

# شبیه‌سازی و تحلیل ترمودینامیکی موتور توربوفن دومحوره در شرایط نقطه طراحی و خارج از نقطه طراحی

الیاس لکزیان<sup>۲</sup>

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۹/۲۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۷/۱۶)

علیرضا ربیعی<sup>۱</sup>

مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر

دانشگاه جامع امام حسین(ع)

## چکیده

در پژوهش حاضر، مدل‌سازی ترمودینامیکی یک موتور توربوفن دو محوره، با کنارگذر مجزا در شرایط نقطه طراحی و خارج از نقطه طراحی انجام گرفته است. در این موتور بخشی از جریان هوا به‌منظور خنک‌کاری پره‌های توربین و همچنین تامین هوای داخل کابین از کمپرسور پرفشار برداشته می‌شود. همچنین از محل فن، توان، به‌منظور تامین توان اجزای جانبی استخراج می‌گردد. به‌منظور اعتبارسنجی مدل‌سازی ترمودینامیکی توسعه یافته، نتایج به‌دست‌آمده با نتایج آزمایشگاهی موتور "CFM56-7B" شامل دور شفت کم‌فشار اصلاح‌شده، نیروی پیشران موتور، دبی جریان سوخت، دور شفت فشار بالا و دمای گازهای خروجی از موتور مقایسه می‌گردد. ترکیب معادلات دور موتور با تحلیل ترمودینامیکی سیکل و تدوین نتایج به‌صورت نیروی پیشران عمومی که جزء نوآوری‌های مطالعه حاضر می‌باشد نشان می‌دهد که مدل‌سازی انجام‌شده دارای حداکثر خطای ۱۲٪ بوده و می‌تواند رفتار موتور را در شرایط خارج از نقطه طراحی به درستی پیش‌بینی کند. مشاهده می‌شود که در شرایط پرواز کروز جریان در خروجی کانال کنارگذر و همچنین خروجی هسته اصلی موتور خفه می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که حساسیت خفه شدن جریان کانال کنارگذر در صورت افزایش ماخ ورودی جریان به موتور، بیشتر از هسته اصلی آن است. همچنین انحراف مثبت از اتمسفر استاندارد باعث می‌شود که نیروی پیشران کاهش و مصرف سوخت ویژه نیز کاهش یابد و انحراف منفی از اتمسفر استاندارد سبب افزایش نیروی پیشران و افزایش مصرف سوخت ویژه موتور می‌گردد.

**واژه‌های کلیدی:** موتور توربوفن، خارج از نقطه طراحی، مصرف سوخت ویژه، نیروی پیشران

## Simulation and Thermodynamic Analysis of Twin Spool Turbofan Engine at the On Design and Off Design Conditions

A.R. Rabiee

E. Lekzian

Qadr Aerodynamic Research Center

Faculty of Aerospace Engineering

Imam Hossein University

Malek Ashtar University of Technology

(Received: 18/December/2017 ; Accepted: 08/October/2018)

### ABSTRACT

At the present paper, thermodynamic simulation of a twin spool separate exhaust turbofan engine, at the on design and off design conditions is performed. At this engine, a part of air flow is extracted from the high pressure compressor in order to cool the turbine blades and provide cockpit air. Also, power is extracted from the fan to provide the power for accessories. For the validation of developed thermodynamic model, the results are compared with CFM56-7B engine experimental outputs including: corrected low pressure spool speed, engine thrust, fuel flow rate, high pressure spool speed, and exhaust gas temperature of engine. Combination of engine revolution equations with thermodynamic cycle equations and preparing the results in the frame work of generalized thrust curves, which are the innovations of the current study, demonstrate that the model has 12% error at most and can predict the off design behavior of the engine correctly. It is obtained that at the cruise condition, the bypass duct exit and core stream exit are choked. The results show that in the case of inlet Mach number increasing, the bypass duct choking sensitivity is more than core stream choking sensitivity. Moreover, positive ISA condition decreases the thrust and specific fuel consumption and negative ISA condition increases the thrust and specific fuel consumption.

**Keywords:** Turbofan Engine, Off Design, SFC, Thrust

۱- دانشجوی دکتری (نویسنده پاسخگو): ARabiee@Ihu.ac.ir

۲- دکتری: lekzian@mut.ac.ir

*tL* توربین فشار پایین

۱- مقدمه

یکی از پیچیده‌ترین ابزار مهندسی ساخته دست بشر، موتور پیشران هواپیما می‌باشد که روند تکمیل و بهینه‌سازی آن نه در یک یا دو دهه خاص، بلکه بالغ بر یازده دهه به طول انجامیده است. یکی از روش‌های بررسی و تحلیل موتور، استفاده از معادلات ترمودینامیکی و شبیه‌سازی موتور با این معادلات می‌باشد که در این زمینه تحقیقات زیادی انجام گرفته است. از آن جمله می‌توان اشاره کرد که اتیتس [۱] به شبیه‌سازی ترمودینامیکی یک موتور توربوفن مخلوط‌شونده پرداخته است و نقطه بهینه کارایی این موتور را با دخیل کردن اتلافات موجود در اجزاء موتور تعیین کرده است. در شبیه‌سازی اتیتس اثر پس‌سوز و مدل‌سازی آن در شبیه‌سازی لحاظ نشده است. لیو و همکاران [۲] به بررسی کارایی یک موتور توربوفن دومحوره دارای کنارگذر مجزا پرداخته‌اند. در تحقیق آنها بین توربین پرفشار و کم‌فشار محفظه احتراق قرار داده شده است و هر دو نقطه طراحی و خارج از طراحی موتور بررسی می‌شود. لیو و همکاران [۳] به بررسی ترمودینامیکی یک موتور توربوفن با کنارگذر مجزا با اعمال افزایش دما در نقاط مختلف از توربین و همچنین کانال کنارگذر پرداخته‌اند. آنها نتیجه گرفته‌اند که افزایش دمای جریان در مقاطع مختلف فوق‌الذکر در مقایسه با موتور معمولی توربوفن سبب افزایش چشمگیر نیروی پیشران ویژه می‌شود و در عین حال مصرف سوخت ویژه تغییر چندانی نمی‌کند. بررسی ترمودینامیکی نقطه طراحی موتور توربوفن دومحوره و سه‌محوره با مخلوط‌کننده جریان کنارگذر و بدون مخلوط‌کننده جریان کنارگذر و با پس‌سوز و بدون پس‌سوز توسط جاگس‌نیا و همکاران [۴] نیز انجام شده است. آنها با تغییر دادن فشار کمپرسورها، دمای ورود به توربین، نسبت کنارگذر و تغییر نسبت فشار فن مجموعه‌ای از گراف‌های مصرف سوخت بر حسب نیروی پیشران، و راندمان جلوبرندگی بر حسب نیروی پیشران را تولید کرده‌اند که می‌تواند برای مهندس طراح به‌منظور انتخاب یک سیکل مناسب برای یک کاربرد خاص، مناسب باشد. در این پژوهش تحلیل کامل ترمودینامیکی موتور توربوفن با جریان کنارگذر مجزا، در شرایط نقطه طراحی و خارج از آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این موتور مقداری از دبی جرمی به‌منظور خنک‌کاری از برخی بخش‌های آن گرفته می‌شود. مساله خنک‌کاری پره‌های توربین نیز در

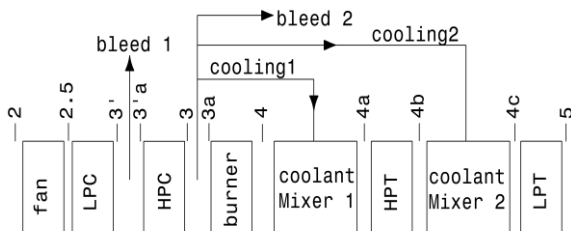
فهرست علائم و اختصارات

<i>A</i>	سطح مقطع، $ft^2$
<i>Alt.</i>	ارتفاع، <i>ft</i>
<i>C<sub>p</sub></i>	ظرفیت گرمایی، $Btu\ lbm^{-1}\ R^{-1}$
<i>CN1</i>	دور شفت کم‌فشار اصلاح‌شده
<i>EGT</i>	دمای گاز خروجی، <i>K</i>
<i>F or FN</i>	نیروی پیشران، <i>lbf</i>
<i>f</i>	نسبت دبی جرمی سوخت به دبی هسته مرکزی موتور
<i>ISA</i>	میزان انحراف از اتمسفر استاندارد
<i>m</i>	دبی جرمی، $kg.s^{-1}$
<i>M</i>	عدد ماخ
<i>N<sub>1</sub></i>	دور شفت کم‌فشار، <i>rpm</i>
<i>N<sub>2</sub></i>	دور شفت فشاربالا، <i>rpm</i>
<i>P</i>	فشار، <i>psia</i>
<i>R</i>	ثابت گاز
<i>SFC</i>	مصرف سوخت ویژه، $lbm\ hr^{-1}\ lbf^{-1}$
<i>T</i>	دما، <i>K</i>
<i>TIT</i>	دمای ورود به توربین، <i>K</i>
<i>TR</i>	دسته گاز
<i>V</i>	سرعت، $ft.s^{-1}$
<i>W</i>	دبی جرمی سوخت، $lbm.hr^{-1}$
<b>علائم یونانی</b>	
<i>α</i>	نسبت کنارگذر
<i>β<sub>1</sub>, β<sub>2</sub></i>	نسبت هواگیری
<i>γ</i>	نسبت ظرفیت گرمایی
<i>δ</i>	دمای بی‌بعد شده در ارتفاع
<i>ε<sub>1</sub>, ε<sub>2</sub></i>	نسبت خنک‌کاری
<i>π</i>	نسبت فشار سکون
<i>τ</i>	نسبت دمای سکون
<b>زیرنویس‌ها</b>	
<i>b</i>	هواگیری/محفظه احتراق
<i>C</i>	هسته اصلی موتور
<i>cH</i>	کمپرسور فشار بالا
<i>cL</i>	کمپرسور کم‌فشار
<i>d</i>	دیفیوزر
<i>F</i>	فن
<i>f</i>	سوخت
<i>i = 1, 2, ..., 9</i>	شماره مقطع موتور
<i>m<sub>1</sub></i>	مخلوط‌کننده خنک‌کننده اول
<i>m<sub>2</sub></i>	مخلوط‌کننده خنک‌کننده دوم
<i>n</i>	نازل خروجی هسته اصلی
<i>R</i>	حالت مرجع (شرایط نقطه طراحی)
<i>t</i>	شرایط سکون/شرایط بعد از محفظه احتراق
<i>tH</i>	توربین فشار بالا

از انتهای کمپرسور پرفشار هواگیری، و همچنین هوا برای خنک‌کاری برداشته می‌شود و به پره‌های ورودی توربین پرفشار و سایر نقاط توربین که دمای بالایی دارند (که اکثراً مراحل اولیه توربین هستند) فرستاده می‌شود. همچنین از پشت کمپرسور کم‌فشار نیز هواگیری انجام می‌شود. شکل ۲ دیاگرام شماتیک محل‌های مختلف خنک‌کاری و هواگیری موتور را نشان می‌دهد.

جدول (۱): شماره‌گذاری قسمت‌های مختلف موتور

شماره مرحله	توضیح
0	جریان آزاد
1	ورودی دیفیوزر
2	خروجی دیفیوزر ورودی فن
2.5	خروجی فن / ورودی کانال کنارگذر
3'	خروجی کمپرسور کم‌فشار
3'a	ورودی کمپرسور پرفشار
3	خروجی کمپرسور پرفشار
3a	ورودی محفظه احتراق
4	خروجی محفظه احتراق
4a	خروجی مخلوط‌کننده خنک‌کاری شماره ۱ / خروجی نازل‌های هدایت‌کننده توربین
4b	ورودی مخلوط‌کننده خنک‌کاری شماره ۲
4c	خروجی مخلوط‌کننده خنک‌کاری شماره ۲ / ورودی توربین کم‌فشار
5	خروجی توربین کم‌فشار
7	ورودی نازل انتهایی موتور
9	خروجی نازل انتهایی موتور
7'	ورودی نازل کانال کنارگذر
9'	خروجی نازل کانال کنارگذر



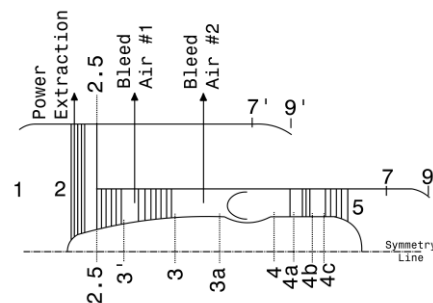
شکل (۲): دیاگرام شماتیک محل‌های هواگیری

همچنین روابط مربوط به خنک‌کاری در زیر بیان شده‌اند.

تحقیقات فراوانی مورد بررسی قرار گرفته است [۵] اما در این شبه‌سازی با یک کسر جرمی از دبی جرمی هوای ورودی به موتور، شبه‌سازی می‌شود. همچنین بخشی از توان موتور صرف تامین توان قطعات داخل کابین می‌شود که به آن توان جانبی گفته می‌شود. بر اساس الگوریتم تحلیل موتور توربوفن با کنارگذر مجزا، شبه‌سازی انجام شده و به‌منظور اطمینان از صحت و دقت نتایج مدل توسعه‌یافته، موتور "CFM56-7B" شبه‌سازی شده و خروجی‌های شبه‌سازی با نتایج واقعی این موتور مقایسه می‌شوند. منظور از مدل توسعه‌یافته در این شبه‌سازی، توسعه‌یافتگی هم در نقطه طراحی و هم در خارج از نقطه طراحی است. توسعه‌یافتگی شبه‌سازی منجر به بررسی و شناخت اثرات انحراف از اتمسفر استاندارد بر مصرف سوخت و نیروی پیشران موتور می‌شود. ترکیب رابطه دور موتور (دور شفت فشار بالا و دور شفت فشار پایین) و ترکیب آن با تحلیل ترمودینامیکی سیکل و تدوین نمودارهای نیروی پیشران عمومی که الهام گرفته از مرجع [۶] می‌باشد از نورآوری‌های شبه‌سازی مقاله حاضر است. شبه‌سازی موردنظر به صورت برنامه‌نویسی در نرم‌افزار فرترن ۹۰ انجام شده است.

## ۲- پارامترهای بی‌بعد

دیاگرام شماتیک موتور توربوفن مورد بررسی در شکل ۱ نمایش داده شده است. این موتور از یک دیفیوزر ورودی، فن، کمپرسور کم‌فشار، کمپرسور پرفشار، محفظه احتراق، توربین پرفشار، توربین کم‌فشار، نازل خروجی هسته اصلی، و نازل خروجی کانال کنارگذر تشکیل می‌شود.



شکل (۱): دیاگرام شماتیک موتور

جدول ۱ محل دقیق هریک از مقاطع مختلف موتور را ارائه می‌دهد. در این موتور، فن و کمپرسور کم‌فشار به توربین کم‌فشار متصل هستند و کمپرسور پرفشار به توربین پرفشار متصل شده است.

در مورد هوای پیرامون موتور و با فرض جریان آیزنتروپیک از محیط بی نهایت تا دیفیوزر ورودی پارامترهای نسبت دما و فشار سکون به صورت زیر معرفی می شود:

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = 1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \quad (۴-الف)$$

$$\pi_r = (\tau_r)^{\left(\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}\right)} = \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2\right)^{\left(\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}\right)} \quad (۴-ب)$$

یکی دیگر از پارامترهای مهم در تعیین عملکرد موتور بیشترین دمای هوا در ورود به توربین می باشد. پارامتر بی بعد در این رابطه به صورت زیر تعریف می شود.

$$\tau_\lambda = \frac{C_{pt} T_{t4}}{C_{pc} T_0} \quad (۵)$$

با استفاده از نسبت های بی بعد تعریف شده و نحوه شماره گذاری اجزای مختلف موتور، مقادیر نسبت فشار و دماهای سکون برای هر قسمت از موتور در قالب روابط زیر بیان می شود [۷]:

$$\tau_d = \frac{T_{t2}}{T_{t0}} \quad \pi_d = \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \quad (۶-الف)$$

$$\tau_f = \frac{T_{t2.5}}{T_{t2}} \quad \pi_f = \frac{P_{t2.5}}{P_{t2}} \quad (۶-ب)$$

$$\tau_{cL} = \frac{T_{t3'}}{T_{t2.5}} \quad \pi_{cL} = \frac{P_{t3'}}{P_{t2.5}} \quad (۶-پ)$$

$$\tau_{cH} = \frac{T_{t3}}{T_{t3'}} \quad \pi_{cH} = \frac{P_{t3}}{P_{t3'}} \quad (۶-ت)$$

$$\tau_b = \frac{T_{t4}}{T_{t3a}} \quad \pi_b = \frac{P_{t4}}{P_{t3a}} \quad (۶-ث)$$

$$\tau_{m1} = \frac{T_{t4a}}{T_{t4}} \quad \pi_{m1} = \frac{P_{t4a}}{P_{t4}} \quad (۶-ج)$$

$$\tau_{tH} = \frac{T_{t4b}}{T_{t4a}} \quad \pi_{tH} = \frac{P_{t4b}}{P_{t4a}} \quad (۶-چ)$$

$$\tau_{m2} = \frac{T_{t4c}}{T_{t4b}} \quad \pi_{m2} = \frac{P_{t4c}}{P_{t4b}} \quad (۶-ح)$$

$$\tau_{tL} = \frac{T_{t5}}{T_{t4c}} \quad \pi_{tL} = \frac{P_{t5}}{P_{t4c}} \quad (۶-خ)$$

$$\alpha = \frac{\text{دبی جرمی جریان کنارگذر}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} = \frac{m_F}{m_C} \quad (۱-الف)$$

$$\beta_1 = \frac{\text{دبی جرمی هواگیری شماره یک}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} = \frac{m_{b1}}{m_C} \quad (۱-ب)$$

$$\beta_2 = \frac{\text{دبی جرمی هواگیری شماره دو}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} = \frac{m_{b2}}{m_C}$$

$$\varepsilon_1 = \frac{\text{دبی جرمی خنک کننده شماره یک}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} = \frac{m_{c1}}{m_C} \quad (۱-ج)$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\text{دبی جرمی جریان خنک کننده شماره دو}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} = \frac{m_{c2}}{m_C}$$

$$f = \frac{\text{دبی جرمی سوخت}}{\text{دبی جرمی هوای ورودی به محفظه احتراق}} = \frac{m_f}{m_{3a}} \quad (۱-د)$$

با در نظر گیری شکل ۲ و با بهره گیری از روابط (۱-الف) تا (۱-د) و با نوشتن معادله بقای جرم برای هریک از اجزای موتور، دبی های جرمی گذرنده از هر یک از مقاطع موتور به صورت زیر نوشته می شود.

$$m_3 = m_C - m_{b1} \quad (۲-الف)$$

$$m_{3a} = m_C(1 - \beta_1 - \beta_2 - \varepsilon_1 - \varepsilon_2) \quad (۲-ب)$$

$$m_4 = m_C(1 - \beta_1 - \beta_2 - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) \quad (۲-ج)$$

$$m_{4a} = m_{4b} = m_C\{(1 - \beta_1 - \beta_2 - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1\} \quad (۲-د)$$

$$m_{4c} = m_5 = m_C\{(1 - \beta_1 - \beta_2 - \varepsilon_1 - \varepsilon_2)(1 + f) + \varepsilon_1 + \varepsilon_2\} \quad (۲-ن)$$

به منظور ارائه بهتر روابط حاکم بر مدل تحلیل موتور، از تعریف نسبت های بی بعد فشار و دما در ورودی و خروجی هر جزء موتور استفاده می شود. با این کار تحلیل عملکرد موتور نیز به صورت بهتری امکان پذیر می شود. جریان هوا در ورود به هر قسمت و خروج از آن، دچار تغییراتی در فشار و دمای سکون می شود که با دو پارامتر بی بعد زیر بیان می گردد:

$$\pi_i = \frac{\text{فشار سکون خروجی از مقطع } i}{\text{فشار سکون ورودی به مقطع } i} \quad (۳-الف)$$

$$\tau_i = \frac{\text{دمای سکون خروجی از مقطع } i}{\text{دمای سکون ورودی به مقطع } i} \quad (۳-ب)$$

#### ۴- فرضیات

فرضیات مورد استفاده در تحلیل موتور به شرح ذیل می‌باشند:

- جریان در ناحیه شماره ۴، (در ورود به نازل‌های (استاتورهای) ورودی توربین فشار بالا) خفه می‌شود.
- جریان در ناحیه "4c"، در ورود به توربین فشار پایین خفه می‌شود.
- مقادیر نسبت دما و فشار سکون خروجی کانال کنارگذر، نسبت دما و فشار سکون خروجی موتور، بازده فن، بازده کمپرسور و توربین پرفشار، بازده شفت‌های متصل‌کننده توربین‌ها به کمپرسورها، نسبت دمای سکون محفظه احتراق در شرایط خارج از نقطه طراحی تفاوتی با شرایط نقطه طراحی نمی‌کنند و ثابت هستند.
- مقادیر پارامترهای مربوط به هواگیری و خنک‌کاری ثابت هستند. همچنین توان جانبی استخراجی از موتور نیز ثابت است.
- جریان هوای موتور، گاز ایده‌آل در نظر گرفته می‌شود. ظرفیت گرمایی ویژه جریان گاز و همچنین نسبت ظرفیت گرمایی، قبل و بعد از محفظه احتراق متفاوت است.
- از مقدار نسبت دبی جرمی سوخت به دبی جرمی هوا در مقابل عدد یک صرف نظر می‌شود.

#### ۵- متغیرهای شبهه‌سازی

بر اساس جدول ۲ متغیرهای شبهه‌سازی که هم شامل ورودی‌ها و هم شامل خروجی‌های شبهه‌سازی می‌شود ارائه شده‌اند. این متغیرها به سه دسته پارامترهای طراحی، پارامترهای با مقدار ثابت، و پارامترهای وابسته تقسیم‌بندی می‌شوند. پارامترهای طراحی و پارامترهای با مقدار ثابت، جزء ورودی‌ها و پارامترهای وابسته جزء خروجی‌های شبهه‌سازی محسوب می‌شوند.

اثبات ثابت بودن مقادیر نسبت دمای سکون ( $\tau_{tH}$ ) و نسبت فشار سکون ( $\pi_{tH}$ ) در محل توربین فشار بالا و نسبت دمای سکون مخلوط‌کننده‌های خنک‌کننده ( $\tau_{m1}$ ) و ( $\tau_{m2}$ ) در مرجع [۱۰] به تفصیل بیان شده است.

$$\tau_n = \frac{T_{t9}}{T_{t7}} \quad \pi_n = \frac{P_{t9}}{P_{t7}} \quad (5-6)$$

#### ۳- روابط مورد استفاده برای تحلیل عملکرد موتور

در این بخش، روابط کلیدی مورد استفاده در مدل‌سازی ریاضی موتور توربو فن بیان می‌شود. فرمولاسیون ارائه‌شده بی‌بعد بوده و با استفاده از آن می‌توان عوامل تاثیرگذار بر پارامترهای عملکردی مانند نیروی پیشران، مصرف سوخت ویژه، افزایش فشار کمپرسور، نسبت کنارگذر، دور شفت گرداننده فن و کمپرسور کم‌فشار، و سرعت جریان خروجی از موتور را مورد بررسی قرار داد.

#### ۳-۱- نیروی پیشران نصب نشده

مقدار نیروی پیشران موتور در حالت نصب روی هواپیما با حالتی که موتور بر روی سکو قرار گرفته است، متفاوت است. به حالتی که موتور بر روی سکو آزمایش<sup>۱</sup> قرار گرفته و نیروی پیشران آن اندازه‌گیری می‌شود، نیروی پیشران نصب‌نشده می‌گویند. هنگامی که موتور بر روی هواپیما نصب می‌شود، پارامترهایی تعریف می‌شوند که مقدار آنها با توجه به نحوه جانمایی موتور در بدنه هواپیما مشخص می‌شود و افت نیروی پیشران ناشی از نصب موتور بر روی هواپیما را تعیین می‌کند [۸]. رابطه زیر بیان‌کننده نیروی پیشران نصب‌نشده موتور است [۹].

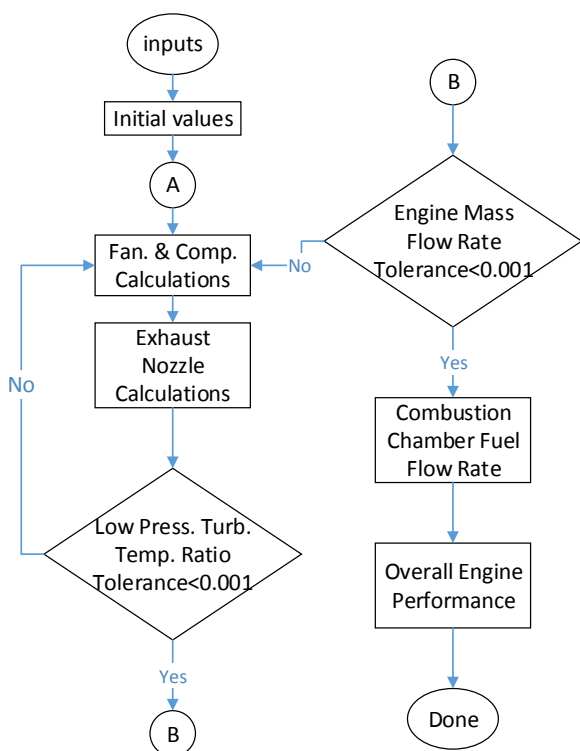
$$\frac{F}{mV_0} = \left( \left\{ 1 - \frac{\beta_1 + \beta_2}{1 + \alpha} + f_0 \right\} \frac{V_9}{V_0} - 1 \right) + \left( 1 - \frac{\beta_1 + \beta_2}{1 + \alpha} + f_0 \right) \times (R_t/R_c) (V_0/V_9) (T_9/T_0) \frac{1}{\gamma_c M_0^2} \left( 1 - \frac{P_0}{P_9} \right) \quad (7)$$

#### ۳-۲- مصرف سوخت ویژه

بر اساس تعریف، مصرف سوخت ویژه برابر با دبی جرمی سوخت تقسیم بر نیروی پیشران تولیدشده می‌باشد.

$$SFC = \frac{m_f}{F} = \frac{\left( \frac{m_f}{m_0} \right)}{\left( \frac{F}{m_0} \right)} = \frac{f_0}{\left( \frac{F}{m_0} \right)} \quad (8)$$

خروجی شامل محاسبه نسبت فشار و دمای نازل خروجی و نازل کنارگذر است و بررسی این مساله که نازلها خفه شده‌اند یا خیر. بخش محاسبات عملکرد کلی موتور شامل محاسبه نیروی پیشران، مصرف سوخت و نسبت سوخت کلی است.



شکل (۳): بلوک دیاگرام نحوه محاسبه عملکرد موتور در شرایط خارج از نقطه طراحی.

### ۷- اعتبارسنجی

موتور CFM56-7B شامل یک فن، ۳ مرحله کمپرسور کم‌فشار، ۹ مرحله کمپرسور فشار بالا، محفظه احتراق حلقه‌ای- دوار، یک مرحله توربین فشار بالا، و ۳ مرحله توربین کم‌فشار است [۱۱].

### ۷-۱- نقطه طراحی

لیست ورودی‌ها و خروجی‌های مهم نقطه طراحی در جدول ۳ نشان داده شده است.

جدول (۲): پارامترهای ورودی و خروجی.

ردیف	پارامترهای طراحی	پارامترهای با مقدار ثابت	پارامترهای وابسته
۱	عدد ماخ جریان هوای آزاد	افت فشار سکون دیفیوزر	دبی جرمی
۲	دمای محیط	افت دمای سکون دیفیوزر	نسبت کنارگذر
۳	فشار محیط	نسبت دمای سکون محفظه احتراق	نسبت فشار و دمای سکون فن
۴	دمای ورود به توربین	نسبت دمای سکون مخلوط‌کننده خنک‌کننده اول	نسبت فشار و دمای سکون کمپرسور فشار بالا
۵	-	نسبت دما و فشار سکون توربین فشار بالا	نسبت فشار و دمای سکون توربین کم‌فشار
۶	-	نسبت دما و فشار سکون مخلوط‌کننده خنک‌کننده دوم	نسبت فشار استاتیک خروجی به فشار محیط
۷	-	نسبت دما و فشار سکون نازل خروجی	نسبت دمای استاتیک خروجی کانال کنارگذر به فشار محیط
۸	-	نسبت دما و فشار سکون نازل کنارگذر	-

### ۶- الگوریتم محاسبه شرایط نقطه خارج از طرح

الگوریتم محاسبه شرایط خارج از نقطه طراحی موتور در شکل ۳ بیان شده است. بر اساس این فلوچارت، پارامترهای ورودی آن در بخش ۵ معرفی شده است. مقادیر محاسبات فن و کمپرسور که در فلوچارت نمایش داده شده است شامل محاسبات مربوط به نسبت دما و نسبت فشار سکون فن و کمپرسور است. بخش محاسبات مربوط به نازل

جدول (۳): پارامترهای عملکردی مهم ورودی در نقطه طراحی موتور.

مقدار	توضیح	واحد	نماد	
۰/۸	عدد ماخ	بی‌بعد	$M_0$	پارامترهای پروازی
۲۱۸	دمای محیط	کلوین	$T_0$	
۲۳/۹	فشار محیط	kPa	$P_0$	
۱۰۶۶۸	ارتفاع پرواز	متر	$h$	
۰/۰۱۵	توان جانبی	بی‌بعد	$C_{TO}$	پارامترهای مربوط به
۰/۰۱ و صفر	نسبت هواگیری	بی‌بعد	$\beta_1$ و $\beta_2$	هواپیما
۰/۰۴ و ۰/۰۳	نسبت خنک‌کاری	بی‌بعد	$\epsilon_1$ و $\epsilon_2$	پارامترهای خنک‌کاری و هواگیری و راندمان‌ها
۰/۸۹	راندمان پلی‌تروپیک فن	بی‌بعد	$e_f$	
۰/۹۱	راندمان پلی‌تروپیک کمپرسور	بی‌بعد	$e_{cH}$	
۰/۹۳	راندمان پلی‌تروپیک توربین پرفشار	بی‌بعد	$e_{tH}$	
۰/۹۳	راندمان پلی‌تروپیک توربین کم‌فشار	بی‌بعد	$e_{tL}$	
۰/۹۹	راندمان آیزنتروپیک محفظه احتراق	بی‌بعد	$\eta_b$	
۱/۶۵	افزایش فشار فن	بی‌بعد	$FPR$	پارامترهای طراحی
۳۲/۷	افزایش فشار کل	بی‌بعد	$OPR$	
۵/۲	نسبت کنارگذر	بی‌بعد	$BPR$	
۱۳۶۰	دمای ورود به توربین	کلوین	$TIT$	
۲۳	نیروی پیشران	kN	$F$	خروجی‌های
۰/۶۶	مصرف سوخت ویژه	lbm/hr/lbf	SFC	شبه‌سازی

$$CN_1 = \frac{N_1}{\sqrt{\theta_T}} \quad (9)$$

این پارامتر معرف دور شفت فشار پایین بی‌بعد با حذف اثر ارتفاع از آن می‌باشد. صورت کسر فوق به فرم زیر نوشته می‌شود:

$$N_1 = \sqrt{\frac{(\pi_{FR}\pi_{CLR}) \left[ \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \right] - 1}{(\pi_{FR}\pi_{CLR}) \left[ \frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c} \right] - 1}} \quad (10)$$

رابطه (۱۰) برگرفته از مرجع [۱۳] می‌باشد. مخرج کسر رابطه (۱۰) به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\theta_T = \frac{T_t}{T_{amb}} \quad (11)$$

رابطه فوق برگرفته از مرجع [۱۴] است. بر این اساس نمودار نیروی پیشران بر حسب عدد ماخ در دوره‌های مختلف ترسیم شده است (شکل ۴).

## ۷-۲- نقطه خارج از طرح

جدول ۴ لیست پارامترهای مهم ورودی در تحلیل موتور توربوفن و مقادیر الصاق شده را ارائه می‌دهد.

جدول (۴): پارامترهای عملکردی مهم موتور

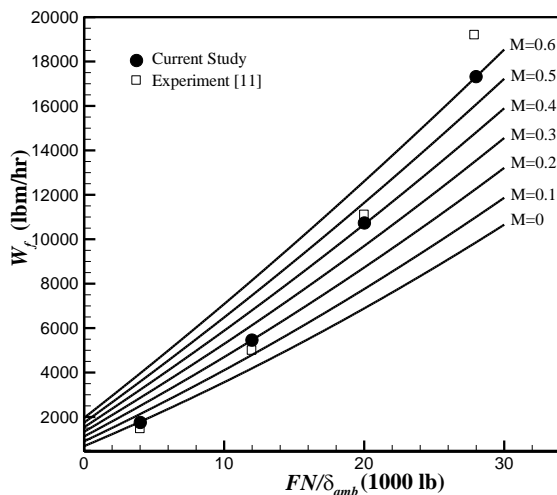
پارامتر	واحد	مقدار (شرایط طراحی)	مقدار (شرایط خارج از نقطه طراحی)
نسبت کنارگذر	بی‌بعد	۵/۲ [۱۱]	جزء خروجی هاست
نسبت فشار کل	بی‌بعد	۳۲/۷ [۱۱]	جزء خروجی‌ها
انحراف از اتمسفر استاندارد	بی‌بعد	صفر	صفر
دسته‌گاز	بی‌بعد	۱	۱ تا آیدل
عدد ماخ پروازی	بی‌بعد	۰/۸	۰/۸
دمای ورود به توربین	R	۲۳۸۴	۲۸۰۴
ارتفاع	ft	۳۵۰۰۰	۰ تا ۳۵۰۰۰

پارامتری به نام دور شفت اصلاح شده توسط مرجع [۱۲] به صورت زیر ارائه می‌شود:

اصلاحی در قالب شکل ۵ و جدول ۶ نمایش داده شده است. حداکثر خطا در این حالت در عدد ماخ ۰/۶ و نیروی پیشران اصلاحی ۲۸ اتفاق افتاده است و مقدار این خطا ۱۰/۴٪ است.

نمودار دبی جرمی در شرایط پرواز کروز (در ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft) نیز در شکل ۶ نمایش داده شده است.

مقادیر مشخص شده در گراف شکل ۶ در جدول ۷ نیز به صورت عددی بیان شده اند. حداکثر خطا در این حالت (ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft) در عدد ماخ ۰/۹ و نیروی پیشران اصلاحی ۲۴ اتفاق افتاده است و مقدار این خطا ۵/۲۵٪ است.

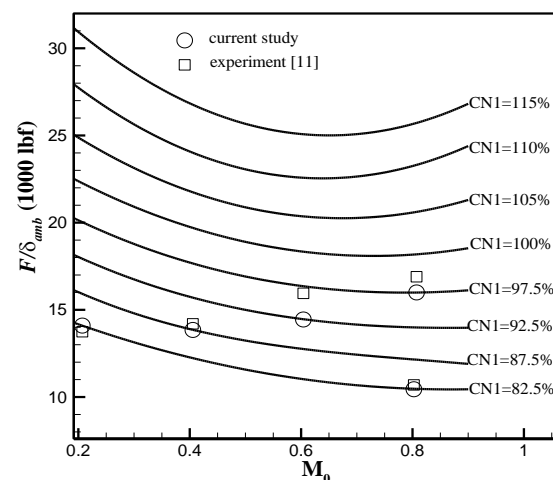


شکل (۵): دبی جرمی سوخت بر حسب نیروی پیشران در اعداد ماخ مختلف (ارتفاع سطح دریا).

جدول (۶): مقایسه مقادیر دبی جرمی سوخت حاصل از شبیه سازی با مقادیر واقعی (ارتفاع سطح دریا).

عدد ماخ	مقدار نیروی پیشران اصلاح شده (lbm/h)	مقدار واقعی دبی جرمی سوخت [۱۱] (lbm/h)	مقدار دبی جرمی مطالعه (lbm/h)
۰	۴	۱۶۶۳	۱۸۰۰
۰/۲	۱۲	۵۴۷۹	۵۵۰۰
۰/۴	۲۰	۱۱۱۳۰	۱۰۵۵۰
۰/۶	۲۸	۱۹۳۰۰	۱۷۳۰۰

بر اساس شکل ۴ در دور فن های اصلاحی مختلف مقادیر حقیقی و مقادیر حاصل از شبیه سازی به صورت جدول ۵ می باشد. مشاهده می شود که بیشترین میزان اختلاف در جدول فوق در عدد ماخ ۰/۶ و دور شفت اصلاحی ۹۲/۵٪ می باشد؛ بدین ترتیب مقدار به دست آمده با مقدار گزارش شده در منبع [۶] خطایی ۱۱ درصدی دارد. بر اساس مرجع [۱۵] اختلاف ۱۰ تا ۱۵ درصدی بین مدل توسعه یافته با نتایج واقعی کاملاً مناسب می باشد.



شکل (۴): نیروی پیشران بر حسب ماخ در دورهای شفت اصلاحی مختلف.

جدول (۵): مقادیر نیروی پیشران بر حسب دور شفت اصلاحی.

عدد ماخ	دور شفت اصلاحی	مقدار نیروی پیشران اصلاح شده واقعی [۱۱]	مقدار نیروی پیشران اصلاح شده مطالعه حاضر
۰/۲	۸۲/۵	۱۳/۸۵	۱۴/۱
۰/۴	۸۷/۵	۱۴/۳	۱۳/۹
۰/۶	۹۲/۵	۱۶/۲۵	۱۴/۵
۰/۸	۸۲/۵	۱۰/۷	۱۰/۵
۰/۸	۹۷/۵	۱۷/۵	۱۶

دبی جرمی سوخت در اعداد ماخ مختلف، متفاوت است. این پارامتر از حاصل ضرب مصرف سوخت ویژه در نیروی پیشران هواپیما استخراج می شود. رایج است که مقدار دبی جرمی سوخت بر حسب نیروی پیشران اصلاحی به ازای اعداد ماخ مختلف بیان شود [۸]. بر این اساس، دبی جرمی سوخت مصرفی در ارتفاع سطح دریا بر حسب نیروی پیشران

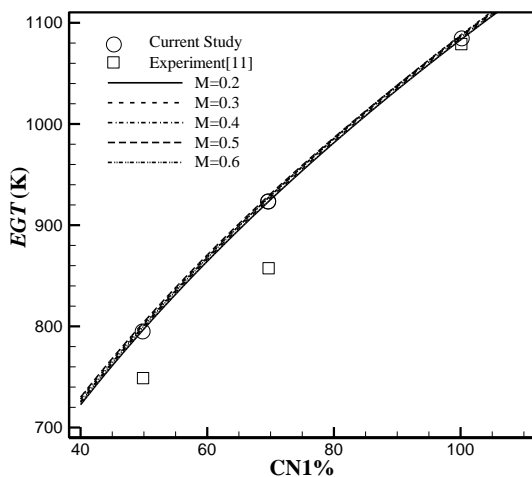


سه نقطه مشخص شده در نمودار شکل ۷ در جدول ۸ نیز بیان شده و اختلاف آن‌ها با مقدار واقعی ارائه شده است. در جدول ۸ بیشترین میزان اختلاف در دور شفت اصلاحی ۳۰٪ و در عدد ماخ ۰/۴ بوده و مقدار خطا در این حالت ۱۱٪ می‌باشد.

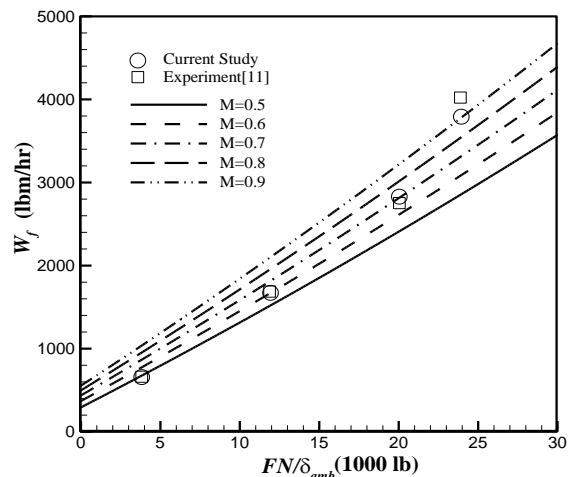
**جدول (۸):** مقایسه مقادیر دور شفت پرفشار حاصل از شبه‌سازی با مقادیر واقعی

مقدار دور	مقدار واقعی	مقدار دور شفت	عدد
ماخ	کم‌فشار	دور شفت	پرفشار
اصلاحی(٪)	پرفشار (rpm)	مطالعه حاضر (rpm)	
۰/۴	۳۰	۹۷۰۰	۸۶۰۰
۰/۵	۵۰	۱۱۷۵۰	۱۱۰۰۰
۰/۶	۸۰	۱۳۳۵۰	۱۳۴۰۰

نمودار دمای گازهای خروجی به‌عنوان عامل مهم تعیین‌کننده در سامانه موتور بسیار حائز اهمیت می‌باشد. نمودار شکل ۸ تغییر دمای گازهای خروجی بر حسب دور شفت اصلاحی را در اعداد ماخ مختلف نمایش می‌دهد. جدول ۹ خروجی‌های شبیه‌سازی و مقادیر واقعی را که در شکل ۸ مشخص شده‌اند، به‌صورت عددی مشخص می‌کند. بیشینه خطا، در دور شفت اصلاحی ۷۰٪ و در عدد ماخ ۰/۴ اتفاق می‌افتد و مقدار این خطا برابر با ۱۱/۵٪ است.



**شکل (۸):** دمای خروجی موتور بر حسب دور شفت کم‌فشار اصلاحی در اعداد ماخ مختلف.

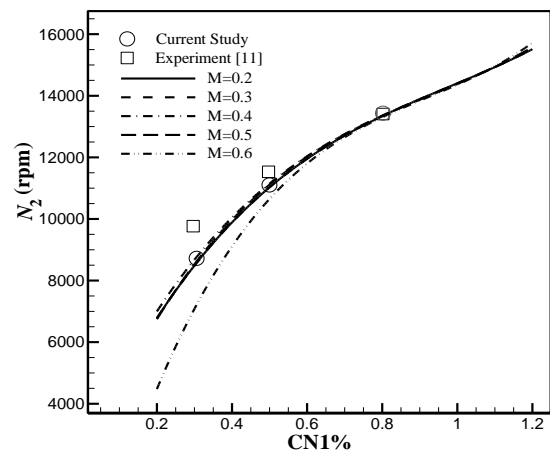


**شکل (۶):** دبی سوخت بر حسب نیروی پیشران در اعداد ماخ مختلف (ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft)

**جدول (۷):** مقایسه مقادیر دبی جرمی سوخت حاصل از شبه‌سازی با مقادیر واقعی (ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft)

مقدار نیروی	مقدار واقعی دبی	مقدار دبی	عدد
پیشران اصلاح	جرمی سوخت	جرمی	ماخ
شده	[۱۱]	مطالعه حاضر	
۴	۷۵۰	۷۰۰	۰/۵
۱۲	۱۷۰۰	۱۶۷۰	۰/۶
۲۰	۲۸۷۸	۲۸۱۰	۰/۷
۲۴	۴۰۰۰	۳۷۹۰	۰/۹

نمودار مهم دیگری که در مرجع [۶] بیان شده است، نمودار دور شفت پرفشار موتور بر حسب دور شفت کم‌فشار اصلاح شده می‌باشد. بر این اساس برای موتور CFM56-7B، نمودار پیش گفته به‌صورت شکل ۷ ترسیم می‌شود.



**شکل (۷):** دور شفت پرفشار بر حسب دور شفت کم‌فشار اصلاحی در اعداد ماخ مختلف.

سطح دریا و در عدد ماخ ۰/۲، مقدار مصرف سوخت ویژه برابر با ۰/۴۴ محاسبه می‌شود.

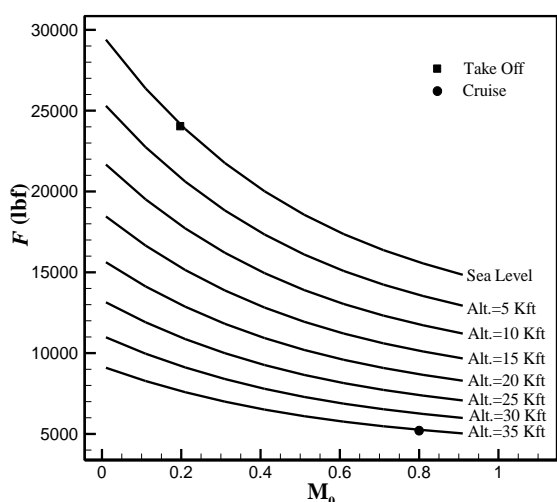
تغییرات عدد ماخ جریان خروجی از کانال کنارگذر به صورت شکل ۱۱ می‌باشد. مشاهده می‌شود که در شرایط کروز ماخ جریان در این ناحیه به عدد یک رسیده است؛ در حالی که در شرایط برخاست (در عدد ماخ ۰/۲ و در ارتفاع سطح دریا)، ماخ جریان ۰/۷۹ است. مطابق انتظار در شرایط نقطه طراحی (ماخ ۰/۸ و ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft) جریان خروجی از کانال کنارگذر خفه شده است.

جدول (۹): مقایسه دمای گازهای خروجی موتور

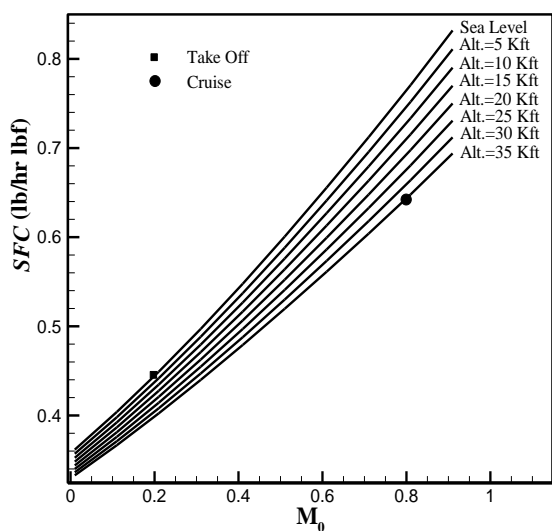
عدد ماخ	مقدار دور شفت کم فشار اصلاحی (%)	مقدار واقعی دمای گاز خروجی (K) [۱۱]	مقدار دمای گاز خروجی در مطالعه حاضر (K)
۰/۲	۵۰	۷۲۵	۷۹۰
۰/۴	۷۰	۸۲۵	۹۲۰
۰/۶	۱۰۰	۱۱۰۰	۱۰۸۰

### ۸- نتایج

در این بخش پس از اطمینان از صحت شبیه سازی توسعه یافته، تغییرات رفتار موتور (شامل نیروی پیشران و مصرف سوخت) در اعداد ماخ و ارتفاعات مختلف بیان می‌شوند. رفتار جریان (عدد ماخ) در خروجی کانال کنارگذر و همچنین نازل خروجی موتور نشان داده می‌شود. سپس اثرات انحراف از اتمسفر استاندارد بر نیروی پیشران موتور بیان می‌شود. بر این اساس نمودار نیروی پیشران بر حسب ماخ در ارتفاعات مختلف ترسیم شده است (شکل ۹). در سطح دریا و در عدد ماخ ۰/۲، مقدار نیروی پیشران ۲۴۲۰۰ lbf (معادل با ۱۰۷/۶ kN) محاسبه شده است. مقدار نیروی پیشران در سطح دریا بر اساس مرجع [۱۱]، ۲۷۳۰۰ پوند نیرو (معادل با ۱۲۱/۴ kN) گزارش شده است. خطای ۱۱/۸٪ بین مقدار محاسبه شده و مقدار ارائه شده توسط مرجع [۱۱] مشاهده می‌شود. در شرایط کروز و در ماخ ۰/۸ و ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft، نیروی پیشران موتور ۵۲۶۰ lbf (معادل ۲۳/۴ kN) محاسبه می‌شود. در ضمن بایستی توجه داشت که الگوی تغییرات نیروی پیشران با نمودار ارائه شده در مرجع [۱۶] همخوانی دارد.



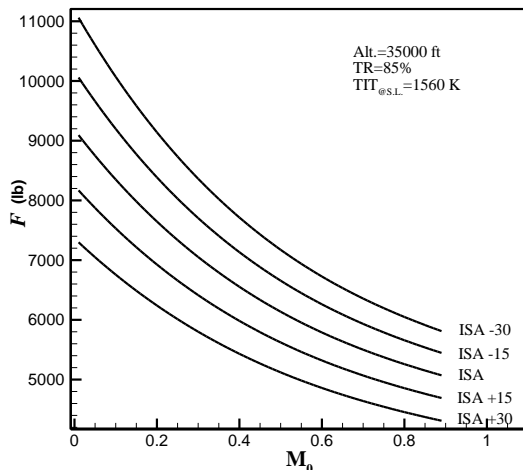
شکل (۹): نیروی پیشران بر حسب عدد ماخ در ارتفاعات مختلف.



شکل (۱۰): تغییرات مصرف سوخت ویژه بر حسب ماخ در ارتفاعات مختلف.

شکل ۱۰ تغییرات مصرف سوخت ویژه را با تغییرات ماخ و در ارتفاعات مختلف نشان می‌دهد. بر این اساس، مصرف سوخت ویژه محاسبه شده در ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft و در عدد ماخ ۰/۸ برابر با ۰/۶۴۲ lbf/hr/lbf محاسبه شده است. مقدار مصرف سوخت ویژه که توسط مرجع [۱۷] گزارش شده است برابر با ۰/۶۰۳ است. اختلافی ۶/۵٪ بین نتایج واقعی با مقدار محاسبه شده مشاهده می‌شود. در ارتفاع

انحراف منفی از شرایط استاندارد سبب افزایش نیروی پیشران موتور می‌شود و انحراف مثبت از شرایط اتمسفر استاندارد سبب کاهش نیروی پیشران موتور می‌شود. برخی از نقاط شکل ۱۳ در جدول ۱۰ ذکر شده‌اند. مشاهده می‌شود که انحراف از اتمسفر استاندارد در یک عدد ماخ ثابت و در یک ارتفاع مشخص، می‌تواند تا ۱۸٪ بر میزان نیروی پیشران اثر داشته باشد.

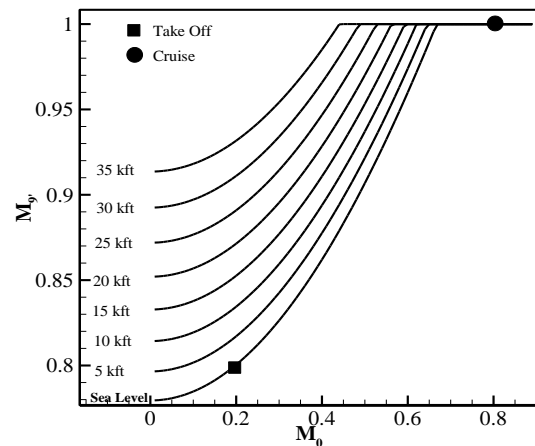


شکل (۱۳): اثر انحراف از اتمسفر استاندارد بر نیروی پیشران موتور بر حسب ماخ (در ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft).

جدول (۱۰): اثر انحراف از اتمسفر استاندارد بر نیروی پیشران.

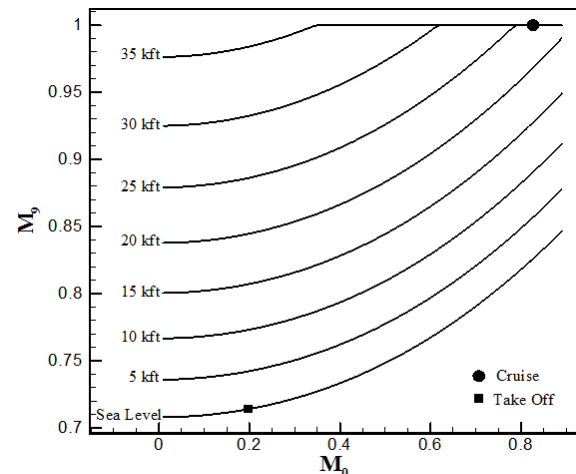
نیروی پیشران (lbf)	انحراف از اتمسفر استاندارد (°C)	عدد ماخ
۷۲۰۰	-۳۰	۰/۵
۶۶۰۰	-۱۵	۰/۵
۶۱۵۰	صفر	۰/۵
۵۶۰۰	+۱۵	۰/۵
۵۰۲۰	+۳۰	۰/۵
۶۰۰۰	-۳۰	۰/۸
۵۶۱۰	-۱۵	۰/۸
۵۲۶۰	صفر	۰/۸
۴۸۳۰	+۱۵	۰/۸
۴۴۵۰	+۳۰	۰/۸

در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود که در اعداد ماخ بالا انحراف از شرایط استاندارد بر مصرف سوخت ویژه تاثیر دارد اما در اعداد ماخ کم، اثر شرایط انحراف از اتمسفر استاندارد بر مصرف سوخت ویژه چشمگیر نیست. اگرچه نمودار شکل ۱۴



شکل (۱۱): تغییرات عدد ماخ جریان خروجی از کانال کنارگذر بر حسب ماخ جریان ورودی به موتور در ارتفاعات مختلف

به‌طور مشابه نمودار تغییرات جریان گاز خروجی از هسته اصلی موتور در شکل ۱۲ ترسیم شده است. مجدداً ملاحظه می‌شود که در ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft و عدد ماخ ۰/۸ (شرایط نقطه طراحی) جریان خروجی از موتور خفه شده است. در حالی که در سطح دریا و در ماخ ۰/۲ (شرایط برخاست)، جریان خفه نشده و ماخ خروجی از موتور ۰/۷۱۵ می‌باشد.



شکل (۱۲): تغییرات عدد ماخ جریان خروجی از هسته اصلی موتور بر حسب ماخ جریان ورودی به موتور

با مقایسه شکل ۱۱ و شکل ۱۲ می‌توان مشاهده کرد که حساسیت ماخ خروجی از کانال کنارگذر به افزایش سرعت پروازی بیشتر از ماخ خروجی از هسته اصلی موتور است؛ بدین معنی که با افزایش عدد ماخ جریان هوای آزاد، جریان هوای کانال سرد سریع‌تر از جریان خروجی از هسته اصلی موتور خفه می‌شود. بر اساس شکل ۱۳ در یک ارتفاع ثابت،

## ۹- نتیجه‌گیری

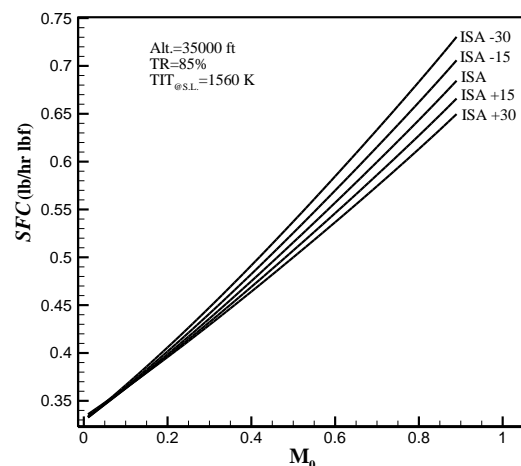
در مقاله حاضر، با استفاده از معادلات ترمودینامیکی، یک موتور توربوفن دومحوره با کنارگذر مجزا شبیه‌سازی گردید. این روش شبیه‌سازی نسبت به روش‌های عددی متداول، از سرعت بالایی برخوردار است و در مرحله طراحی موتور کاربردی شده است. به‌منظور اطمینان از درستی شبیه‌سازی، اعتبارسنجی با نمودارهای تجربی موتور انجام شد. سپس تغییرات عدد ماخ در خروجی کانال کنارگذر و خروجی موتور بررسی و مشاهده شد که در شرایط پرواز کروز جریان در خروجی از هر دو کانال خفه می‌شود اما تغییرات عدد ماخ در خروجی هسته اصلی سریع‌تر از تغییرات عدد ماخ از خروجی کانال کنارگذر است. همچنین اثرات انحراف از اتمسفر استاندارد بر رفتار موتور نشان داد که انحراف مثبت از اتمسفر استاندارد (هوای گرم) سبب کاهش نیروی پیشران موتور می‌شود و بالعکس، انحراف مثبت از اتمسفر استاندارد به دلیل پایین آوردن نیروی پیشران، سبب کاهش مصرف سوخت ویژه موتور می‌گردد.

## ۱۰-مراجع

- Oates, G. C. "Performance Estimation for Turbofans with and without Mixers", Journal of Propulsion and Power, Vol. 1, No. 3, pp. 252-256, 1985.
- Liew, K. H., Urip, E., Yang, S.-I., Mattingly, J., and Marek, C. "Performance Cycle Analysis of a Two-Spool, Separate-Exhaust Turbofan With Interstage Turbine Burner", in 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Florida, 2004.
- Liu, F., and Sirignano, W. A. "Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners", Journal of propulsion and power, Vol. 17, No. 3, pp. 695-705, 2001.
- Yadav, R., Jugseniya, C. B., and Pashilkar, A. A. "Thermodynamic Analysis of Turbofan Engine", ASME Turbo Expo Power for Land, Sea, and Air, Nevada, USA, 2005.
- Moeini, A.M. and Zargar Abadi, M.R. "Numerical Analysis of Film-Cooling over the Rotating Turbine Blade Using Laterally-Diffused Hole", Mechanic-Aerospace Journal, Vol. 14, No. 3, pp. 41-54, 2018 (In Persian).
- Boeing Company. "Boeing737-800 Performance Engineers Manual"; <http://data.air.cc/plus/view.phppaid=1618>, 1998.
- Farokhi, S. "Aircraft Propulsion", Wiley, USA, 2009.
- Mattingly, J. D. "Aircraft Engine Design", AIAA Press., Virginia, United States, 2002.

مربوط به ارتفاع ۳۵۰۰۰ft می‌باشد اما نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که در تمام ارتفاعات از جمله ارتفاع سطح دریا نیز، در اعداد ماخ کم انحراف از اتمسفر استاندارد تاثیر چندانی بر مصرف سوخت ویژه ندارد. انحراف منفی از شرایط استاندارد سبب افزایش مصرف سوخت ویژه شده و انحراف مثبت از شرایط هوای اتمسفر استاندارد سبب کاهش مصرف سوخت در اعداد ماخ بالا می‌شود.

بر اساس جدول ۱۱ در عدد ماخ ۰/۸ و در ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft، انحراف از اتمسفر استاندارد تا ۱۰٪ بر میزان مصرف سوخت ویژه تاثیر دارد. داده‌های مربوط به شکل ۱۴ برای عدد ماخ ۰/۸ در جدول ۱۱ به‌صورت عددی بیان شده‌اند.



شکل (۱۴): اثر انحراف از اتمسفر استاندارد بر مصرف سوخت ویژه موتور بر حسب ماخ (در ارتفاع ۳۵۰۰۰ ft)

جدول (۱۱): اثر انحراف از اتمسفر استاندارد بر مصرف سوخت

عدد ماخ	انحراف از اتمسفر استاندارد	مصرف سوخت ویژه (lb hr <sup>-1</sup> lbf <sup>-1</sup> )
۰/۸	-۳۰	۰/۶۸
۰/۸	-۱۵	۰/۶۶
۰/۸	صفر	۰/۶۴
۰/۸	+۱۵	۰/۶۳
۰/۸	+۳۰	۰/۶۱

9. Mattingly, J. D. "Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets", AIAA Press., Virginia, United States, 2006.
10. McDaniel., M. "Microjet Fun – Flying The SUBSONEX",  
<http://twinandturbine.com/article/microjet-fun-flying-subsonex-bonus/>, 2016.
11. Brady, C. "The Boeing 737 Technical Guide (Standard Budget Version)", AIAA, USA, 2014.
12. Boeing Company. "Jet Transport Performance Methods", Boeing Company Commercial Airplane Group Press, USA, 1969.
13. Cumpsty, N. A. "Compressor aerodynamics", Longman Scientific & Technical, England, 1989.
14. Asselin, M. "An Introduction to Aircraft Performance", American Institute of Aeronautics & Astronautics, Michigan, USA, 1997.
15. Sanghi, V., Lakshmanan, B. K., and Sundararajan, V. "Digital Simulator for Steady-State Performance Prediction of Military Turbofan Engine", Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 1, pp. 74-81, 1998.
16. Filippone, A. "Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft", Elsevier Press., Manchester, United Kingdom, 2006.
17. Gunston, B. "World Encyclopedia of Aero Engines: From the Pioneers to the Present Day", Sutton Press., England, 2006.

