ۰٫۴ تا ۰٫۸ (شکل ۲-ب). شکل ۲ تغییرات شار جرمی را نشان می‌دهد. همانطور که در هر دو نمودار مشاهده می‌شود تغییرات شار جرمی در هر دو موتور، با افزایش ماخ افزایش می‌یابد. افزون بر این، در هر ماخ ثابت، موتور با کنارگذر ثانویه نسبت به موتور ساده میزان دبی جرمی بیشتری را نشان می‌دهد.



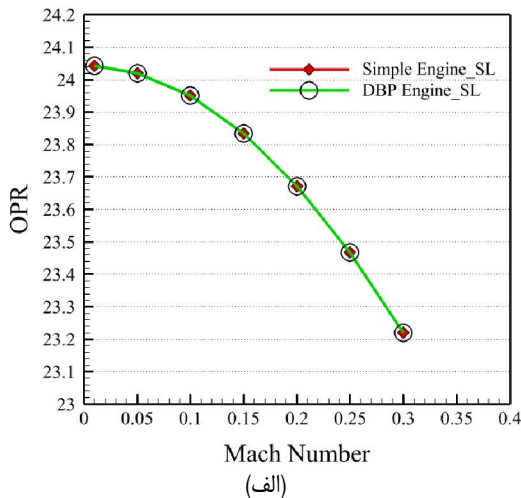
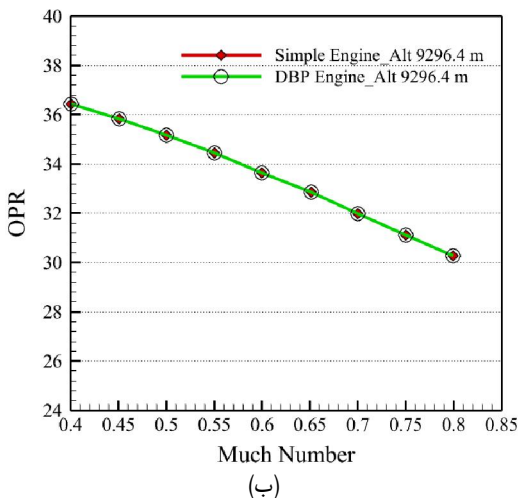
شکل ۲ شار جرمی موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه در شرایط خارج از طرح، الف) ارتفاع سطح دریا، ب) ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر

شکل ۳ نمودار تغییرات عدد ماخ خروجی نازل کنارگذر در دو موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه را نشان می‌دهد. با توجه به نمودار، با افزایش عدد ماخ، عدد ماخ خروجی نازل کنارگذر هر دو موتور، سیری صعودی را طی می‌کند. برای مقایسه بهتر عدد ماخ خروجی افشانه کنارگذر هر دو موتور، (M_9) موتور ساده را برابر با کنارگذر اول (M_9^*) موتور (DBP) قرار داده شد. همانطور که در هر دو نمودار مشاهده می‌شود، در هر ماخ ثابت، عدد ماخ خروجی نازل کنارگذر دوم موتور (DBP) بیشتر از عدد ماخ خروجی نازل کنارگذر اول موتور (DBP) و موتور ساده است.



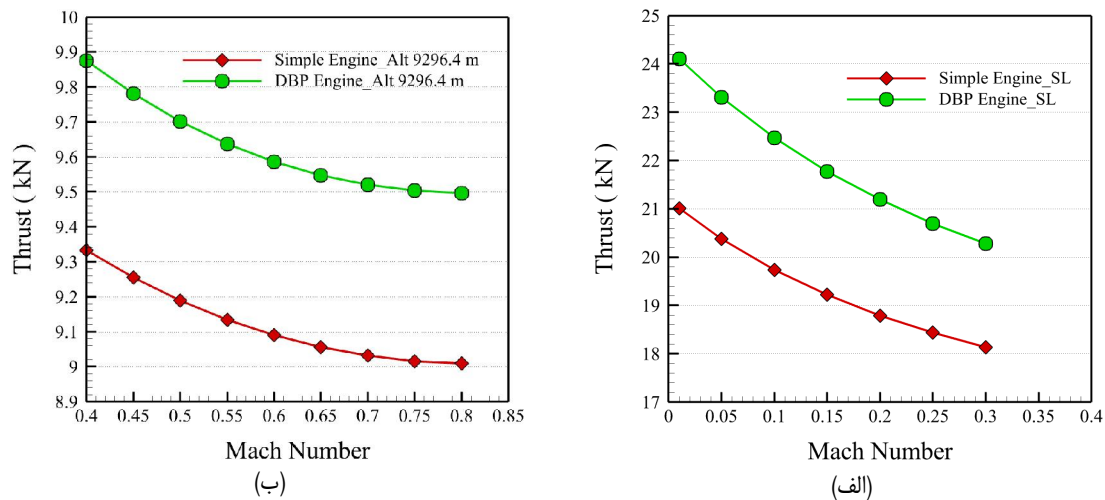
شکل ۳ تغییرات عدد ماخ خروجی نازل کنارگذر موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه در شرایط خارج از طرح، الف) ارتفاع سطح دریا، ب) ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر

شکل ۴ تغییرات نسبت فشار کلی را در دو موتور مذکور نشان می‌دهد. تحلیل دو نمودار حاکی از آن است که با افزایش ماخ، نسبت فشار کلی در هر دو موتور روندی کاهشی را نشان می‌دهد و در یک ماخ ثابت، نسبت فشار کلی هر دو موتور با هم برابر است.



شکل ۴ نسبت فشار کلی موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه در شرایط خارج از طرح، الف) ارتفاع سطح دریا، ب) ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر

شکل ۵ تغییرات رانش را نشان می‌دهد. با توجه به نتایج مشاهده شده، با افزایش ماخ، رانش هر دو موتور کاهش می‌یابد. علاوه بر این، در هر ماخ ثابت، رانش موتور کنارگذر دوگانه بیشتر از موتور ساده است. رانش دو موتور به صورت کمی در ماخ‌های صفر، ۰٫۳، ۰٫۵، ۰٫۸ و مقایسه شده و در جدول ۴ ارائه شده است. متغیر $\xi = (F_{DBP} - F_{simple}) / F_{simple}$ برای نشان دادن تفاوت رانش برای اعداد ماخ انتخاب شده، تعریف شده است.

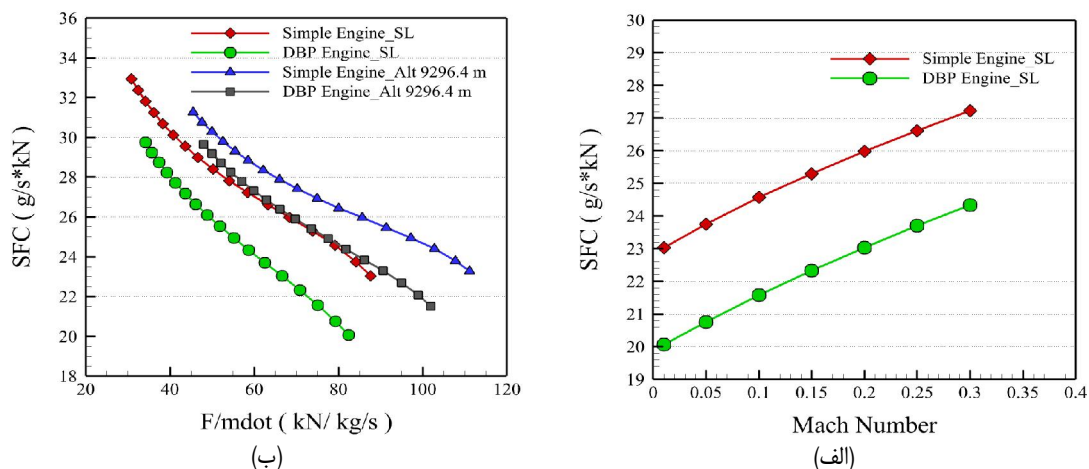


شکل ۵ مقایسه رانش موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه در شرایط خارج از طرح، الف) ارتفاع سطح دریا، ب) ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر

جدول ۴ مقایسه رانش موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه

عدد ماخ	ارتفاع (متر)	موتور ساده		رانش (کیلو نیوتن)	ξ (%)
		موتور کنارگذر دوگانه	موتور ساده		
۰٫۰	سطح دریا	۲۴٫۱۱	۲۱٫۰۰	۱۴٫۸۱	۰٫۰
۰٫۳	سطح دریا	۲۰٫۲۸	۱۸٫۱۴	۱۱٫۸۰	۰٫۳
۰٫۵	۹۲۹۶٫۴	۹٫۷۰	۹٫۱۹	۵٫۵۴	۰٫۵
۰٫۸	۹۲۹۶٫۴	۹٫۴۹	۹٫۰۰	۵٫۴۴	۰٫۸

شکل ۶-الف تغییرات مصرف سوخت ویژه را برحسب ماخ در سطح دریا نشان می‌دهد. موتور کنارگذر دوگانه دارای مصرف سوخت ویژه کمتری نسبت به موتور ساده در تمام اعداد ماخ پروازی است و نتایج شبیه‌سازی نیز ثابت می‌کند که مصرف سوخت ویژه، در تمام ارتفاعات پروازی پایین‌تر است. شکل ۶-ب، تغییرات F/\dot{m} در مقابل مصرف سوخت ویژه را نشان می‌دهد. همچنین با افزایش F/\dot{m} ، مصرف سوخت ویژه برای هر دو نوع موتور کاهش می‌یابد. یافته مهم دیگر این است که در F/\dot{m} ثابت، مصرف سوخت ویژه موتور کنارگذر دوگانه کمتر از موتور ساده در تمام ارتفاعات پروازی است.



شکل ۶ مقایسه رانش موتور ساده و موتور کنارگذر دوگانه در شرایط خارج از طرح، الف) ارتفاع سطح دریا، ب) ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر

برای تجزیه و تحلیل کمی شکل ۶-الف، مقایسه مصرف سوخت ویژه دو موتور در ماخ‌های صفر، ۰٫۳، ۰٫۵، ۰٫۸ و در جدول ۵ ارائه شده است. متغیر $(\kappa = (SFC_{DBP} - SFC_{simple})/SFC_{simple})$ تفاوت مصرف سوخت ویژه دو موتور را در اعداد ماخ انتخاب شده را نشان می‌دهد.

جدول ۵ مقایسه مصرف سوخت ویژه موتور ساده و DBP

عدد ماخ	ارتفاع (متر)	موتور کنارگذر دوگانه	
		موتور ساده	مصرف سوخت ویژه $(g/(s * kN))$
۰٫۰	سطح دریا	۲۳٫۰۲	۲۰٫۰۶
۰٫۳	سطح دریا	۲۷٫۲۲	۲۴٫۳۳
۰٫۵	۹۲۹۶٫۴	۲۸٫۳۶	۲۶٫۸۶
۰٫۸	۹۲۹۶٫۴	۳۱٫۲۶	۲۹٫۶۵

۴- نتیجه‌گیری

یافته‌های این پژوهش شامل موارد زیر است:

- رانش موتور کنارگذر دوگانه ۵٫۴ درصد بیشتر از موتور ساده است. همچنین مصرف سوخت ویژه موتور کنارگذر دوگانه در نقطه طرح، ۵٫۲ درصد کمتر از موتور ساده است (ماخ ۰٫۸، ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر).
- رانش نقطه خارج از طرح موتور کنارگذر دوگانه بیشتر از موتور ساده در سطح دریا است. در ارتفاع سطح دریا، رانش موتور کنارگذر دوگانه در ماخ برابر صفر و ۰٫۳ به ترتیب ۱۴٫۸۱٪ و ۱۱٫۸۰٪ بیشتر از موتور ساده است.
- در ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متری، رانش موتور کنارگذر دوگانه در ماخ ۰٫۵ و ۰٫۸ به ترتیب ۵٫۵۴ و ۵٫۴۴ درصد بیشتر از موتور ساده است.
- مصرف سوخت ویژه موتور کنارگذر دوگانه در سطح دریا در ماخ برابر صفر و ۰٫۳ به ترتیب ۱۲٫۸۵٪ و ۱۰٫۶۱٪ کمتر از موتور ساده است.
- مصرف سوخت ویژه موتور کنارگذر دوگانه در ارتفاع ۹۲۹۶٫۴ متر، در ماخ ۰٫۵ و ۰٫۸ به ترتیب ۵٫۲۹٪ و ۵٫۱۵٪ نسبت به موتور ساده است.
- در رانش ثابت، مصرف سوخت ویژه موتور کنارگذر دوگانه کمتر از موتور ساده در تمام ارتفاعات پرواز در شرایط خارج از طرح است.

فهرست علائم

A	سطح مقطع، m^2
C_{T0}	توان استخراجی بی‌بعد شده
C_p	ظرفیت گرمایی، J/ Kg. K
F	رانش، N
f	نسبت سوخت به هوا
\dot{m}	نسبت شار جرمی، kg/s

P	فشار
R	ثابت جهانی گاز، $J / Kg K$
S	مصرف سوخت ویژه، $1/h$
T	دما، K
V	سرعت، m/s
علائم یونانی	
α	نسبت کنارگذر
β	پره
η	راندمان
γ	نسبت ظرفیت گرمایی
τ	نسبت دمای سکون
π	نسبت فشار سکون
ε	کسر هوای خنک کننده
زیرنویس‌ها	
cH	تنجار پرفشار
cL	تنجار کم فشار
d	شیپوره
f	سوخت
λ	نسبت دمای ورود به گردا بی بعدشده
r	ورودی موتور
mL	محور مکانیکی گرداننده گردا و تنجار کم فشار
mP	محور مکانیکی گرداننده گردا و تنجار پرفشار
tH	گردای پرفشار
tL	گردای کم فشار

References

- [1] Fetahi K. A Parametric Analysis of a Turbofan Engine with an Auxiliary Bypass Combustion Chamber: The Turboaux Engine (Doctoral dissertation, Old Dominion University). doi: [10.25777/55dp-vd74](https://doi.org/10.25777/55dp-vd74)
- [2] Jakubowski R. Study of bypass ratio increasing possibility for turbofan engine and turbofan with inter turbine burner. Journal of Kones. 2019;26(2):61-8. doi: [10.2478/kones-2019-0033](https://doi.org/10.2478/kones-2019-0033)
- [3] Liu F, Sirignano WA. Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners. Journal of propulsion and power. 2001 May;17(3):695-705. doi: [10.2514/2.5797](https://doi.org/10.2514/2.5797)
- [4] Yin F, Rao AG. Performance analysis of an aero engine with inter-stage turbine burner. The Aeronautical Journal. 2017 Nov;121(1245):1605-26. doi: [10.1017/aer.2017.93](https://doi.org/10.1017/aer.2017.93)
- [5] Agul'nik AB, Kravchenko IV, Gorbunov AA, Novoselova AA, Sklyarova AP. Influence analysis of the second bypass air bleed parameters on the engine performance. Russian Aeronautics. 2018 Jul;61:441-4. doi: [10.3103/S1068799818030182](https://doi.org/10.3103/S1068799818030182)
- [6] Bezborodova K, Filinov E. Double Bypass Turbojet Engine Analysis. In 2021 International Scientific and Technical Engine Conference (EC) 2021 Jun 23 (pp. 1-5). IEEE. doi: [10.1109/EC52789.2021.10016815](https://doi.org/10.1109/EC52789.2021.10016815)
- [7] Manoharan S. Innovative Double Bypass Engine for Increased Performance. ProQuest

- Dissertations and Theses (Doctoral dissertation, Thesis (MSAE). Embry-Riddle Aeronautical University, 2013. Publication Number: AAT 1537029, Advisor, Attia, Magdy).
- [8] Balli O, Ozbek E, Ekici S, Midilli A, Karakoc TH. Thermodynamic comparison of TF33 turbofan engine fueled by hydrogen in benchmark with kerosene. *Fuel*. 2021 Dec 15;306:121686. doi: [10.1016/j.fuel.2021.121686](https://doi.org/10.1016/j.fuel.2021.121686)
- [9] Görtz A, Silberhorn D. Thermodynamic potential of turbofan engines with direct combustion of hydrogen. In *Proceedings of the 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Stockholm, Sweden 2022 Sep 7 (pp. 4-9).
- [10] Simmons RJ. Design and control of a variable geometry turbofan with and independently modulated third stream (Doctoral dissertation, The Ohio State University).
- [11] Wang S, Wang J, Jiang B, He X. Research of variable cycle engine modeling technologies. In *Proceedings of 2016 Chinese Intelligent Systems Conference: Volume I 2016* (pp. 267-273). Springer Singapore. doi: [10.1007/978-981-10-2338-5_26](https://doi.org/10.1007/978-981-10-2338-5_26)
- [12] Xue-zhong GO, Wen-xiang ZH, Jin-quan HU. Component-level modeling technology for variable cycle engine. *Aerospace power*. 2013 Jan 28;28(1):104-11.
- [13] Aygun H, Cilgin ME, Ekmekci I, Turan O. Energy and performance optimization of an adaptive cycle engine for next generation combat aircraft. *Energy*. 2020 Oct 15;209:118261. doi: [10.1016/j.energy.2020.118261](https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.118261)
- [14] Choi JW, Sung HG. Performance analysis of an aircraft gas turbine engine using particle swarm optimization. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 2014;15(4):434-43. doi: [10.5139/IJASS.2014.15.4.434](https://doi.org/10.5139/IJASS.2014.15.4.434)
- [15] Xie ZW, Guo YQ, Lu J. Application of Volume and Rotor State Values in Variable Cycle Engine Numerical Simulation. *J. Propuls. Technol*. 2015;36:1085-92.
- [16] Yuan WA, Ping-ping ZH, Qiu-hong LI, Xiang-hua HU. Research and validation of variable cycle engine modeling method. 2014 Nov 28;29(11):2643-51. doi: [10.13224/j.cnki.jasp.2014.11.014](https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.2014.11.014) [In Chinese]
- [17] Li YS, Chen YC, Zhao Q. Steady state calculation and performance analysis of variable cycle engine. In *2018 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE) 2018 Jul 10* (pp. 352-356). IEEE. doi: [10.1109/ICMAE.2018.8467557](https://doi.org/10.1109/ICMAE.2018.8467557)
- [18] Yuanwei MU, Fengming WA, Daming ZH. Modeling and simulation on performance of dual-bypass combined exhaust variable cycle engine. *Aerospace power*. 2023;38(5):1114-22. doi: [10.13224/j.cnki.jasp.20220171](https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220171) [In Chinese]
- [19] Han, J., Wang, J., Liang, C., Su, G., Thrust performance optimization calculation and analysis of triple bypass variable cycle engine. *Hangkong Dongli Xuebao/Journal of Aerospace Power*, 2018.33(2):338-344. doi: [10.13224/j.cnki.jasp.2018.02.011](https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.2018.02.011)
- [20] Zhou H, Wang Z, Liu Z, Zhang X, Gao X. Variable geometry characteristics research of double bypass variable cycle engine. *Acta Aeronaut. Astronaut. Sin*. 2014;35:2126-35. doi: [10.7527/S1000-6893.2014.0098](https://doi.org/10.7527/S1000-6893.2014.0098)
- [21] Harrell JB. Validation of variable cycle using turbine engine math model. In *2018 Joint Propulsion Conference 2018* (p. 4899). doi: [10.2514/6.2018-4899](https://doi.org/10.2514/6.2018-4899)
- [22] Rabiee A, Lekzian E. Simulation and Thermodynamic Analysis of Twin Spool Turbofan Engine at the On Design and Off Design Conditions. *Aerospace Mechanics*. 2019 Dec 22;15(4):95-108. [In Persian]
- [23] Mattingly JD, Heiser WH, Pratt DT. Aircraft engine design. American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2002.