

Investigation of the Impact of Bypass Ratio and Fan Pressure Ratio on the Performance Components of a Turbofan Engine in Cruise and Descent Flight Conditions

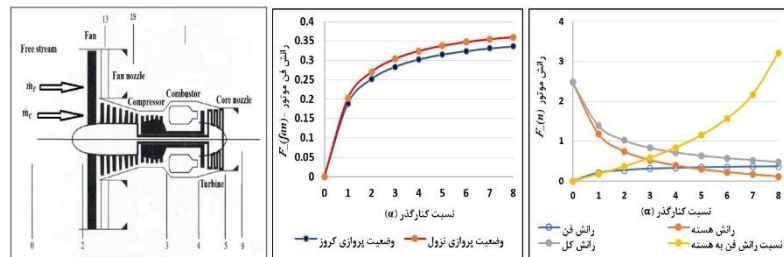
Amir Mahdavi^{1*} 

¹ Ph.D. Student, Shahid Sattari University, Tehran., Iran. (*Correspondence: Mahdavi_Jeyhoon@yahoo.com)

HIGHLIGHTS

- The impact of bypass ratio and fan pressure ratio on the performance components of a turbofan engine
- Comparison of the impact of bypass ratio and fan pressure ratio on the performance components of a turbofan engine in cruise and descent flight conditions

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 06 May 2026

Received in revised form: 24 June 2026

Accepted: 19 July 2026

Available online: 23 July 2026

*Correspondence:

Mahdavi_Jeyhoon@yahoo.com

Keywords:

Turbofan
By-Pass Ratio
Fan Pressure Ratio
Performance
Cruise and Descent

ABSTRACT

Optimizing the performance of turbofan engines across various flight phases is a fundamental challenge in aerospace propulsion design, primarily due to its direct impact on operational costs and propulsion stability. This study presents a comparative analysis of the effects of key design parameters, including bypass ratio (BPR) and fan pressure ratio (FPR), on engine performance indicators during two distinct flight regimes: cruise and descent. The primary innovation of this research lies in the simultaneous evaluation of the engine's thermodynamic behavior in these two phases, identifying how the sensitivity of thrust components and efficiency metrics shifts in response to design choices. To this end, a thermodynamic model was developed in MATLAB to simulate parameters such as thrust, thrust-specific fuel consumption (TSFC), and thermal, propulsive, and overall efficiencies. The results indicate that increasing the bypass ratio significantly mitigates the performance disparity between cruise and descent phases. Specifically, the propulsive efficiency gap between these two phases decreases from 8% in a pure turbojet configuration to 4% at a bypass ratio of 8. Furthermore, as the bypass ratio increases, the rate of fuel consumption reduction in the descent phase becomes more pronounced compared to the cruise phase, reaching a difference of 3.15% at a BPR of 8. These findings underscore the critical importance of integrating descent-phase characteristics into the optimization process of high-bypass-ratio engines.



بررسی تأثیر نسبت کنارگذر و فشار فن بر مؤلفه‌های عملکرد یک موتور توربوفن در وضعیت‌های پروازی کروز و نزول

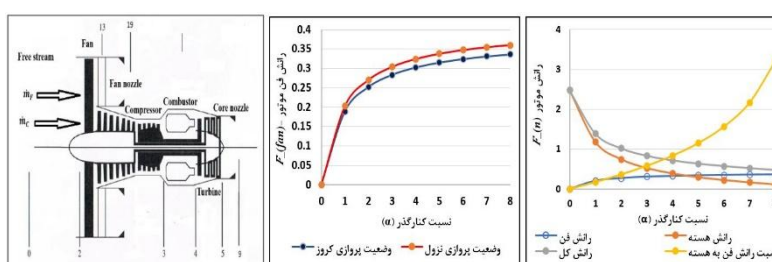
امیر مهدوی^{1*} ID

¹ دانشجوی دکتری، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران، ایران. (نویسنده مسئول: Mahdavi_Jeyhoon@yahoo.com)

برجسته‌ها

- اثرگذاری نسبت کنارگذر و نسبت فشار فن بر مؤلفه‌های عملکرد یک موتور توربوفن
- مقایسه تأثیر نسبت کنارگذر و نسبت فشار فن بر مؤلفه‌های عملکرد یک موتور توربوفن در وضعیت‌های پروازی کروز و نزول

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی
دریافت: ۱۶ اردیبهشت ۱۴۰۵
بازنگری: ۰۳ تیر ۱۴۰۵
پذیرش: ۲۸ تیر ۱۴۰۵
ارائه آنلاین: ۰۱ مرداد ۱۴۰۵
*نویسنده مسئول:

Mahdavi_Jeyhoon@yahoo.com

کلید واژه‌ها:

نسبت کنارگذر
نسبت فشار فن
موتور توربوفن
عملکرد
کروز و نزول

چکیده

بهینه‌سازی عملکرد موتورهای توربوفن در فازهای مختلف پروازی، به دلیل تأثیر مستقیم بر هزینه‌های عملیاتی و پایداری پیش‌رانش، از چالش‌های اساسی در طراحی موتورهای هوایی است. مسئله اصلی این پژوهش، تحلیل تطبیقی اثر پارامترهای طراحی شامل نسبت کنارگذر و نسبت فشار فن بر شاخص‌های عملکردی موتور در دو رژیم پروازی متفاوت کروز و نزول است. نوآوری تحقیق حاضر در ارزیابی هم‌زمان رفتار ترمودینامیکی موتور در این دوفاز و شناسایی چگونگی تغییر حساسیت مؤلفه‌های مصرف سوخت و ویژه رانش و بازده تحت تأثیر انتخاب‌های طراحی است. بدین منظور، با توسعه یک مدل ترمودینامیکی در محیط نرم‌افزار متلب، پارامترهایی نظیر رانش، مصرف سوخت و ویژه و بازده‌های حرارتی، پیش‌رانش و کل موتور شبیه‌سازی گردید. نتایج نشان می‌دهد که افزایش نسبت کنارگذر به میزان قابل توجهی اختلاف عملکردی بین فازهای کروز و نزول را تعدیل می‌کند؛ به‌طوری که اختلاف بازده پیش‌رانش در این دوفاز از ۸٪ در حالت توربوجت به ۴٪ در نسبت کنارگذر ۸ کاهش می‌یابد. همچنین، با افزایش نسبت کنارگذر، شدت کاهش مصرف سوخت در وضعیت نزول نسبت به کروز فزونی‌یافته و این اختلاف در نسبت کنارگذر ۸ به ۳.۱۵٪ می‌رسد. این یافته‌ها بر اهمیت لحاظ نمودن مشخصات فاز نزول در بهینه‌سازی موتورهای با نسبت کنارگذر بالا تأکید دارد.

استناد: مهدوی، امیر[©]. بررسی تأثیر نسبت کنارگذر و فشار فن بر مؤلفه‌های عملکرد یک موتور توربوفن در وضعیت‌های پروازی کروز و نزول. مکانیک هوا فضا. (۱۴۰۵)؛ ۲۲ (۲): ۵۹-۴۳.

DOI: <https://doi.org/10.47176/ECDJ.2025.1550>

[©] نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند.

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین (ع).



1- مقدمه

در طول سال‌ها، موتورهای توربین گازی به طور قابل توجهی از توربوجت‌های خالص به موتورهای توربوفن با نسبت کنارگذر [1] [بالا] کنونی بهبود یافته‌اند. انگیزه توسعه موتور برای قدرتمندتر، سبک‌تر و کم‌مصرف‌تر کردن سوخت بوده است و امروزه موتورهای هوایی همچنان در حال توسعه و تأمین الزامات جهت رسیدن به بهترین شرایط کارایی هستند [6].

2- پیشینه تحقیق

باتوجه به اهمیت رانش و مصرف سوخت در هواپیماهای ترابری، تحقیقات زیادی در خصوص رانش و مصرف بهینه سوخت انجام شده است. مریل و همکاران [6] توانستند یک مدل کلی برای رانش موتور توربوفن پیاده‌سازی کنند. اسکادل و همکاران [8] تأثیر افزایش نسبت کنارگذر را بر کاهش مصرف سوخت ویژه و افزایش هزینه‌های طراحی و ساخت موتورهای توربوفن را محاسبه کردند. آنها نشان دادند که با افزایش نسبت کنارگذر از 5 تا 10 در یک موتور هوایی، هر چند افزایش هزینه‌های نگهداری آن باعث افزایش 0/6 درصد در هزینه‌های نقدی و عملیاتی هواپیما می‌گردد؛ ولی منجر به کاهش هزینه مصرف سوخت تا 2/5 درصد می‌گردد. لو و همکاران [9] واپایش هواپیما را از طریق تغییرات در نیروهای رانش بررسی کردند. تیری و همکاران [10] تحلیل نظری عملکرد زیست‌محیطی و انرژی موتور توربوفن را در دماهای بسیار بالا انجام دادند. ایکازا و همکاران [11] طرحی برای توسعه عملکرد و پایداری موتورهای هواپیما ارائه کردند و توانستند کارایی آنها را ارتقا دهند. اسوبودا [12] پایگاه‌داده بزرگی از موتورهای توربوفن شناخته‌شده تا آن زمان را ارائه کرد و پارامترهای اساسی مانند وزن، طول، قطر فن، طول موتور، رانش در حالت افقی، جریان جرم هوای ورودی، نسبت کنارگذر و مصرف سوخت برای بلندشدن هواپیما همگی بر اساس رانش موتور هواپیما بررسی شدند.

منتظری و همکاران [13] با ارائه ساختاری به مدل‌سازی و کنترل هم‌زمان دینامیک موتور و دینامیک پرواز یک مدل پرنده پرداختند و شرایط پروازی را با داده‌های موتور کوپل نمودند با در نظر گرفتن اثرات متقابل آنها بر روی یکدیگر، عملکرد بهینه مطلوب موتور را با رعایت محدودیت‌ها ترسیم کردند.

بارتل [14] طرح ساده‌ای برای عملکرد مصرف سوخت و رانش یک موتور توربوفن با دو شفت ارائه کرد. در این پژوهش، از داده‌های عملکردی موتورهای توربوفن دو شفت برای بررسی اعتبار مدل‌های پیشین (معادلات تجربی) استفاده شده است؛ مدلی که تغییرات نیروی رانش موتور را به‌عنوان تابعی از عدد ماخ و ارتفاع در مراحل برخاست و صعود توصیف می‌کنند. در همین راستا، یک مدل به‌روزرسانی شده ارائه شده است که نیروی رانش هنگام برخاست را برای سرعت‌های پروازی تا 0/4 ماخ، بادقت $\pm 1\%$ نسبت به موتورهای مرجع محاسبه می‌کند. این مدل

امروزه حمل‌ونقل هوایی مسافر و کالا به‌عنوان یکی از سریع‌ترین و ایمن‌ترین شیوه‌های جابه‌جایی، نقشی راهبردی در توسعه اقتصادی کشورها ایفا می‌کند. علی‌رغم رشد روزافزون ترافیک هوایی در سال‌های اخیر، اختصاص ۲ تا ۵ درصد از کل مصرف سوخت جهان به این صنعت، چالش‌های جدی را پدید آورده است. رونق این حوزه، افزایش ناگزیر مصرف انرژی و سوخت‌های فسیلی را به دنبال داشته که منجر به تشدید بار مالی بر صنعت هوانوردی، به‌ویژه شرکت‌های هواپیمایی شده است. ازاین‌رو، طراحان و سازندگان پیشروان‌های هوایی همواره بر توسعه موتورهایی تمرکز دارند که در کنار ارتقای کارایی، از کمترین میزان مصرف سوخت برخوردار باشند [1].

در دهه‌های اخیر، تلاش‌های گسترده‌ای در حوزه‌های مختلف از جمله طراحی سازه و آیرودینامیک جهت کاهش مصرف سوخت هواگردها صورت گرفته است. بااین‌حال، به دلیل نقش محوری موتور به‌عنوان سیستم پیشران، طراحی و بهینه‌سازی آن حساس‌ترین مرحله در توسعه یک هواپیما محسوب می‌شود. این اهمیت سبب شده است تا طراحان به طور مداوم بر بهبود عملکرد موتورهای توربینی تمرکز نمایند. دستیابی به دانش بومی طراحی و ساخت این موتورها در سال‌های گذشته، به یکی از اولویت‌های راهبردی در صنایع هوایی و نظامی بسیاری از کشورها تبدیل شده است. شبیه‌سازی و مدل‌سازی موتورهای توربین گازی، به‌عنوان یکی از پیچیده‌ترین سیستم‌های دینامیکی، ابزاری کارآمد برای ارتقای عملکرد و توسعه صنعت هوانوردی است. در مراحل اولیه طراحی، تحلیل عملکرد بر پایه مدل‌های ریاضی مستخرج از رفتار آئروترمودینامیکی اجزای موتور استوار است. در این راستا، محققان با بهره‌گیری از روش‌های تجربی و عددی، تلاش‌های فراوانی را معطوف به بهینه‌سازی بخش‌های مختلف موتور کرده‌اند.

موتورهای توربوفن در مقایسه با موتورهای توربوجت، قادر به تولید نیروی پیشران بالا با مصرف سوخت کمتر هستند. در واقع، با به‌کارگیری فن و ایجاد جریان کنارگذر، حجم بیشتری از هوا با سرعت کمتر جابه‌جا شده که منجر به افزایش تکانه به‌ازای مقدار مشخصی از سوخت مصرفی می‌گردد [۲ و ۳]. ازاین‌رو، موتور توربوفن با ترکیب مزایای موتورهای توربو پراپ (بازده پیش‌رانش بالا) و توربوجت (قابلیت پرواز در سرعت و ارتفاع بالا)، به رایج‌ترین پیشروان در هواپیماهای مسافربری و نظامی تبدیل شده است [۴]. علاوه بر مزایای عملکردی، این موتورها به دلیل تغییر در پارامترهای سیکل و ویژگی‌های طراحی، آلودگی صوتی کمتری نیز تولید می‌کنند. منابع اصلی نویز در این موتورها عمدتاً ناشی از فن، جریان خروجی (جت)، کمپرسور، محفظه احتراق و توربین است [5].

جایوسکی] 21 تأثیر افزایش نسبت کنارگذر را در دو مدل موتور توربوفن معمولی و موتور توربوفن با محفظه احتراق داخل توربین مورد مقایسه قرارداد و رانش و مصرف سوخت ویژه را در هر دو سیستم بررسی کرد. از نتایج این پژوهش کاهش هزینه‌های تولید و بهره‌برداری، هزینه‌های نگهداری، کاهش صدا و کاهش آلایندگی گازهای خروجی؛ درحالی‌که قابلیت اطمینان موتور ثابت مانده و حتی در شرایط خاص تا حدودی افزایش می‌یابد. سولومون] 22 مصرف سوخت ویژه یک مدل موتور توربوفن با نسبت کنارگذر بالا که توسط ناسا طراحی شده است را با سوخت‌های گوناگون بررسی کرد، وی از سوخت‌های جت A، آمونیاک و هیدروژن مایع استفاده کرد که سوخت هیدروژن مایع اثربخشی خوبی نشان داد. امینه و همکاران] 23 در مطالعه خود بر تحلیل نتایج عملکرد ترمودینامیکی موتور توربوفن با سوخت آمونیاک تمرکز کردند و با استفاده از آمونیاک و کروژن توانستند میزان آلودگی را بهبود دهند و البته در این تحقیق مشخص شد که محفظه احتراق بیشترین بهبود را در توربوفن دارد. گائو و خانی امین جان] 24 رانش و مصرف سوخت ویژه را برای یک موتور توربوفن فرضی بر اساس اعداد ماخ و دمای ورودی به موتور محاسبه کردند و مشاهده کردند که با افزایش عدد ماخ در بازه ۱/۳ تا ۱/۵، مصرف سوخت ویژه به یک رشد ناگهانی ۲۰٪ می‌رسد.

3- جنبه‌های جدید مطالعه حاضر و اهداف آن

اگرچه تحقیقات پیشین عمدتاً بر بهبود عملکرد اجزای موتور (نظیر فن، کمپرسور و توربین) جهت ارتقای رانش و بازده تمرکز داشته‌اند، اما بررسی تطبیقی رفتار موتور در فازهای مختلف عملیاتی کمتر موردتوجه قرار گرفته است. نوآوری محوری پژوهش حاضر، ارزیابی مقایسه‌ای مؤلفه‌های رانش، مصرف سوخت ویژه و انواع بازده‌های (حرارتی، پیش‌رانش و کل) در دوفاز پروازی کلیدی کروژ و نزول است. از آنجاکه پارامترهای محیطی و پروازی نظیر عدد ماخ، ارتفاع، فشار و دما در این دو رژیم تفاوت‌های ماهوی دارند، عملکرد موتور توربوفن با خروجی جداگانه تحت تأثیر مستقیم این شرایط و متغیرهای طراحی (به‌ویژه نسبت کنارگذر و فشار فن) قرار می‌گیرد.

فاز کروژ به‌عنوان طولانی‌ترین بخش مأموریت، نیازمند پایداری سرعت و ارتفاع جهت دستیابی به حداکثر بازده سوخت است. در مقابل، فاز نزول که پل ارتباطی میان کروژ و فرود محسوب می‌شود، نیازمند مدیریت دقیق کاهش ارتفاع و سرعت با حفظ بهینگی مصرف سوخت است. تحلیل دقیق عملکرد موتور در این دوفاز، مستلزم داشتن یک نقطه مرجع جهت قیاس تغییرات پارامتریک است.

هدف بنیادین این مطالعه، تبیین روابط پیچیده میان شاخص‌های عملکردی (رانش، بازده و مصرف سوخت) با متغیرهای طراحی (نسبت فشار فن و کنارگذر)، محدودیت‌های حرارتی و شرایط

رانش برخاست، به‌گونه‌ای انطباق‌یافته است تا تأثیرات استخراج هوای عبوری و اثرات ارتفاع را نیز در نظر بگیرد.

یونوسوف و همکاران] 15 طرحی برای واپایش رانش موتور هواپیما با استفاده از اطلاعات پرواز و دستگاه‌های تشخیصی موتورهای هواپیما ارائه کردند و به‌خوبی داده‌های آن را دریافت کردند.

محمودی و همکاران] 16 بخش تراکم یک موتور توربوفن را با نسبت کنارگذر کم طراحی و انحرافات عملکردی، دبی و نسبت فشار موردنظر را محاسبه نمودند. آنها توانستند خطای طراحی را از طریق بهینه‌سازی به کمتر از 20 درصد کاهش دهند و در طول بهینه‌سازی، دبی جرمی فن، نسبت فشار و دبی کمپرسور را افزایش و راندمان را تا 6 درصد افزایش دهند.

مرزالد] 17 تأثیر پارامترهای ترمودینامیکی را بر روی یک موتور توربوفن با محفظه احتراق بین توربین (مشعل میانی توربین) بررسی کرد. در این مدل، محفظه احتراق اصلی با سوخت رایج جت (کروژن) و مشعل میانی توربین با سوخت‌های جایگزین تغذیه می‌شوند. برای سوخت جایگزین، هیدروژن مایع و متان انتخاب شده‌اند. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که موتور هیبریدی مجهز به محفظه احتراق اضافی که با سوخت هیدروژن کار می‌کند، نسبت به سایر موارد بررسی‌شده، کارایی و بازدهی بیشتری دارد.

در مطالعه باکلاچیوگلو و کاوکار] 18 یک مدل آئرو - پیش‌رانشی جدید با استفاده از داده‌های دستی پرواز هواپیمای ترابری و الگوریتم‌های ژنتیک برای پیش‌بینی دقیق مسیر پرواز استخراج شد. مدل پیشنهادی با موفقیت مسیر گام نزول را پیش‌بینی کرد که در مدل‌های قبلی امکان‌پذیر نبود.

گولوس و همکاران] 19 ابزاری برای طراحی و تحلیل سیستم اگزوز جت جداگانه توسعه دادند و این روش در یک شبیه‌ساز موتور توربینی با مقیاس کوچک تأیید شد. پیش‌بینی‌های عددی آنها نشان دادند که بهینه‌سازی طراحی سیستم خروجی می‌تواند منجر به افزایش خالص نیروی پیش‌رانش، در حدود ۱/4 درصد برای پیکربندی‌های موتور (جت جداگانه) و 3/4 درصد برای پیکربندی‌های فعلی معمول شود. متدولوژی توسعه‌یافته به‌عنوان یک «فناوری توانمندکننده» در نهایت منجر به افزایش نیروی رانش کلی موتور و کاهش مصرف سوخت ویژه رانش می‌گردد.

دانکلیش و پیتز] 20 نسبت کنارگذر یک موتور توربوفن را بر اساس رانش و مصرف سوخت ویژه بررسی کردند. در این تحلیل، با استفاده از معادلات اصلی حاکم بر عملکرد موتورهای توربین گاز و از طریق شبیه‌سازی رایانه‌ای، پارامتر نسبت کنارگذر تغییر داده شد تا تأثیر آن بر کاهش مصرف سوخت ویژه بررسی شود. نتایج نشان داد که به دلیل افزایش بازده پیش‌رانش، هزینه‌های سوخت به‌شدت تحت تأثیر قرار می‌گیرند. این تأثیر کاملاً مثبت بوده و منجر به صرفه‌جویی در هزینه‌های سوخت می‌شود؛ مزیتی که هر شرکت هواپیمایی می‌تواند از آن بهره‌مند شود.

دما)، به‌عنوان ورودی‌های پایه در کد محاسباتی تنظیم می‌گردند. پارامترهای محیطی حاکم بر این دوفاز در جدول ۲ و داده‌های عملیاتی موتور در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول (2): پارامترهای محیطی و شرایط پروازی در فازهای کروز و نزول بر اساس داده‌های مرجع [4].

فاز پرواز	ماخ پرواز M_0	فشار P_0 (kPa)	دما T_0 (K)	ارتفاع (m)
کروز	0/8	23/84	218	10668
نزول	0/72	44/31	230	8848

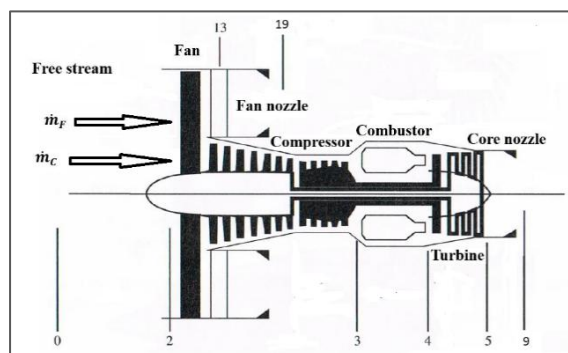
جدول 3: ورودی‌ها و فرضیات تعیین شده (شرایط عملیاتی موتور)

عنوان	مقدار	نماد
نسبت گرمای ویژه گاز کمپرسور	1/4	γ_c
گرمای ویژه گازهای کمپرسور	1004	C_{pc} (J/kg·K)
نسبت فشار ورودی	0/995	π_d
نسبت فشار فن	1/6	π_f
بازده فن	0/90	e_f
نسبت کنارگذر فن	0-8	α
نسبت فشار نازل فن (همگرا)	0/95	π_{fn}
نسبت فشار کمپرسور	42	π_c
بازده کمپرسور	0/90	e_c
آنتالپی استاتیک پرواز	8	τ_λ
گرمای ویژه گازهای توربین	1152	c_{pt} (J/kg·K)
نسبت گرمای ویژه گاز توربین	1/33	γ_t
ارزش حرارتی سوخت	42000	Q_R (kJ/kg)
نسبت فشار کل محفظه احتراق	0/95	π_b
بازده محفظه احتراق	0/992	η_b
بازده مکانیکی	0/95	η_{lm}
بازده توربین	0/85	e_t
نسبت فشار نازل	0/98	π_n

اتمسفر پروازی است. این تحلیل پارامتریک امکان شناسایی محدوده بهینه انتخاب‌های طراحی را فراهم آورده و دیدگاهی جامع برای دستیابی به بالاترین کارایی عملیاتی در طول چرخه پرواز ارائه می‌دهد.

4- مشخصات موتور توربوفن مورد مطالعه و بخش‌های مختلف آن

شکل ۱ شماتیک موتور توربوفن با نسبت کنارگذر بالا و خروجی جداگانه را به همراه اجزای مختلف آن نشان می‌دهد. بخش‌های مختلف شکل ۱ در جدول ۱، معرفی می‌گردد.



شکل (1): شماتیک موتور توربوفن با نسبت کنارگذر بالا و خروجی جداگانه [4]

جدول (1): معرفی ایستگاه‌های مختلف موتور توربوفن شکل (1) [4]

توصیف	شماره ایستگاه موتور
جریان هوای ورودی به موتور (جریان هوای محیطی بدون اختلال)	0
جریان هوای ورودی به فن موتور	2
جریان هوای خروجی از کمپرسور فشار بالا	3
گازهای خروجی از محفظه احتراق و ورودی به توربین فشار بالا	4
گازهای خروجی از توربین فشار پایین و ورودی به نازل	5
خروجی نازل موتور	9
هوای خروجی از فن و ورودی به نازل فن	13
هوای خروجی از نازل فن موتور	19

5- روش حل و معادلات حاکم

رویکرد محاسباتی در این پژوهش مبتنی بر توسعه یک مدل ریاضی در نرم‌افزار متلب جهت تحلیل عملکرد موتور توربوفن با نسبت کنارگذر بالا مشابه موتور مرجع CFM-56 و با خروجی جداگانه است. در گام نخست، شرایط پروازی مربوط به فازهای کروز و نزول، شامل سرعت پرواز و مشخصات جریان آزاد (فشار و

از آنجاکه نازل فن دارای طراحی همگرا است، حداکثر عدد ماخ خروجی که می‌تواند به آن برسد، عدد ماخ یک است؛ لذا باید بررسی گردد که آیا مقدار سرعت در خروجی نازل به عدد ماخ یک می‌رسد یا خیر. فشار استاتیک خروجی نازل برای خروجی با ماخ یک برابر است با:

$$P_{19} = P_{t19} / \left[1 + \left(\gamma_c - 1/2 \right) \right]^{\gamma_c / \gamma_c - 1} \quad (11)$$

چنانچه فشار P_{19} بیشتر از P_0 باشد جریان نازل به صورت زیر انبساط می‌گردد، بنابراین نازل فن همگرا به حداکثر سرعت خروجی خود، یعنی سرعت صوت، می‌رسد و در نتیجه، برابر با مقدار یک خواهد بود. در غیر این صورت باید مورد محاسبه قرار گیرد.

دمای استاتیک در خروجی نازل فن موتور:

$$T_{19} = T_{t13} / 1.2 \quad (12)$$

سرعت صوت در خروجی نازل فن موتور:

$$\alpha_{19} = \sqrt{(\gamma_c - 1) c_{pc} T_{19}} \quad (13)$$

سرعت مؤثر در خروجی نازل فن موتور:

$$V_{19eff} = V_{19} + \left(\frac{\gamma_c P_{19}}{\rho_{19}} \right) \frac{(1 - P_0/P_{19})}{\gamma_c V_{19}} \quad (14)$$

فشار کل در خروجی کمپرسور موتور:

$$P_{t3} = P_{t2} \pi_c \quad (15)$$

برای کمپرسور داریم:

$$\tau_c = \pi_c^{(\gamma_c - 1)/e_c \gamma_c} \quad (16)$$

دمای کل در خروجی کمپرسور موتور:

$$T_{t3} = T_{t2} \tau_c \quad (17)$$

فشار کل در خروجی محفظه احتراق موتور:

$$P_{t4} = P_{t3} \pi_b \quad (18)$$

دمای کل در خروجی محفظه احتراق موتور:

$$T_{t4} = c_{pt} T_0 t_4 / c_{pt} \quad (19)$$

نسبت سوخت به هوا از معادله تعادل انرژی عبوری از محفظه احتراق به دست می‌آید:

$$f = (c_{pt} T_{t4} - c_{pc} T_{t3}) / (Q_R \eta_b - c_{pt} T_{t4}) \quad (20)$$

برای به دست آوردن دمای کل خروجی از توربین (T_{t5}) از عبارت زیر استفاده می‌کنیم.

$$(1 + f) c_{pt} (T_{t4} - T_{t5}) \cdot \eta_m = c_{pc} (T_{t3} - T_{t2}) + \alpha c_{pc} (T_{t13} - T_{t2}) \quad (21)$$

برای محاسبه فشار کل خروجی از توربین از راندمان پلی‌تروپیک (e_t) استفاده می‌کنیم:

$$\pi_t = \tau_t^{\gamma_t / e_t (\gamma_t - 1)} \quad (22)$$

برای توربین خواهیم داشت:

$$\tau_t = T_{t5} / T_{t4} \quad (23)$$

فشار کل در خروجی توربین موتور:

$$P_{t5} = P_{t4} \cdot \pi_t \quad (24)$$

فشار کل در خروجی نازل موتور:

$$P_{t9} = P_{t5} \pi_n \quad (25)$$

در صورت شرایط خفگی، P_9 بر حسب P_{t9} می‌تواند به دست آید:

شایان ذکر است که برخی ورودی‌های ترمودینامیکی و عملکردی، نظیر نسبت گرمای ویژه (γ) ، ظرفیت گرمایی (C_p) و بازده‌های اجزای مختلف (فن، کمپرسور و توربین)، در هر دوفاز پروازی یکسان فرض شده‌اند. اگرچه پارامترهایی مانند نسبت فشار فن و کمپرسور تحت تأثیر شرایط پروازی متغیر هستند، اما با توجه به اختلاف اندک این مقادیر در فازهای کروز و نزول مورد مطالعه، مقادیر میانگین آن‌ها مبنای محاسبات قرار گرفته است. در نهایت، جهت ارزیابی جامع روند تغییرات عملکردی، نسبت کنارگذر در بازه صفر (حالت توربوجت) تا هشت (توربوفن با نسبت کنارگذر بالا) متغیر در نظر گرفته شده است تا تحلیل حساسیتی دقیق بر مؤلفه‌های پیش‌ران‌ش صورت پذیرد.

برای انجام صحیح تحلیل مؤلفه‌های موتور، لازم است که اجزای مرحله به مرحله مورد بررسی قرار گیرد. در عبارات و معادلات ۱-۳۸، تحلیل ترمودینامیکی مرتبط با موتور توربوفن نشان داده شده در شکل ۱ و محاسبه نیروهای رانش فن، هسته، کل و نسبت رانش فن بر هسته موتور، مصرف سوخت ویژه رانش و بازده‌های حرارتی، پیش‌ران‌ش و کل ارائه شده است [25 و 4].

سرعت صوت در ارتفاع پرواز برابر است با

$$\alpha_0 = \sqrt{(\gamma_c - 1) c_{pc} T_0} \quad (1)$$

سرعت پروازی برابر است با

$$V_0 = M_0 \alpha_0 \quad (2)$$

M_0 عدد ماخ پروازی است.

فشار کل در ورودی دهانه موتور:

$$P_{t0} = P_0 [1 + (\gamma_c - 1) M_0^2 / 2]^{\gamma / \gamma - 1} \quad (3)$$

دمای کل در ورودی دهانه موتور:

$$T_{t0} = T_0 [1 + (\gamma_c - 1) M_0^2 / 2] \quad (4)$$

فشار کل در ورودی فن موتور:

$$P_{t2} = P_{t0} \cdot \pi_d \quad (5)$$

در شرایط آدیاباتیک دمای کل در ورودی فن موتور برابر با دمای کل در ورودی دهانه موتور است:

$$T_{t2} = T_{t0} \quad (6)$$

در این مرحله، جریان هوا به دو قسمت تقسیم می‌شود: جریانی که از طریق فن عبور می‌کند و جریانی که وارد هسته موتور می‌شود. ابتدا، جریان فن مورد تحلیل قرار می‌گیرد.

فشار کل در خروجی فن موتور:

$$P_{t13} = P_{t2} \pi_f \quad (7)$$

دمای کل در خروجی فن موتور را می‌توان از رابطه راندمان فن محاسبه نمود:

$$\tau_f = \pi_f^{(\gamma_c - 1)/e_f \gamma_c} \quad (8)$$

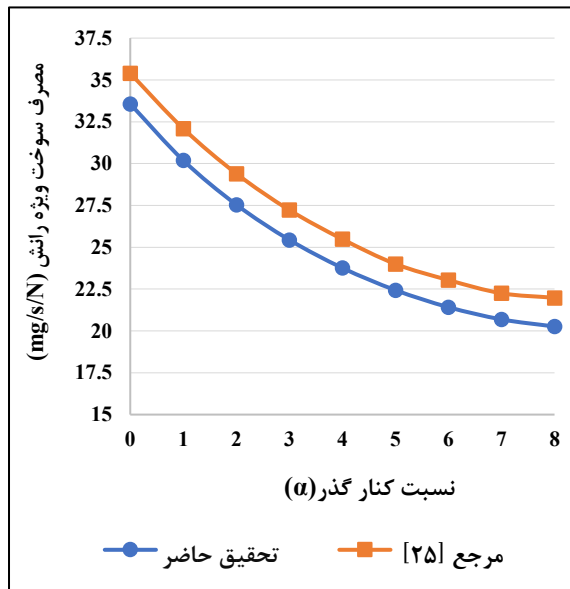
بنابراین، دمای کل در خروجی فن موتور برابر خواهد شد با:

$$T_{t13} = T_{t2} \tau_f \quad (9)$$

فشار کل در خروجی نازل فن موتور:

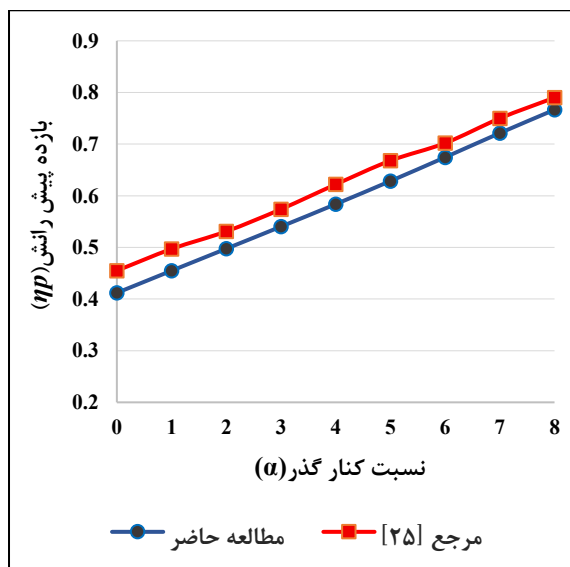
$$P_{t19} = P_{t13} \pi_{fn} \quad (10)$$

حل معادلات، نتایج تأثیرات نسبت کنارگذر بر دو مؤلفه مصرف سوخت و ویژه رانش و بازده پیش‌رانش با داده‌های فرخی و همکاران مرجع [25] در شکل‌های ۲ و ۳ در شرایط پروازی کروز مقایسه شده است. البته باتوجه به تفاوت نوع موتور بعضی پارامترهای اساسی نظیر عدد ماخ، فشار و دمای ورودی به موتور، نسبت فشار کمپرسور در این مطالعه با مرجع موردنظر یکسان نمی‌باشد؛ ولی باین وجود مشاهده می‌گردد که روند خوبی در تطبیق نتایج وجود دارد که نشان از درستی روش و نوع معادلات بکار گرفته شده دارد.



شکل (2): نمودار مقایسه میزان مصرف سوخت ویژه محاسبه شده بر

حسب کنارگذر در تحقیق حاضر و مرجع [25]



شکل (3): نمودار مقایسه میزان بازده پیش‌رانش محاسبه شده بر

حسب کنارگذر در تحقیق حاضر و مرجع [25]

$$P_9 = P_{t9} / [(\gamma_t + 1)/2]^{\gamma_t/(\gamma_t - 1)} \quad (26)$$

دمای استاتیک در خروجی نازل موتور:

$$T_9 = T_{t5} / (\gamma_t + 1)/2 \quad (27)$$

سرعت صوت در خروجی نازل موتور:

$$\alpha_9 = \sqrt{(\gamma_t - 1)c_{pt}T_9} \quad (28)$$

سرعت مؤثر در خروجی نازل موتور:

$$V_{9ff} = F_{g-core} / \dot{m}_9 = V_9 + \frac{\alpha_9^2(1 - P_0/P_9)}{\gamma_t V_9} \quad (29)$$

رانش خالص فن موتور:

$$F_{n-fan} = \alpha \dot{m}_0 V_{19eff} - \alpha \dot{m}_0 V_0 \quad (30)$$

رانش بی بعد ویژه فن موتور (بر اساس نرخ جریان جرمی ورودی موتور):

$$\frac{F_{n-fan}}{(1+\alpha)\dot{m}_0\alpha_0} = \frac{\alpha(V_{19eff} - V_0)}{(1+\alpha)\alpha_0} \quad (31)$$

در معادلات بالا سرعت صوت و سرعت پروازی به صورت زیر معادل هم هستند:

$$V_9 = \alpha_9, V_{19} = \alpha_{19} \quad (32)$$

رانش خالص هسته موتور:

$$F_{n-core} = (1+f)\dot{m}_0 V_{9eff} - \dot{m}_0 V_0 \quad (33)$$

رانش بی بعد ویژه هسته موتور (بر اساس نرخ جریان جرمی ورودی موتور):

$$\frac{F_{n-core}}{(1+\alpha)\dot{m}_0\alpha_0} = \frac{(1+f)\dot{m}_0 V_{9eff}}{(1+\alpha)\alpha_0} \quad (34)$$

مصرف سوخت ویژه رانش موتور:

$$TSFC = \frac{f}{(1+\alpha)\alpha_0 F_n / [(1+\alpha)\dot{m}_0\alpha_0]} \quad (35)$$

بازده حرارتی موتور:

$$\eta_{th} = \frac{\alpha V_{19eff}^2 + (1+f)V_{9eff}^2 - (1+\alpha)V_0^2}{2fQ_R} \quad (36)$$

بازده پیش‌رانش موتور:

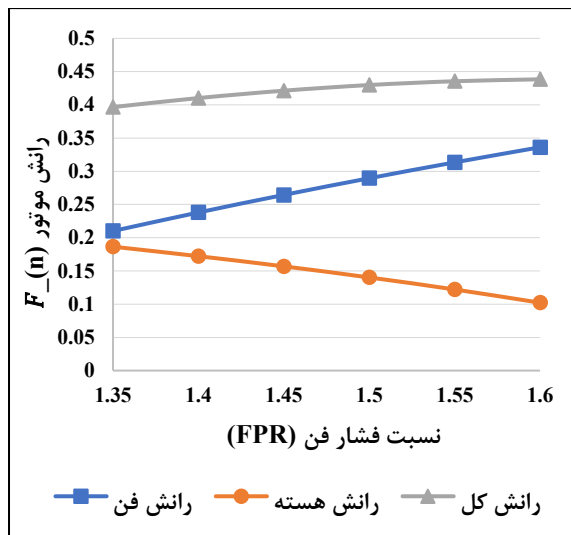
$$\eta_p = \frac{2[F_n / [(1+\alpha)\dot{m}_0\alpha_0]](1+\alpha)\alpha_0 V_0}{\alpha V_{19eff}^2 + (1+f)V_{9eff}^2 - (1+\alpha)V_0^2} \quad (37)$$

بازده کل موتور:

$$\eta_o = \eta_{th} \cdot \eta_p \quad (38)$$

6- اعتبارسنجی نتایج

اعتبارسنجی نتایج و اطمینان از صحت آن‌ها یکی از بخش‌های اصلی هر کار پژوهشی است. به دلیل اینکه در این مطالعه مؤلفه‌های مصرف سوخت و ویژه رانش، بازده و رانش‌های مختلف به عنوان شاخص‌های اصلی عملکرد موتور مورد بررسی قرار می‌گیرد، بنابراین جهت اطمینان از روش



شکل (4): نمودار رانش فن، هسته و کل موتور و نسبت رانش فن به هسته بر حسب کنارگذر در وضعیت پروازی کروز

2-7- تأثیر نسبت فشار فن بر رانش فن موتور، رانش هسته موتور، رانش کل موتور و نسبت رانش فن به هسته موتور

در نسبت کنارگذر ثابت ۸، با افزایش ۱۰٪ درصدی نسبت فشار فن در محدوده (۱/۶ - ۱/۳۵)، رانش فن ۲۹٪ افزایش و رانش هسته ۳۶٪ کاهش می‌یابد که در نهایت منجر به ارتقای ۵ درصدی رانش کل می‌گردد (شکل ۵). در مقام مقایسه، مطابق با نتایج شکل ۴، افزایش ۱۰ درصدی نسبت کنارگذر در نسبت فشار فن ثابت ۱/۶، بهبودی جزئی ۱/۲٪ در رانش فن ایجاد کرده؛ اما باعث افت ۲۷ درصدی رانش هسته و کاهش ۷ درصدی رانش کل شده است. این تقابل رفتاری نشان می‌دهد که اگرچه هر دو پارامتر طراحی بر رانش اثرگذارند، اما رانش کل موتور حساسیت مثبت‌تری نسبت به تغییرات فشار فن نشان می‌دهد.

7- تحلیل عملکردی موتور توربوفن در شرایط پروازی کروز

در این پژوهش، اثر تغییرات نسبت کنارگذر بر مؤلفه‌های رانش، مصرف سوخت ویژه و بازده موتور در دوفاز کروز و نزول تحلیل شده است. علاوه بر آن، در فاز کروز، تأثیر نسبت فشار فن نیز به‌منظور ارزیابی تطبیقی وزن اثرگذاری این دو پارامتر بر عملکرد کلی سیستم مورد مطالعه قرار گرفته است.

7-1- تأثیر نسبت کنارگذر بر رانش فن موتور، رانش هسته موتور، رانش کل موتور و نسبت رانش فن به هسته موتور

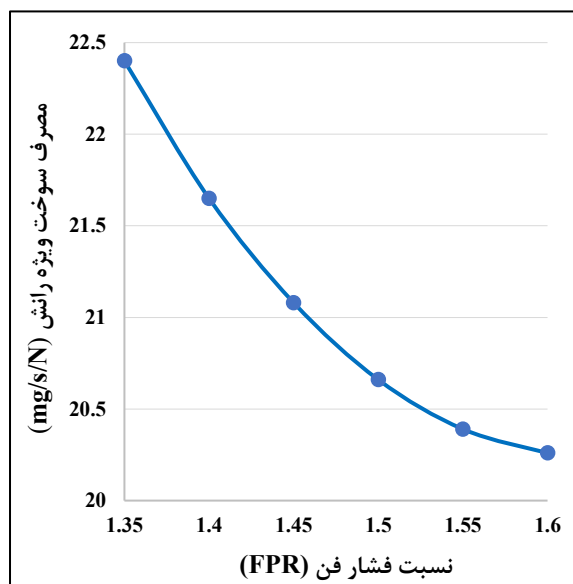
تغییرات رانش فن، رانش هسته، رانش کل و نسبت رانش فن به هسته در فاز کروز، به‌عنوان تابعی از نسبت کنارگذر در شکل ۴ ارائه شده است. مطابق با این شکل، در حالت توربوجت (نسبت کنارگذر صفر)، رانش فن صفر بوده و تمام نیروی پیشران توسط هسته تأمین می‌شود. با افزایش نسبت کنارگذر، سهم رانش فن به طور پیوسته افزایش یافته، به‌طوری که در نسبت کنارگذر ۸، این مقدار به ۰/۴۳ می‌رسد و نسبت به نسبت کنارگذر ۵، رشدی ۳۵ درصدی را نشان می‌دهد.

در مقابل، رانش هسته موتور با افزایش نسبت کنارگذر، روند نزولی شدیدی را طی می‌کند. این مؤلفه از مقدار ۲/۳۸ در حالت توربوجت، با ۸۸٪ کاهش در نسبت کنارگذر ۸، به مقدار ۰/۱۰ تقلیل می‌یابد. تحلیل داده‌ها نشان می‌دهد که رانش کل موتور نیز تحت تأثیر این روند، در نسبت کنارگذر ۸، حدود ۸۱٪ نسبت به حالت توربوجت و ۲۷٪ نسبت به موتور با نسبت کنارگذر ۵ کاهش یافته است. همچنین، بررسی نسبت رانش فن به رانش هسته حاکی از یک‌روند صعودی با شیب تند است. علت فیزیکی این پدیده را می‌توان در تضاد رفتاری این دو مؤلفه جستجو کرد؛ چراکه با افزایش نسبت کنارگذر، علی‌رغم رشد تدریجی رانش فن، رانش هسته به‌شدت مستهلک می‌شود که این امر منجر به انتقال بخش عمده بار تولید نیرو به بخش فن در موتورهای با نسبت کنارگذر بالا می‌گردد.

7-4- تأثیر نسبت فشار فن بر مصرف سوخت ویژه

رانش

بررسی اثر نسبت فشار فن بر مصرف سوخت ویژه رانش (شکل ۷) نشان می‌دهد که در فاز کروز و نسبت کنارگذر ثابت ۸، افزایش ۱۰ درصدی نسبت فشار فن منجر به کاهش ۴/۱۶٪ آن می‌گردد. این در حالی است که افزایش ۱۰ درصدی نسبت کنارگذر در فشار فن ثابت، تنها موجب بهبود ۱/۳۶٪ این شاخص شده است. این یافته‌ها تأکید می‌کند که در موتورهای توربوفن با نسبت کنارگذر بالا، بهینه‌سازی نسبت فشار فن نقش تعیین‌کننده‌تری در کاهش هزینه‌های سوخت ایفا می‌کند.

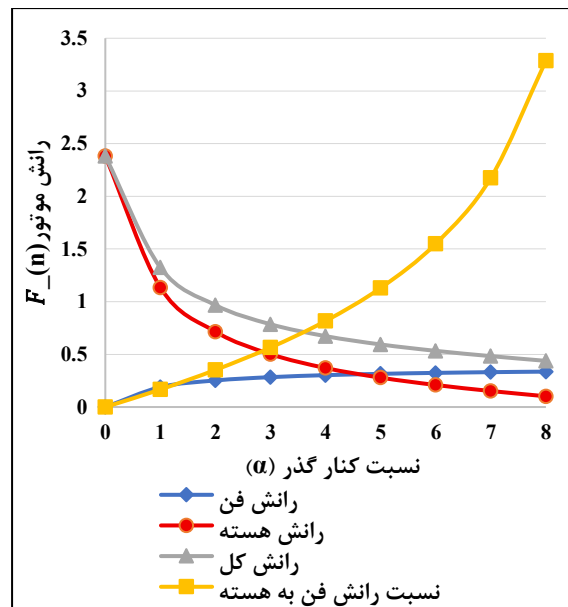


شکل (۷): نمودار مصرف سوخت ویژه رانش بر حسب نسبت فشار فن در وضعیت پروازی کروز

7-5- تأثیر نسبت کنارگذر بر بازده حرارتی موتور،

بازده پیش‌رانش موتور و بازده کل موتور

مطابق با شکل ۸، رفتار بازده‌های سه‌گانه موتور در پاسخ به تغییرات نسبت کنارگذر مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که بازده حرارتی نسبت به تغییرات نسبت کنارگذر حساسیت اندکی داشته و تقریباً ثابت باقی می‌ماند. در مقابل، بازده پیش‌رانش همبستگی مستقیمی با نسبت کنارگذر دارد؛ به‌طوری که از مقدار ۴۰٪ در حالت توربوجت، با رشدی قابل توجه به ۷۶٪ در نسبت کنارگذر ۸ افزایش می‌یابد. تبعیت بازده کلی از این روند صعودی نیز مشهود است، به‌گونه‌ای که از ۱۷٪ به ۲۸٪ ارتقا می‌یابد که نشان‌دهنده بهبود بهره‌وری کلی سیستم در نسبت‌های کنارگذر بالا است.

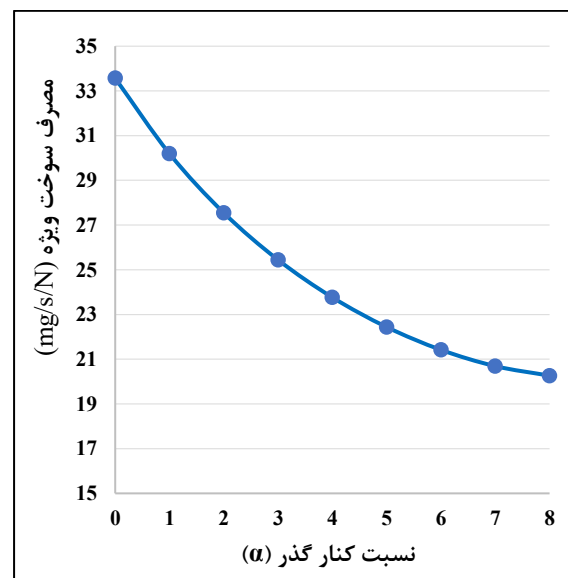


شکل (۵): نمودار رانش فن موتور، رانش هسته موتور و رانش کل موتور بر حسب نسبت فشار فن در وضعیت پروازی کروز

7-3- تأثیر نسبت کنارگذر بر مصرف سوخت ویژه

رانش

مطابق با شکل ۶، افزایش نسبت کنارگذر منجر به بهبود پیوسته مصرف سوخت ویژه می‌گردد. بیشترین میزان متعلق به حالت توربوجت با مقدار ۳۳/۳۵ mg/s/N است که با افزایش نسبت کنارگذر به ۸، این شاخص با ۴۰٪ بهبود به ۲۰/۲۶ mg/s/N تقلیل می‌یابد. همچنین، ارتقای نسبت کنارگذر از ۵ به ۸، کاهش ۱۰ درصدی مصرف سوخت ویژه رانش را به همراه دارد که تأییدکننده بازدهی بالای موتورهای با نسبت کنارگذر بالا در فاز کروز است.



شکل (۶): نمودار مصرف سوخت ویژه رانش بر حسب کنارگذر در وضعیت پروازی کروز

شکل (۹): نمودار بازده‌های پیش‌رانش، حرارتی و کل موتور بر حسب نسبت فشار فن در وضعیت پروازی کروز

۸- تحلیل عملکردی موتور توربوفن در شرایط

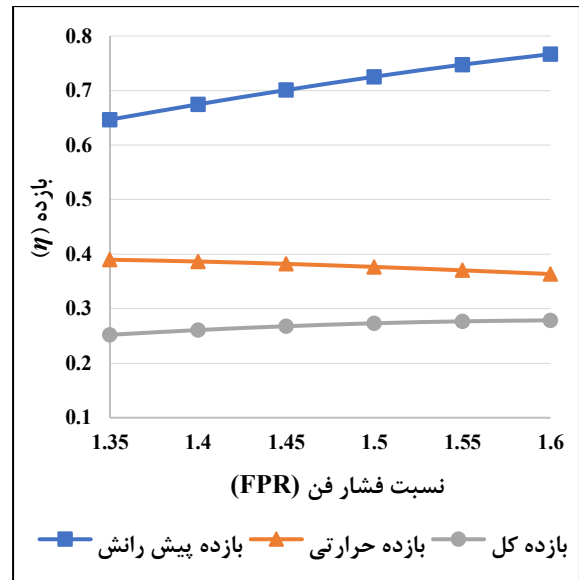
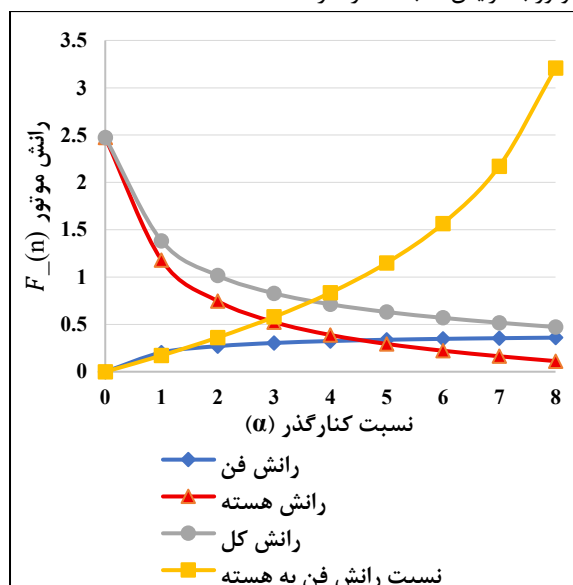
پروازی نزول

۱-۸- تأثیر نسبت کنارگذر بر رانش فن موتور، رانش

هسته موتور، رانش کل موتور و نسبت رانش فن به هسته موتور

در فاز نزول، روند تغییرات مؤلفه‌های رانش نسبت به نسبت کنارگذر در شکل ۱۰ ترسیم شده است. رانش فن در حالت توربوجت که نسبت کنارگذر صفر است، صفر است. در نسبت کنارگذر ۵ رانش فن موتور ۰/۲۹ و در نسبت کنارگذر ۸ رانش فن موتور به ۰/۳۶ می‌رسد. در وضعیت پروازی نزول، رانش فن موتور با نسبت کنارگذر ۸، تقریباً ۱۹٪ بیشتر از رانش فن موتور توربوفن با نسبت کنارگذر ۵ است. رانش هسته موتور در حالت توربوجت که نسبت کنارگذر صفر است، ۲/۴۷ است.

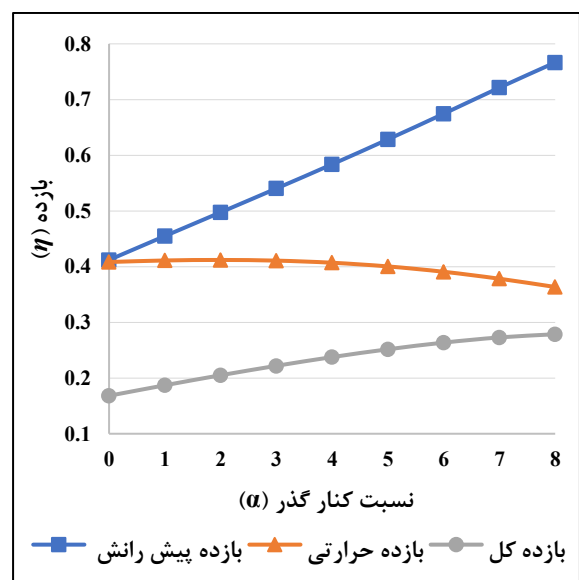
رانش هسته موتور در نسبت کنارگذر ۵، ۰/۲۹ و در نسبت کنارگذر ۸ به ۰/۱۱ می‌رسد. در شرایط کروز رانش هسته موتور با نسبت کنارگذر ۸ تقریباً ۹۵٪ کمتر از رانش هسته در وضعیت توربوجت است و تقریباً ۶۲٪ کمتر از موتور توربوفن با نسبت کنارگذر ۵ است. رانش کل موتور در حالت توربوجت که نسبت کنارگذر صفر است، ۲/۴۷ است. در نسبت کنارگذر ۵ رانش کل موتور ۰/۶۳ است و در نسبت کنارگذر ۸ رانش کل موتور به ۰/۴۷ می‌رسد. در شرایط کروز رانش کل موتور با نسبت کنارگذر ۸، تقریباً ۸۰٪ کمتر از رانش هسته در موتور توربوجت بوده و حدود ۲۵٪ کمتر از موتور توربوفن با نسبت کنارگذر ۵ است. نسبت رانش فن به رانش هسته موتور با افزایش نسبت کنارگذر به طور صعودی است که دلیل آن افزایش اندک رانش فن موتور و شدت بالای کاهش رانش هسته موتور با افزایش نسبت کنارگذر است.

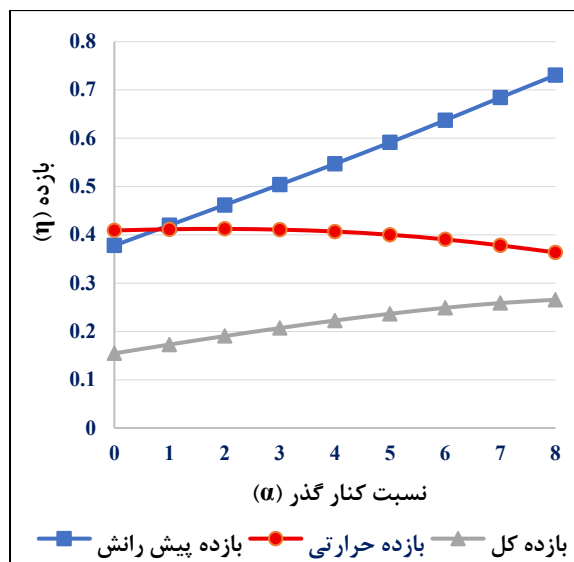


شکل (۸): نمودار بازده‌های حرارتی، پیش‌رانش و کل موتور بر حسب کنارگذر در وضعیت پروازی کروز

۶-۷- تأثیر نسبت فشار فن بر بازده حرارتی موتور، بازده پیش‌رانش موتور و بازده کل موتور

بررسی اثر متقابل پارامترها در شکل ۹ نشان می‌دهد که با افزایش ۱۰ درصدی نسبت فشار فن (در نسبت کنارگذر ثابت ۸)، بازده پیش‌رانش رشدی ۱۰ درصدی را تجربه می‌کند، درحالی‌که بازده حرارتی با افت ۵ درصدی مواجه می‌شود. برآیند این تغییرات، منجر به بهبود ۱/۵۳٪ بازده کلی می‌گردد. مقایسه این نتایج با اثر نسبت کنارگذر (شکل ۸) حاکی از آن است که اگرچه افزایش نسبت کنارگذر بازده پیش‌رانش را بهبود می‌بخشد، اما وزن اثرگذاری نسبت فشار فن بر بازده پیش‌رانش در این محدوده طراحی، محسوس‌تر ارزیابی می‌شود.





شکل (12): نمودار بازده‌های حرارتی، پیش‌رانش و کل موتور بر حسب کنارگذر در وضعیت پروازی نزول

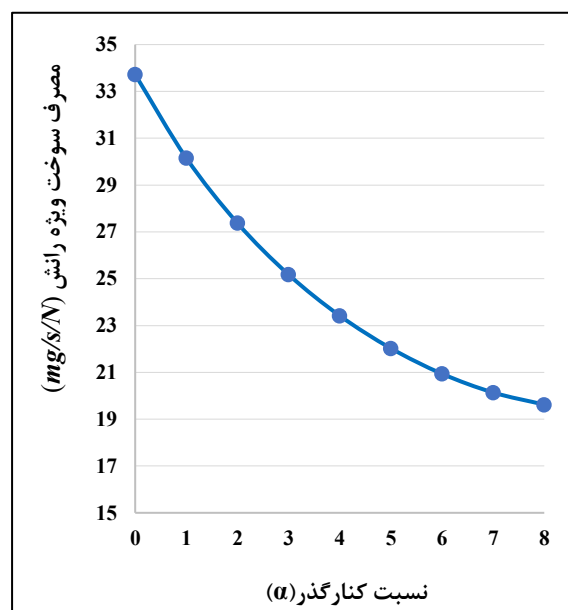
9- مقایسه عملکرد موتور توربوفن در شرایط پروازی کروز و نزول

باتوجه به اینکه در این مقاله تغییر وضعیت پروازی از حالت کروز به نزول با کاهش عدد ماخ از ۰/۸ به ۰/۷۲ همراه است؛ لذا پارامترهای عملکرد موتور (رانش و مصرف سوخت ویژه رانش) نیز تحت تأثیر قرار می‌گیرند. در سه بخش جداگانه به بررسی اختلاف تأثیر افزایش نسبت کنارگذر بر رانش موتور، مصرف سوخت ویژه رانش و بازده‌های موتور در دو وضعیت پروازی کروز و نزول پرداخته می‌شود. طبق معادله ۲، کاهش مقدار عدد ماخ منجر به کاهش سرعت پروازی شده و سرعت هوای ورودی به موتور کاهش می‌یابد؛ بنابراین بر اساس معادلات ۳۳ و ۳۴، این موضوع باعث افزایش رانش فن و رانش هسته موتور می‌شود. مطابق معادله ۳۵، افزایش رانش فن و هسته موتور منجر به کاهش مصرف سوخت ویژه رانش موتور می‌شود. معادله ۳۶ نیز نشان می‌دهد که کاهش سرعت پرواز بر بازده حرارتی تأثیر می‌گذارد و باعث کاهش اندک آن می‌شود. تأثیر کاهش سرعت بر بازده پیش‌رانش کمی پیچیده‌تر است، زیرا طبق معادله ۳۷، بازده پیش‌رانش تحت تأثیر سرعت پرواز، رانش هسته و رانش فن قرار می‌گیرد. کاهش عدد ماخ سرعت پرواز را کاهش می‌دهد، اما رانش فن و هسته موتور را افزایش می‌دهد؛ بنابراین، تأثیر عدد ماخ بر بازده پیش‌رانش موتور به تعامل بین اثرات سرعت پرواز و رانش فن و هسته آن بستگی دارد. باتوجه به اینکه در اعداد ماخ زیر صوت، اثر کاهش سرعت پرواز بر افزایش رانش غلبه دارد؛ لذا بازده پیش‌رانش روند کاهشی دارد. بر اساس معادله ۳۸، بازده کل موتور به حاصل ضرب بازده حرارتی و پیش‌رانش بستگی دارد. از آنجاکه بازده پیش‌رانش تأثیر بسیار بیشتری نسبت به بازده حرارتی دارد، روند تغییرات بازده کل موتور بیشتر تحت تأثیر بازده

شکل (10): نمودار رانش فن، هسته و کل موتور و نسبت رانش فن به هسته بر حسب کنارگذر در حالت پروازی نزول

8-2- تأثیر نسبت کنارگذر بر مصرف سوخت ویژه رانش

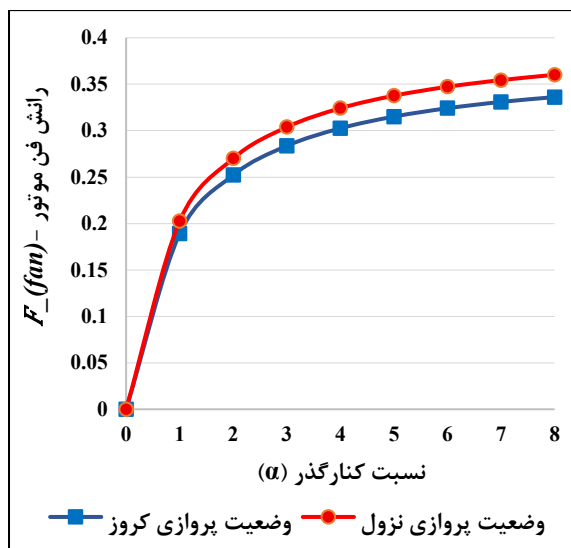
در فاز نزول مطابق شکل ۱۱، مصرف سوخت ویژه در فاز نزول با افزایش نسبت کنارگذر روند نزولی پیوسته‌ای را طی می‌کند. این شاخص از 33/72 mg/s/N در حالت توربوجت، به 19/62 در نسبت کنارگذر ۸ کاهش می‌یابد. این بهبود ۴۲ درصدی نسبت به وضعیت توربوجت و ۱۱ درصدی نسبت به وضعیت با نسبت کنارگذر 5، نشان‌دهنده کارایی بالای این موتورها در کاهش هزینه‌های عملیاتی فاز نزول است.



شکل (11): نمودار مصرف سوخت ویژه رانش بر حسب کنارگذر در وضعیت پروازی نزول

8-3- تأثیر نسبت کنارگذر بر بازده حرارتی موتور، بازده پیش‌رانش موتور و بازده کل موتور

بر اساس شکل ۱۲، بازده حرارتی در فاز نزول نیز نسبت به تغییرات کنارگذر مستقل عمل می‌کند. با این حال، بازده پیش‌رانش با عبور از حالت توربوجت (۳۸٪) و رسیدن به نسبت کنارگذر ۸ (۷۳٪)، رشد چشمگیری را نشان می‌دهد. در نتیجه، بازده کلی موتور در فاز نزول از ۱۵٪ به ۲۶٪ ارتقا می‌یابد که تفاوت اندک آن با فاز کروز، نشان‌دهنده پایداری عملکردی موتور توربوفن در طول مأموریت پروازی است.



شکل (13): نمودارهای رانش فن موتور بر حسب کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول

جدول (4): مقایسه عملکرد رانش فن در نسبت‌های مختلف کنارگذر برای شرایط پروازی کروز و نزول.

نسبت کنارگذر	رانش فن (کروز)	رانش فن (نزول)	اختلاف (درصد)
1	0/1891	0/2025	+6/8
2	0/2521	0/2700	+7/1
3	0/2836	0/3038	+7/0
4	0/3025	0/3241	+7/2
5	0/3151	0/3376	+6/9
6	0/3241	0/3472	+7/0
7	0/3309	0/3544	+7/2
8	0/3361	0/3601	+7/1

9-1-2- تأثیر نسبت کنارگذر بر رانش هسته موتور

نمودارهای رانش هسته موتور بر حسب نسبت کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول در شکل ۱۴ ترسیم گردیده است. به طور اساسی با افزایش نسبت کنارگذر رانش هسته موتور توربوفن روندی نزولی را طی می‌نماید. در بازه نسبت کنارگذر صفر تا سه، رانش هسته موتور در وضعیت پروازی نزول اندکی بیشتر از وضعیت پروازی کروز است؛ ولی از نسبت کنارگذر چهار تا هشت، مقدار رانش هسته موتور تقریباً در هر دو وضعیت یکسان است.

10- تحلیل تطبیقی عملکرد موتور در شرایط پروازی کروز و نزول

در این مطالعه، تغییر رژیم پروازی از فاز کروز به نزول با کاهش عدد ماخ از ۰/۸ به ۰/۷۲ همراه است که مستقیماً شاخص‌های عملکردی موتور (رانش و مصرف سوخت ویژه) را متأثر می‌سازد. بر پایه مبانی آیرودینامیک (معادله ۲)، تقلیل عدد ماخ منجر

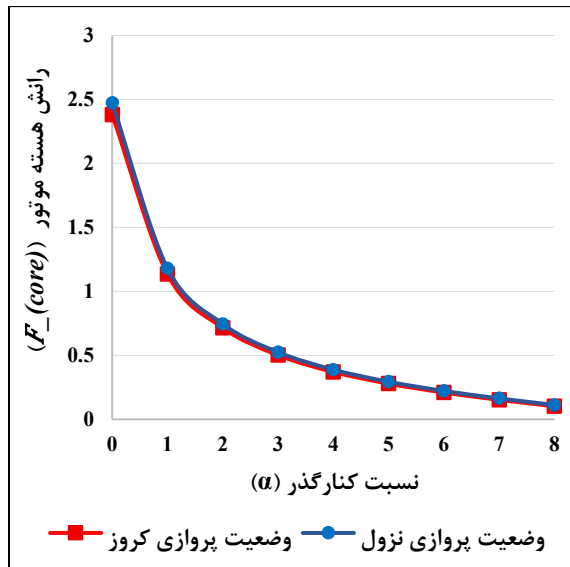
پیش‌رانش قرار می‌گیرد، لذا کاهش عدد ماخ باعث کاهش بازده کل می‌گردد.

9-1-1- تأثیر نسبت کنارگذر بر رانش‌های فن، هسته، رانش کل و نسبت رانش فن به هسته موتور

به‌طور کلی چون موتور توربوفن رانش خود را با عمل بر روی جریان جرمی زیاد هوا تولید می‌کند، لذا رانش ویژه آن پایین‌تر از موتور توربوجت است. رانش فن موتور که به‌ازای واحد جریان جرمی ورودی و با سرعت صوت محیط نیز بی‌بعد شده، با افزایش نسبت کنارگذر افزایش می‌یابد. رانش هسته موتور که به‌ازای واحد جریان جرمی ورودی و با سرعت صوت محیط نیز بی‌بعد شده، با افزایش نسبت کنارگذر کاهش می‌یابد. باتوجه به شدت بالای کاهش رانش هسته موتور نسبت به رانش فن موتور، با افزایش نسبت کنارگذر، رانش کل موتور کاهش می‌یابد. در موتور توربوفن در مقایسه با موتور توربوجت که نسبت کنارگذر صفر دارد، هوای بیشتری برای تولید رانش در پیکربندی نسبت کنارگذر مدیریت می‌شود.

9-1-1-1- تأثیر نسبت کنارگذر بر رانش فن موتور

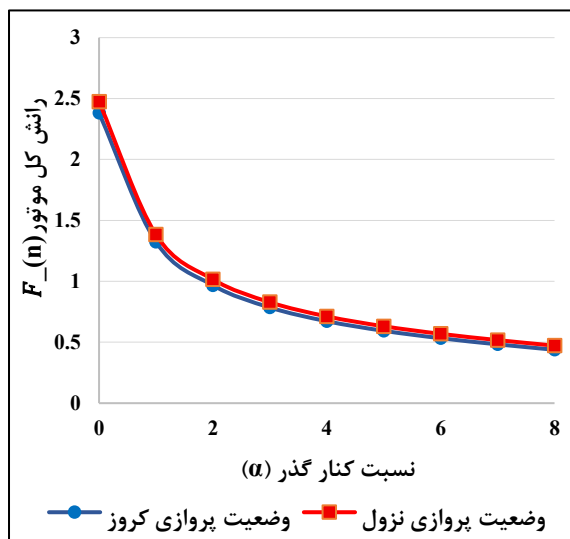
نمودارهای رانش فن موتور بر حسب کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول در شکل ۱۳ ترسیم گردیده است. مشاهده می‌گردد با افزایش نسبت کنارگذر، مقدار رانش فن موتور در هر دو وضعیت پروازی کروز و نزول روند صعودی دارد. باتوجه به نمودارهای شکل ۱۳ مشاهده می‌شود که میزان رانش فن موتور در نسبت‌های کنارگذر ثابت در وضعیت پروازی نزول بیشتر از وضعیت پروازی کروز است و مطابق داده‌های جدول ۴، این اختلاف تقریباً حدود ۷٪ است. کاهش ۱۷٪ ارتفاع و کاهش ۱۰٪ عدد ماخ در پی تغییر وضعیت پروازی کروز به نزول منجر به کاهش فشار و دمای محیط و تغییر اندک فشار در بخش کمپرسور و فن گردیده است.



شکل (14): نمودار رانش هسته موتور بر حسب کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول

10-1-3- تأثیر نسبت کنارگذر بر رانش کل موتور

نمودارهای رانش کل موتور بر حسب نسبت کنارگذر، برای شرایط پروازی کروز و نزول در شکل ۱۵ ترسیم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، هر دو نمودار با افزایش نسبت کنارگذر روندی نزولی را طی می‌کنند؛ باین‌حال، میزان رانش کل موتور در وضعیت نزول، به طور جزئی بیشتر از وضعیت کروز ارزیابی می‌شود.



شکل (15): نمودار رانش کل موتور بر حسب کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول

10-1-4- تأثیر نسبت کنارگذر بر نسبت رانش فن به هسته موتور

نمودارهای نسبت رانش فن به هسته موتور بر حسب نسبت کنارگذر، برای دو وضعیت پروازی کروز و نزول در شکل ۱۶

به کاهش سرعت پرواز و متعاقباً کاهش سرعت هوای ورودی به پشیرانه می‌گردد. مطابق با معادلات ۳۳ و ۳۴، این پدیده پتانسیل تولید رانش در فن و هسته را افزایش داده که بر اساس معادله ۳۵، منجر به بهبود (کاهش) مصرف سوخت ویژه رانش می‌گردد. از منظر بازدهی، کاهش سرعت پرواز طبق معادله ۳۶، بازده حرارتی را اندکی تقلیل می‌دهد. باین‌حال، رفتار بازده پیش‌رانش پیچیدگی بیشتری دارد؛ چراکه طبق معادله ۳۷، این پارامتر تحت تأثیر تقابل میان سرعت پرواز و رانش تولیدی فن و هسته قرار دارد. در اعداد مآخ زیر صوت، اثر کاهشی سرعت پرواز بر نرخ افزایش رانش غلبه کرده و منجر به افت بازده پیش‌رانش می‌گردد. در نهایت، باتوجه به معادله ۳۸، بازده کل موتور که حاصل ضرب بازده‌های حرارتی و پیش‌رانش است، به دلیل وابستگی شدید به بازده پیش‌رانش، همسو با آن رفتار کرده و با کاهش عدد مآخ، روند نزولی طی می‌کند.

10-1- تحلیل پارامتریک مؤلفه‌های رانش نسبت به تغییرات کنارگذر

به‌طور کلی، موتورهای توربوفن به دلیل جابه‌جایی حجم گسترده‌ای از جریان جرمی هوا، رانش ویژه کمتری نسبت به موتورهای توربوجت دارند. در این بخش، رانش فن و هسته به‌صورت بی‌بعد (نسبت به جریان جرمی ورودی و سرعت صوت محیط) تحلیل شده‌اند. با افزایش نسبت کنارگذر، رانش بی‌بعد فن روند صعودی و رانش هسته روند نزولی شدیدی را طی می‌کند؛ برآیند این دو رفتار منجر به کاهش رانش کل موتور می‌گردد.

10-1-1- تحلیل تطبیقی رانش فن در فازهای کروز و نزول

مطابق با شکل ۱۳، رانش فن در هر دو وضعیت پروازی با افزایش نسبت کنارگذر همبستگی مثبت دارد. باین‌حال، میزان رانش فن در نسبت‌های کنارگذر ثابت، در وضعیت نزول به طور میانگین ۰.۷٪ بیشتر از وضعیت کروز ارزیابی می‌شود (جدول ۴). این اختلاف ناشی از کاهش ۱۷ درصدی ارتفاع و افت ۱۰ درصدی عدد مآخ در فاز نزول است که منجر به تغییرات فشار و دمای محیط و در نتیجه بهبود شرایط تولید رانش در بخش فن شده است.

10-1-2- تحلیل تطبیقی رانش هسته در فازهای کروز و نزول

روند تغییرات رانش هسته بر حسب نسبت کنارگذر در شکل ۱۴ ارائه شده است. به لحاظ فیزیکی، با افزایش نسبت کنارگذر، سهم هسته در تولید پیش‌رانش کاهش می‌یابد. نتایج نشان می‌دهد که در بازه نسبت کنارگذر صفر تا ۳، رانش هسته در وضعیت نزول اندکی بیش از وضعیت کروز است؛ اما با عبور از این بازه (نسبت کنارگذر ۴ تا ۸)، عملکرد هسته در هر دوفاز پروازی بر هم منطبق شده و مقادیر تقریباً یکسانی را ثبت می‌کنند.

به‌طور کلی در یک عدد ماخ ثابت، کاهش ارتفاع (که منجر به افزایش دما و فشار ورودی می‌شود) افزایش مصرف سوخت و ویژه رانش را به همراه دارد. باین‌حال، کاهش عدد ماخ به‌تنهایی باعث کاهش مصرف سوخت ویژه می‌گردد. از آنجاکه در فرایند نزول، اثر کاهش عدد ماخ بر اثر کاهش ارتفاع غالب است، میزان مصرف سوخت ویژه در وضعیت نزول نسبت به وضعیت کروز کمتر ارزیابی می‌شود.

مطابق داده‌های جدول ۵، با افزایش نسبت کنارگذر در مقادیر ثابت، میزان کاهش مصرف سوخت در وضعیت نزول نسبت به کروز چشمگیرتر است؛ به‌طوری که این اختلاف کاهش از ۱۳۰٪ در نسبت کنارگذر ۱ به ۱۵۳٪ در نسبت کنارگذر ۸ می‌رسد. از این‌رو می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش نسبت کنارگذر، تأثیر کاهش ۱۰ درصدی عدد ماخ بر بهبود مصرف سوخت ویژه رانش شدت می‌یابد.

جدول (۵): مقایسه عملکرد مصرف سوخت ویژه رانش در نسبت‌های مختلف کنارگذر برای شرایط پروازی کروز و نزول.

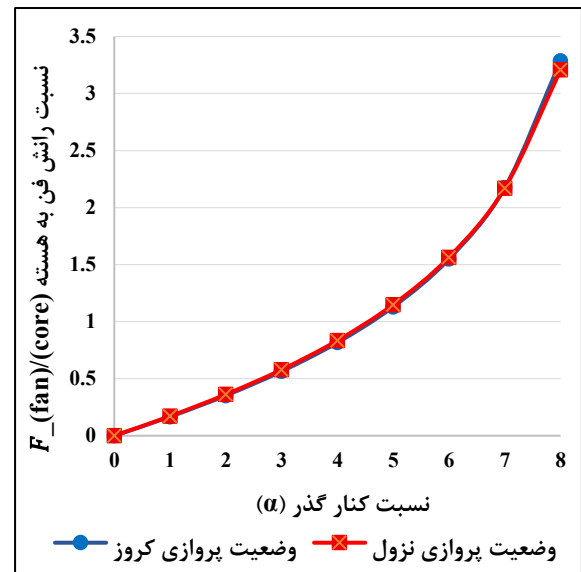
نسبت کنارگذر	مصرف سوخت ویژه (کروز)	مصرف سوخت ویژه (نزول)	اختلاف (درصد)
0	33/56	33/72	+0/47
1	30/19	30/15	-0/13
2	27/54	27/37	-0/61
3	25/44	25/17	-1/06
4	23/76	23/42	-1/43
5	22/43	22/02	-1/82
6	21/41	20/94	-2/19
7	20/69	20/14	-2/65
8	20/26	19/62	-3/15

10-3- تأثیر نسبت کنارگذر بر بازده‌های حرارتی، پیش‌رانش و بازده کل موتور

به‌طور کلی، بازده حرارتی موتور توربوفن با تغییر نسبت کنارگذر تغییر چندانی نمی‌کند؛ چراکه این پارامتر تحت‌تأثیر اضافه‌شدن فن به موتور توربین گاز (در بخشی که هوای خروجی فن در نازل منبسط می‌شود) قرار نمی‌گیرد. از آنجاکه توان مصرفی برای فشرده‌سازی هوا در فن، توسط توربین قدرت تأمین و متعادل می‌گردد، تبادل انرژی خالص در مجرای کنارگذر، ناشی از تعادل ورودی فن و نازل آن است. یک نازل با انبساط کامل، تبادل انرژی جنبشی دیفیوزر ورودی را بازیابی کرده و در نتیجه، بازده حرارتی موتور توربوفن تحت‌تأثیر این تغییرات قرار نمی‌گیرد.

در یک موتور توربوفن، بازده پیش‌رانش تحت‌تأثیر سه پارامتر اصلی است: نسبت کنارگذر، نسبت سرعت جت اصلی به سرعت پرواز (V_9/V_0) و نسبت سرعت جت فن به سرعت پرواز (V_{19}/V_0).

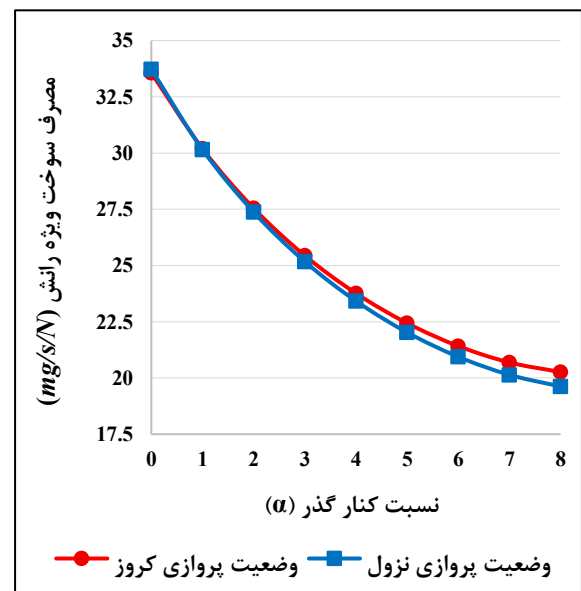
ترسیم شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، مقدار نسبت رانش‌ها در هر دو وضعیت تقریباً یکسان است؛ باین‌حال، در نسبت کنارگذر ۸، میزان رانش فن به هسته در حالت کروز به طور جزئی بیشتر از حالت نزول ثبت شده است.



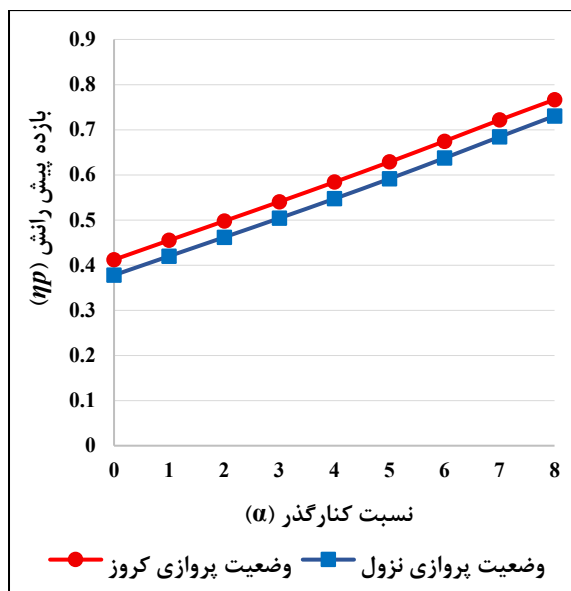
شکل (۱۶): نمودار نسبت رانش فن به هسته موتور بر حسب کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول

10-2- تأثیر نسبت کنارگذر بر مصرف سوخت ویژه رانش موتور

نمودارهای مصرف سوخت ویژه رانش موتور بر حسب کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول، در شکل ۱۷ ترسیم گردیده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود مصرف سوخت ویژه رانش موتور بر حسب کنارگذر در هر دو وضعیت پروازی، نزولی است.



شکل (۱۷): نمودار مصرف سوخت ویژه رانش موتور بر حسب کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول



شکل (19): نمودار بازده پیش‌رانش موتور بر حسب نسبت کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول

مطابق داده‌های جدول ۶، با افزایش نسبت کنارگذر، اختلاف بازده پیش‌رانش موتور در دو وضعیت پروازی کروز و نزول کاهش می‌یابد. این اختلاف از حدود ۸٪ در نسبت کنارگذر صفر (وضعیت توربوجت)، به ۴٪ در نسبت کنارگذر ۸ تقلیل پیدا می‌کند.

جدول (6): تأثیر نسبت کنارگذر بر بازده پیش‌رانش موتور در شرایط پروازی کروز و نزول.

نسبت کنارگذر	بازده پیش‌رانش (کروز)	بازده پیش‌رانش (نزول)	اختلاف (درصد)
0	0/4120	0/3778	-8/4
1	0/4549	0/4199	-7/7
2	0/4975	0/4617	-7/2
3	0/5403	0/5039	-6/7
4	0/5838	0/5469	-6/3
5	0/6285	0/5912	-5/8
6	0/6745	0/6371	-5/5
7	0/7214	0/6842	-5/1
8	0/7666	0/7304	-4/7

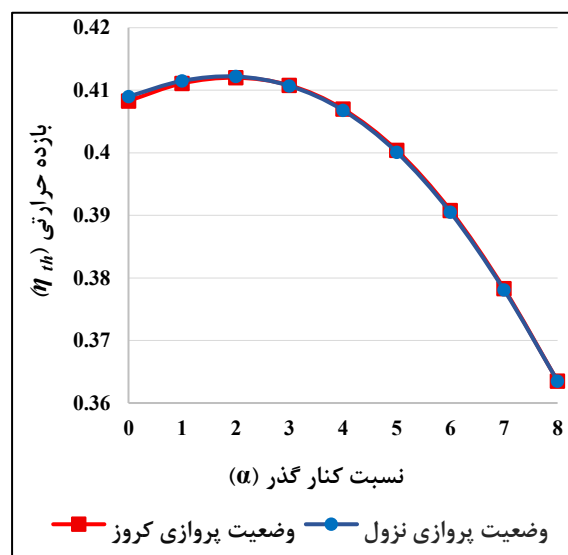
10-3-3- تأثیر نسبت کنارگذر بر بازده کل موتور

نمودار بازده کل موتور بر حسب نسبت کنارگذر برای شرایط پروازی کروز و نزول در شکل ۲۰ ترسیم شده است. در وضعیت پروازی کروز، میزان بازده کل موتور بیش از وضعیت نزول است؛ باین‌حال، در هر دو حالت، روند صعودی بازده با افزایش نسبت کنارگذر، الگوی مشابهی را دنبال می‌کند.

در حالتی که سرعت خروجی نازل فن و نازل اصلی با هم برابر باشند، شرایطی مشابه موتور توربوجت حاکم شده و کمترین میزان بازده پیش‌رانش حاصل می‌گردد؛ اما با افزایش نسبت کنارگذر، این بازده بهبود می‌یابد. البته باید توجه داشت که افزایش سطح مقطع جلویی موتور، منجر به بالارفتن نیروی درگ ناسل می‌گردد؛ بنابراین مزیت بازده پیش‌رانش بالاتر در موتورهای توربوفن باید در تقابل با معایب افزایش درگ ناسل به‌دقت سنجیده شود. در پروازهای زیر صوت، اتلاف ناشی از درگ خارجی نصب موتور به‌مراتب کمتر از مزایای بازده پیش‌رانش آن است. در نتیجه، در یک هواپیمای مسافربری تجاری با شرایط کروز زیر صوت، بازده پیش‌رانش و به‌تبع آن بازده کل موتور (که حاصل‌ضرب بازده حرارتی در بازده پیش‌رانش است)، با افزایش نسبت کنارگذر بهبود می‌یابد.

10-3-1- تأثیر نسبت کنارگذر بر بازده حرارتی موتور

نمودار بازده حرارتی موتور بر حسب نسبت کنارگذر برای شرایط پروازی کروز و نزول در شکل ۱۸ ترسیم شده است. تغییرات بازده حرارتی از وضعیت توربوجت (نسبت کنارگذر صفر) تا نسبت کنارگذر ۸، کمتر از ۱۰ درصد ارزیابی می‌شود. همچنین میزان این بازده در هر دو وضعیت پروازی کروز و نزول، در تمامی نسبت‌های کنارگذر تقریباً یکسان است.



شکل (18): نمودار بازده حرارتی موتور بر حسب نسبت کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول

10-3-2- تأثیر نسبت کنارگذر بر بازده پیش‌رانش موتور

نمودار بازده پیش‌رانش موتور بر حسب نسبت کنارگذر برای شرایط پروازی کروز و نزول در شکل ۱۹ ترسیم شده است. مطابق نمودار، میزان بازده پیش‌رانش در وضعیت کروز بیش از وضعیت نزول است؛ باین‌حال، روند صعودی این بازده در هر دو وضعیت پروازی کروز و نزول، الگوی مشابهی را دنبال می‌کند.

(2). با ارتقای نسبت کنارگذر از صفر به ۸، بازده پیش‌رانش در فاز کروز و نزول حدود ۷۵٪ افزایش یافت. این در حالی است که بازده حرارتی در هر دوفاز حساسیت کمی (کمتر از ۱۰٪ کاهش) به تغییرات نسبت کنارگذر نشان داد؛ بنابراین ارتقای عملکرد موتورهای با نسبت کنارگذر بالا، عمدتاً ریشه در بهبود بازده پیش‌رانش دارد تا فرایندهای ترمودینامیکی هسته موتور.

(3). با افزایش نسبت کنارگذر، سهم رانش فن به شدت افزایش یافته و رانش هسته کاهش می‌یابد. همچنین در یک نسبت کنارگذر ثابت، افزایش ۱۰ درصدی نسبت فشار فن منجر به افزایش حدود ۵ درصدی رانش کل می‌گردد که نشان‌دهنده پتانسیل بهینه‌سازی رانش از طریق تنظیمات فن در کنار مدیریت نسبت کنارگذر است.

(4). اثر نسبت فشار فن: در نسبت کنارگذر ثابت، افزایش ۱۰ درصدی نسبت فشار فن منجر به افزایش ۲۹ درصدی رانش فن و رشد ۵ درصدی رانش کل گردید، هرچند که این تغییر با کاهش ۳۶ درصدی رانش هسته همراه بود.

12- پیشنهادها برای پژوهش‌های آتی

در این پژوهش، تأثیر نسبت کنارگذر و فشار فن بر مؤلفه‌های عملکردی موتور توربوفن در وضعیت‌های کروز و نزول تحلیل گردید. جهت توسعه و تکمیل یافته‌های این تحقیق، موارد زیر برای پژوهش‌های آینده پیشنهاد می‌گردد:

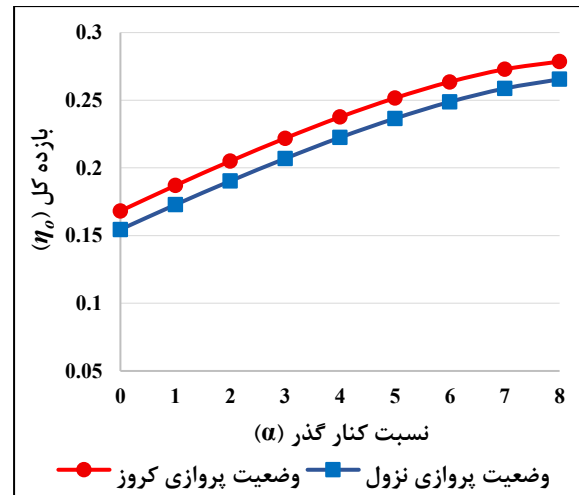
(1). گسترش پارامترهای طراحی: علاوه بر نسبت کنارگذر و نسبت فشار فن، تأثیر سایر متغیرهای کلیدی طراحی نظیر نسبت فشار کمپرسورهای فشار پایین و فشار بالا و همچنین دمای پیشینه ورودی به توربین بر عملکرد کلی موتور بررسی شود.

(2). تحلیل سیکل پروازی: ارزیابی عملکرد موتور علاوه بر وضعیت کروز و نزول، در تمامی فازهای عملیاتی شامل برخاست، صعود، فرود و نشست انجام گیرد؛ چرا که پایش مستمر رانش و مصرف سوخت ویژه در کل سیکل پروازی، پیش‌نیاز محاسبه دقیق بازده نهایی موتور است.

(3). مدل‌سازی شرایط محیطی متغیر: با توجه به نوسانات عدد ماخ، سرعت، ارتفاع و شرایط اتمسفریک در فازهای مختلف پروازی، پیشنهاد می‌شود مدل‌های دینامیکی دقیقی برای محاسبه تغییرات لحظه‌ای نیروهای رانش (فن، هسته و کل) و بازده سوخت توسعه یابد تا عدم قطعیت‌های ناشی از تغییر فشار و دمای ورودی به حداقل برسد.

13- مراجع

[1] Jakubowski R. Study of the effects of heat exchanger location on turbofan engine performance. Adv Sci Technol Res J. 2024;18(3):282-293. doi: 10.12913/22998624/189464.



شکل (20): نمودار بازده کل موتور بر حسب نسبت کنارگذر در شرایط پروازی کروز و نزول

بر اساس داده‌های جدول ۷، با افزایش نسبت کنارگذر، اختلاف بازده کل موتور در دو وضعیت پروازی کروز و نزول (علی‌رغم کاهش ۱۰ درصدی عدد ماخ و کاهش ۱۷ درصدی ارتفاع) روند کاهشی دارد. این اختلاف از حدود ۸٪ در نسبت کنارگذر صفر (وضعیت توربوجت)، به ۴٪ در نسبت کنارگذر ۸ تقلیل می‌یابد. به‌طور کلی، رفتار بازده کل موتور در این شرایط، کاملاً مشابه بازده پیش‌رانش ارزیابی می‌شود.

جدول (7): مقایسه بازده کل موتور در نسبت‌های مختلف کنارگذر

نسبت کنارگذر	بازده کل (کروز)	بازده کل (نزول)	اختلاف (درصد)
1	0/1891	0/2025	+6/8
2	0/2521	0/2700	+7/1
3	0/2836	0/3038	+7/0
4	0/3025	0/3241	+7/2
5	0/3151	0/3376	+6/9
6	0/3241	0/3472	+7/0
7	0/3309	0/3544	+7/2
8	0/3361	0/3601	+7/1

11- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، عملکرد موتور توربوفن از منظر رانش، مصرف سوخت ویژه و بازده در فازهای پروازی کروز و نزول تحت تأثیر نسبت کنارگذر و نسبت فشار فن ارزیابی شد. یافته‌های محوری تحقیق به شرح زیر ارائه می‌گردد:

(1). افزایش نسبت کنارگذر از صفر (حالت توربوجت) به ۸، منجر به کاهش چشمگیر مصرف سوخت ویژه رانش به میزان تقریبی ۴۰٪ در فازهای کروز و نزول گردید.

- [15] Yunusov S, Labendik V, Kopytov E. Turbofan thrust control on flight information in aircraft engine diagnostic system. *Ultragarsas*. 2006;60(3):20-23. doi: 10.5755/j01.u.60.3.11195.
- [16] Mahmoodi M, Pirkandi J, Jahromi M. Aerodynamic design and optimization of a 10 stage compressor and a 3 stage fan of a low bypass ratio turbofan engine. *J Fluid Mech Aerodyn*. 2024;13(2):163-172. DOR:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1403.13.1.10.6[In Persian].
- [17] Marszalek N. The impact of thermodynamic parameters of the turbofan engine with ITB on its performance. *Combust Engines*. 2020;182(3):45-51. doi: 10.19206/CE-2020-307.
- [18] Baklacioglu T, Cavcar M. Aero-propulsive modelling for climb and descent trajectory prediction of transport aircraft using genetic algorithms. *Aeronaut J*. 2014;118(1199):65-79. doi: 10.1017/S000192400000894X.
- [19] Goulos I, Pachidis V, Pilidis P. Aerodynamic design of separate-jet exhausts for future civil aero-engines—part II: design space exploration, surrogate modeling, and optimization. *J Eng Gas Turbines Power*. 2016;138(8):081202. doi: 10.1115/1.4032652.
- [20] Dankanich A, Peters D. Turbofan engine bypass ratio as a function of thrust and fuel flow [master's thesis / report]. St. Louis (MO): Washington University in St. Louis; 2017.
- [21] Jakubowski R. Two-combustor turbofan engine performance analysis. *J KONES Powertrain Transp*. 2014;21(3):141-148. doi: 10.5604/12314005.1133917.
- [22] Solomon A. Performance study of N+3 turbofan engine model with several types of fuels using NPSS [master's thesis / report]. St. Louis (MO): Washington University in St. Louis; 2022.
- [23] Ogur E, Karakoc TH. Performance assessment of ammonia as a turbofan engine fuel during various altitude levels. *Energy*. 2024;290:132714. doi: 10.1016/j.energy.2024.132714.
- [24] Gao R, Khani Aminjan K, Heidari M, Rahmanivahid P, Salahinezhad M, Khashehchi M. High-bypass ratio, separate-exhaust turbofan engine: study on flight Mach number and inlet temperature. *J Chin Soc Mech Eng*. 2025;46(2):185-193. doi: 10.6108/JCSME.2025.02.003.
- [25] Farokhi S. Aircraft propulsion: cleaner, leaner, and greener. 3rd ed. Hoboken (NJ): John Wiley & Sons; 2021.
- [2] Imani A, Anjomrouz A, Rasti A. Reducing the specific fuel consumption of a micro-turbojet engine by converting it into a micro-turbofan engine. *J Fluid Mech Aerodyn*. 2024;12(1):49-63. DOR:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1402.12.1.5.4[In Persian].
- [3] Imani A. Design and simulation of a selector controller to control a micro-turbofan engine in flight mission. *J Fluid Mech Aerodyn*. 2024;13(2):163-172. DOR:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1403.13.2.12.0 [In Persian].
- [4] Mattingly JD. Elements of gas turbine propulsion. New York: McGraw-Hill; 1996. (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering).
- [5] Huff DL. Noise reduction technologies for turbofan engines. Cleveland (OH): NASA Glenn Research Center; 2007. Report No.: NASA/TM—2007-214495.
- [6] [6] Jakubowski R. Analysis of turbofan engine design modification to add inter-turbine combustor. *J KONES Powertrain Transp*. 2015;22(3):95-102. doi: 10.5604/12314005.1165977.
- [7] Merril GL. Turbofan propulsion for general aviation. *SAE Int J*. 1973;32(3):23-65. doi: 10.4271/730287.
- [8] Skavdahl H, Zimbrick RA. Very high bypass ratio engines for commercial transport propulsion. In: 16th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS); 1988 Aug 28–Sep 2; Jerusalem, Israel. 1988.
- [9] Lu P, Burken JJ. Controlling aircraft with engine thrust only: nonlinear challenges. *Nonlinear Anal Theory Methods Appl*. 1999;35(1):21-35. doi: 10.1016/S0362-546X(97)00650-3.
- [10] Thiery G, Simon H, Pascal S. Theoretical analysis of environmental and energetic performance of very high temperature. *Thermodin Sci*. 1999;380:442-481. doi: 10.1016/S0035-3159(99)80024-X.
- [11] Ikaza D, Rausch C. Thrust vectoring for Eurofighter-the first steps. *Air Space Eur*. 2000;2(1):92-95. doi: 10.1016/S1290-0958(00)80020-5.
- [12] Svoboda C. Turbofan engine database as a preliminary design tool. *Aircr Des*. 2000;3(1):17-31. doi: 10.1016/S1369-4332(99)00007-0.
- [13] Montazeri M, Foroozannejad M, Yousefi Dastjerdi A, Bordbar A. Integrated simulation and control of turbojet engine dynamics and fixed-wing airplane flight dynamics. *J Aerosp Mech*. DOR:https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455323.1403.20.4.7.52025;20(4):103-116. [In Persian].
- [14] Bartel M, Young TM. Simplified thrust and fuel consumption models for modern two-shaft turbofan engines. *J Aircr*. 2008;45(4):1450-1456. doi: 10.2514/1.34351.