

# تأثیر اندازه قطر خروجی شیبوره یک موتور توربوفن تک محوره جریان مخلوط بر عملکرد موتور

ستاره مستخدمین حسینی<sup>۱</sup>، مرتضی حمزه زاده<sup>۲\*</sup>

۱- کارشناسی، دانشکده انرژی های تجدید پذیر، دانشگاه صنعتی ارومیه، ارومیه، ایران

۲- استادیار، دانشکده انرژی های تجدید پذیر، دانشگاه صنعتی ارومیه، ارومیه، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۰۷/۲۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۲/۰۶)

## چکیده

در یک موتور توربین گازی، دو پارامتر رانش و مصرف سوخت ویژه از اهمیت به سزایی برخوردارند. در راستای تامین رانش بیشتر و مصرف سوخت ویژه بهینه تر، طراحی اصولی اجزای مختلف موتور ضروری است. در این مقاله، برای یک موتور توربوفن تک محوره ی جریان مخلوط با نسبت کنارگذری پایین، تاثیر تغییرات سطح مقطع شیبوره بر خطوط عملکردی اجزای دوار موتور شامل منحنی های مشخصه فن، کمپرسور و توربین بررسی شده است. به این منظور یک مدل سازی صفر بعدی از موتور در محیط نرم افزار GasTurb انجام گرفته و سطح مقطع شیبوره در ۶ حالت به مقدار  $\pm 5$ ،  $\pm 10$  و  $\pm 15$  درصد نسبت به نقطه طرح تغییر کرده است. در همه حالت ها، دمای ورودی به روتور توربین و دور به عنوان قیدهای طراحی بر حداکثر مقدار خود محدود شده اند. نتایج نشان می دهد که هر تغییری در سطح مقطع شیبوره، باعث کاهش نیروی رانش خالص موتور خواهد شد. از طرفی دیگر با کاهش سطح مقطع شیبوره، خطوط عملکردی فن و کمپرسور به خط سرچ نزدیکتر می شوند و حاشیه امن آن ها کاهش می یابد. این در حالی است که با افزایش سطح مقطع شیبوره، حاشیه امن فن و کمپرسور افزایش می یابد. همچنین تغییرات مصرف سوخت ویژه با تغییرات سطح مقطع خروجی شیبوره، نسبت عکس دارد.

واژه های کلیدی: موتور توربوفن، سطح مقطع شیبوره، خط کاری موتور، نقطه طراحی، نقطه خارج از طرح.

## The effect of nozzle outlet diameter of a single-spool, mixed-flow turbofan engine on its performance

### Abstract

Thrust and specific fuel consumption are two essential parameters in a gas turbine engine. The fundamental design of various engine components is required to enhance thrust and provide optimum specific fuel consumption. This paper studies the effects of the nozzle exit area on the operating lines of fan, compressor, and turbine in a single-spool, mixed-flow, and low bypass ratio turbofan engine. The zero-dimensional modeling of the engine is examined in GasTurb, and the nozzle area is changed in 6 cases by  $\pm 5$ ،  $\pm 10$ ، and  $\pm 15$  percent relative to design point. The inlet temperature of turbine rotor and the spool speed of the engine are limited to their maximum amount. The results show that any change in the nozzle exit area will reduce the net thrust of the engine. On the other hand, with the reduction of the nozzle area, the operating line of the fan and compressor becomes closer to the surge line, reducing the surge margin, while with the increase of the nozzle area, the surge margin of the fan and compressor increases. Also, the changes in specific fuel consumption are inversely proportional to the changes in the nozzle outlet area.

**Key words:** Turbofan engine, Nozzle area, Operating line, Design-point, Off-design point

\* نویسنده پاسخگو: مرتضی حمزه زاده، تلفن: ۰۴۴۳۱۹۸۰۲۷۴، پست الکترونیک: [hamzezade@uut.ac.ir](mailto:hamzezade@uut.ac.ir)

این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس از آدرس <https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.



## مقدمه

در موتورهای توربوجت، هوا به عنوان سیال عامل از طریق یک ورودی به موتور وارد شده و عموماً پس از عبور از کمپرسور(هایی) متراکم می‌شود. هوای متراکم شده برای ترکیب با سوخت و شرکت در فرآیند احتراق، وارد محفظه احتراق می‌گردد. پس از احتراق، محصولات ناشی از احتراق که به صورت گازهای دما بالا هستند، در درون توربین(هایی) منبسط می‌شوند. در نهایت، جریان وارد شیبوره<sup>۱</sup> شده و پس از شتابگیری به صورت جریانی پر سرعت از آن خارج می‌گردد که در نتیجه آن، نیروی رانش<sup>۲</sup> رو به جلو به موتور وارد می‌شود. با توجه به اهمیت شیبوره در ایجاد این نیرو، برنامه‌های تحقیق و توسعه شیبوره‌های موتورهای هوایی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است.

در بعضی از موتورهای هوایی، جریان هوای ورودی به موتور پس از عبور از یک فن، دو قسمت شده و بخشی از آن از کمپرسور و بخشی دیگر از مسیری غیر از کمپرسور که مسیر کنارگذر نام دارد عبور می‌کند. همچون موتورهای توربوجت، جریان ورودی به کمپرسور به صورت هوای متراکم شده از آن خارج می‌گردد و برای شرکت در فرآیند احتراق، وارد محفظه احتراق می‌گردد. با این حال، جریان ورودی به کنارگذر در فرآیند احتراق شرکت نخواهد کرد. بنابراین، یک جریان هوای نسبتاً سرد خواهد بود. این دسته از موتورها، تحت عنوان موتورهای توربوفن شناخته می‌شوند. در موتورهای توربوفن هدف از به‌کارگیری مسیر کنارگذر، تولید رانش بیشتر همراه با کاهش مصرف سوخت ویژه موتور است. در نتیجه، موتورهای توربوفن در مقایسه با موتوری چون توربوجت صرفه‌ی اقتصادی بیشتری دارند[۱].

در برخی از انواع موتورهای توربوفن، جریان هوای سرد از طریق شیبوره‌ای مجزا که شیبوره‌ی فن نام دارد، از موتور خارج می‌شود و هیچ تماسی با جریان گرم عبوری از شیبوره‌ی گرم، که اصطلاحاً شیبوره‌ی توربین نامیده می‌شود، ندارد. این نوع موتورها با عنوان موتورهای توربوفن جریان غیر مخلوط شناخته می‌شوند. وجود دو شیبوره در این نوع موتور، اهمیت طراحی بهینه شیبوره(ها) و بررسی پارامترهای موثر بر عملکرد شیبوره را نشان می‌دهد. به‌ویژه این که در موتورهای توربوفن، در کنار

توجه به افزایش رانش، به موضوع کنترل مصرف سوخت ویژه نیز توجه می‌شود.

در نوع دیگری از موتورهای توربوفن که جریان مخلوط نامیده می‌شوند، جریان سرد پس از گذر از یک مجرای طولانی و پیش از ترک موتور، در محلی به نام میکسر<sup>۳</sup> با جریان گرم خروجی از توربین ترکیب می‌شود. جریان گرم و سرد در طی فرآیند اختلاط، درون میکسر، به تعادل گرمایی رسیده و به صورت یک جریان یکنواخت‌تر و با خواص متفاوت از هر یک از جریان‌های گرم و سرد، وارد شیبوره می‌شود. در این نوع از موتورهای توربوفن در مقایسه با نوع توربوفن‌های جریان غیر مخلوط، استفاده از یک شیبوره واحد به کاهش وزن موتور و در نتیجه وزن کلی سازه کمک کرده و پسای تولیدی را کاهش می‌دهد. همچنین، در این موتورها بخش اعظمی از نویز توسط میکسر کاهش می‌یابد[۲]. در نتیجه، این موتور همچون موتورهای پرسروصدای توربوجت، با کاهش بازدهی پیشران ناشی از سرعت زیاد گازهای خروجی از شیبوره در یک پرواز فروصوتی مواجه نخواهد شد [۳]. علاوه بر کاهش نویز و کاهش وزن موتور، بهبود رانش و مصرف سوخت ویژه بهینه در نتیجه‌ی اختلاط جریان‌های گرم و سرد به ویژگی‌های توربوفن جریان مخلوط افزوده و باعث شهرت و گستردگی کاربردهای آن در کاربردهای هوایی شده‌است[۴].

میشل، نشان داد که برای یک موتور توربوفن جریان غیر مخلوط با نسبت کنارگذری بسیار بالا، استفاده از شیبوره فن با سطح مقطع متغیر به فن کمک می‌کند تا در تمام فازهای پروازی، از برخاست تا نشست، با راندمان بهینه کار کند. او نشان داد که استفاده از این شیبوره، زمان صعود به ارتفاع کروز را کاهش می‌دهد. همچنین بازشوندگی ۱۵ تا ۲۰ درصدی سطح مقطع شیبوره فن نیز به مقدار قابل ملاحظه‌ای نویز جت و فن را کاهش می‌دهد[۵].

گودا و همکاران، با استفاده از شبیه‌سازی یک موتور توربوجت دو محوره، مشاهده کردند که با کاهش سطح مقطع خروجی شیبوره، نیروی رانش افزایش می‌یابد و دما در ورودی توربین، بیشتر از مقدار طراحی شده و منجر به کاهش عمر اجزای داغ انتهایی می‌گردد. حاشیه امن کمپرسور فشار بالا نیز کاهش می‌یابد[۶].

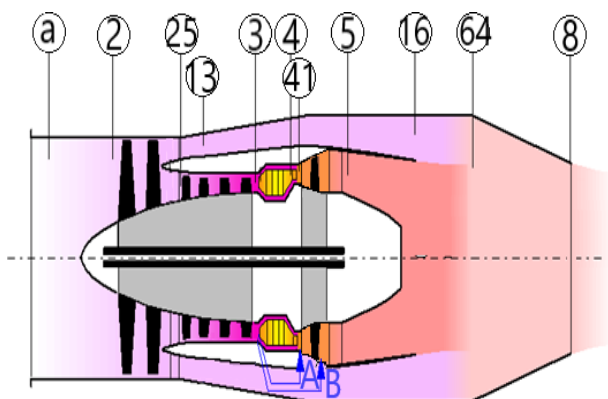
<sup>۱</sup> Nozzle

<sup>۲</sup> Thrust

<sup>۳</sup> Mixer

در این مقاله، مدل‌سازی صفربعدی یک موتور توربوفن صورت گرفته است. در مدل‌سازی صفربعدی یک موتور توربین‌گازی، هر یک از اجزای موتور به صورت یک بلوک مجزا در نظر گرفته می‌شوند و مشخصات سیال عبوری از موتور همچون دما، فشار، سرعت و... صرفاً در ورودی و خروجی هر جزء مورد بررسی قرار می‌گیرد. به عبارتی، هدف مساله به یافتن اطلاعات در ورودی و خروجی المان‌ها محدود می‌شود [۹]. در این نوع مدل‌سازی، برخلاف مدل‌سازی‌های یک، دو، سه‌بعدی و شبه سه‌بعدی، جزئیات کامل رفتار سیال به‌ویژه درون کانال‌های روتور و استاتور بررسی نمی‌شود. همچنین از تلفات درون این کانال‌ها صرف‌نظر می‌شود [۱۰]. از مزایای مدل‌سازی صفربعدی می‌توان به سادگی روش‌های محاسباتی به علت کاهش تعداد مجهولات مساله اشاره کرد [۹].

در طراحی موتور توربین‌گازی شرایط سکون در ورودی‌ها و خروجی‌ها اهمیت بسیار بیشتری از شرایط استاتیک دارد. همچنین، در شرایط کارکرد واقعی موتور تمامی اجزا (به جز محفظه) دارای فرآیندهای بازگشت‌ناپذیر آدیاباتیک هستند [۱]. شکل ۱، طرح‌واره‌ی یک موتور توربوفن تک محوره‌ی جریان مخلوط را نشان می‌دهد.



شکل ۱ طرح‌واره‌ی موتور توربوفن تک محوره‌ی جریان مخلوط [۱]

جدول ۱، ایستگاه‌های موجود در طرح‌واره موتور را نشان می‌دهد. قابل ذکر است که در این توربوفن جریان مخلوط با کنارگذری پایین، از یک فن دو طبقه، یک کمپرسور چهار طبقه و یک توربین تک طبقه استفاده شده است. خنک‌کاری توربین نیز لحاظ شده است.

رامراج سانداراراج و همکاران، تأثیر کاهش سطح مقطع خروجی شیبوره را بر روی عملکرد یک موتور توربوجت تک محوره در سه حالت بررسی کرد. در واقع، بررسی در دو حالت تنظیمات تراشل ثابت و دور روتور ثابت برای مقایسه با حالت مرجع انجام گرفت. نتایج آن‌ها نشان داد که در مقایسه با حالت مرجع برای هر دو حالت موجود، کاهش سطح مقطع خروجی شیبوره اثرات نامطلوبی همچون افزایش دمای ورودی به توربین را برای موتور در بر دارد [۷].

رامراج سانداراراج و همکاران، در شبیه‌سازی عملکرد موتور یک جنگنده نسل چهارم با قابلیت کنترل بردار تراست در محیط نرم‌افزار GasTurb نشان داد که کاهش سطح مقطع شیبوره، نرخ دبی جریان را تحت تأثیر قرار می‌دهد و در نتیجه به واسطه‌ی تغییر در دبی، بر عملکرد موتور اثر می‌گذارد [۸].

بررسی‌ها نشان می‌دهند که پژوهش‌های فراوانی بر روی تأثیر سطح مقطع شیبوره‌های موتورهای جت، به‌ویژه توربوجت‌ها و توربوفن‌ها، بر عملکرد موتور صورت گرفته است. از طرفی، موتورهای توربوفن مورد استفاده در صنایع تجاری و نظامی، فارغ از نوع جریان موتور، از نوع موتورهای توربوفن دو محوره و یا سه محوره هستند. فقط در موتورهای توربوفن نظامی با ابعاد کوچک که بحث سادگی ساخت و هزینه پایین در آن‌ها بسیار پر اهمیت است و در پرنده‌های بدون سرنشین از آن‌ها استفاده می‌شود، موتورهای توربوفن تک محوره جریان مخلوط مشاهده می‌شوند که از جمله آن‌ها می‌توان به موتور R95 اشاره کرد. لذا با توجه به کاربرد خاص این موتورها، هیچ پژوهشی در زمینه‌ی بررسی تغییرات سطح مقطع شیبوره در موتورهای توربوفن تک محوره مشاهده نمی‌شود.

در این مقاله، تأثیر هر دو حالت بازشوندگی و جمع‌شوندگی شیبوره بر روی عملکرد یک موتور توربوفن از نوع جریان مخلوط و تک محوره با نسبت کنارگذری پایین بررسی شده است. بدین منظور، موتور در محیط نرم‌افزار GasTurb به صورت صفربعدی شبیه‌سازی شده و سطح مقطع شیبوره در ۶ حالت برحسب درصد، به مقدار  $\pm 5$ ،  $\pm 10$  و  $\pm 15$  نسبت به نقطه طرح تغییر داشته است. دمای ورودی به روتور توربین و دور کاری موتور نیز به عنوان قیود طراحی بر روی حداکثر مقدار خود تنظیم شده‌اند.

## فرمول‌ها و روابط

جدول ۱ - ایستگاه‌های موجود در طرح‌واره موتور

مجرای کنارگذر،  $T_{016}$  و  $P_{016}$  دما و فشار سکون در خروجی مجرای کنارگذر،  $\pi_f$  نسبت فشار فن و  $\eta_f$  بازده آیزنتروپیک فن است. همچنین،  $\Delta P_{fan/duct}$  اتلافات در مجرای کنارگذر می‌باشد. رابطه‌ی بین راندمان آیزنتروپیک و پلی‌تروپیک کمپرسور از فرمول (۶) پیروی می‌کند [۱۱].

$$\eta_c = \frac{\left[ \left( \pi_c \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right]}{\left[ \left( \pi_c \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c \eta_{pc}}} - 1 \right]} \quad (6)$$

که در آن،  $\eta_{pc}$  بازده پلی‌تروپیک،  $\eta_c$  بازده آیزنتروپیک و  $\pi_c$  نسبت فشار کل کمپرسور است. برای دما و فشار خروجی کمپرسور به روابط (۷) و (۸) توجه شود [۱].

$$P_{03} = \pi_c P_{02} \quad (7)$$

$$T_{03} = T_{02} * \left[ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left( \left( \pi_c \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right) \right] \quad (8)$$

در روابط (۷) و (۸)،  $T_{03}$  و  $P_{03}$  دما و فشار سکون در خروجی کمپرسور هستند. برای سهم جریان تقسیم‌شده بین مجرای کنارگذر و کمپرسور رابطه‌ی (۹) برقرار است [۱].

$$\beta = \frac{\dot{m}_{fan}}{\dot{m}_{core}} \quad (9)$$

که در آن،  $\beta$  ضریب کنارگذری،  $\dot{m}_{fan}$  دبی کنارگذر و  $\dot{m}_{core}$  دبی هوای عبوری از هسته است. در محفظه احتراق، پس از اختلاط سوخت با هوای متراکم‌شده‌ی دریافتی از کمپرسور و تشکیل احتراق، رابطه‌ی (۱۰) برقرار است [۱].

$$P_{04} = P_{03} * (1 - \Delta P_{cc} \%) \quad (10)$$

که  $P_{04}$  فشار سکون در خروجی محفظه و  $\Delta P_{cc}$  افت فشار سکون در محفظه احتراق است. برای یک دمای ورودی به توربین ( $TIT$ )<sup>۱</sup> مشخص، با

شماره ایستگاه	نام ایستگاه	شماره ایستگاه	نام ایستگاه
a	ورودی موتور	۴۱	ورودی روتور توربین
۲	ورودی فن	۵	خروجی توربین
۱۳	ورودی مسیر کنارگذر	۶۴	خروجی میکسر
۱۶	خروجی مسیر کنارگذر	۸	خروجی شیپوره
۲۵	ورودی کمپرسور	A	خنک‌کاری پره‌های راهنمای نازل
۳	ورودی محفظه احتراق	B	خنک‌کاری توربین
۴	ورودی استاتور توربین		

روابط (۱) و (۲) شرایط خروجی دهانه را نشان می‌دهند.

$$T_{02} = T_a \left( 1 + \left( \frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M_a^2 \right) \quad (1)$$

$$P_{02} = P_a \left( 1 + \left( \frac{\gamma_c - 1}{2} \right) M_a^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (2)$$

در معادلات (۱) و (۲)،  $T_a$  و  $P_a$  دما و فشار محیط،  $T_{02}$  و  $P_{02}$  دما و فشار سکون در خروجی دهانه،  $M_a$  عدد ماخ پرواز،  $\eta_d$  راندمان آیزنتروپیک دهانه ورودی و  $\gamma_c$  نسبت حرارت‌های ویژه جریان سرد است. با فرض جریان آدیاباتیک در طول مسیر کنارگذر فن، روابط (۳) تا (۵) از ورودی تا خروجی مجرای کنارگذر برقرار است [۱].

$$T_{016} = T_{013} = T_{02} * \left[ 1 + \frac{1}{\eta_f} \left( \left( \pi_f \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right) \right] \quad (3)$$

$$P_{013} = \pi_f P_{02} \quad (4)$$

$$P_{016} = P_{013} - \Delta P_{fan/duct} \quad (5)$$

در روابط (۳) تا (۵)،  $T_{013}$  و  $P_{013}$  دما و فشار سکون در ورودی

<sup>۱</sup> Turbine inlet temperature

نسبت حرارت‌های ویژه جریان درون توربین،  $\gamma_{64}$  نسبت حرارت‌های ویژه جریان مخلوط‌شده درون میکسر،  $P_{64}$  فشار استاتیک در خروجی میکسر و  $M_5$  و  $M_{64}$  عدد ماخ در خروجی توربین و خروجی میکسر می‌باشند.

با فرض جریان آدیاباتیک در شیبوره، روابط (۱۶) تا (۱۸) برقرار است [۱ و ۱۲].

$$T_{08} = T_{064} \quad (16)$$

$$P_{08} = \pi_n P_{064} \quad (17)$$

$$\frac{P_{064}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \left(\frac{1}{\eta_{Nt}}\right) \left(\frac{\gamma_{64}-1}{\gamma_{64}+1}\right)\right]^{\frac{\gamma_{64}}{\gamma_{64}-1}}} \quad (18)$$

در روابط (۱۶) تا (۱۸)،  $T_{08}$  و  $P_{08}$  دما و فشار سکون در خروجی شیبوره،  $\pi_n$  نسبت فشار شیبوره،  $P_c$  فشار بحرانی و  $\eta_{Nt}$  بازده آیزنتروپیک شیبوره است.

برای محاسبه‌ی فشار و سرعت استاتیک خروجی، خفگی در شیبوره بایستی بررسی شود. در واقع، تعریف کمیت فشار بحرانی به همین منظور است. پس از محاسبه‌ی فشار بحرانی مطابق با رابطه‌ی (۱۸) شرط خفگی به صورت زیر تعریف می‌شود:

اگر فشار بحرانی برابر با فشار محیط و یا از آن بزرگتر باشد، در این صورت شیبوره خفه شده است [۱].

برای شیبوره‌ای که دچار خفگی شده ( $P_c \geq P_a$ )، روابط (۱۹) تا (۲۲) برقرار است.  $P_a$  نمایانگر فشار محیط می‌باشد [۱].

$$P_8 = P_c \quad (19)$$

$$M_8 = 1 \quad (20)$$

$$\frac{T_{064}}{T_8} = \frac{1}{1 - \left(\frac{1}{\eta_{Nt}}\right) \left(\frac{\gamma_{64}-1}{\gamma_{64}+1}\right)} \quad (21)$$

$$V_8 = \sqrt{\gamma_{64} R_{64} T_8} \quad (22)$$

در روابط (۱۹) تا (۲۲)،  $P_8$  و  $T_8$  و  $V_8$  به ترتیب فشار، دما و

کمک از بالانس انرژی برای محفظه احتراق رابطه‌ی (۱۱) قابل استخراج است [۱].

$$f = \frac{\left(\frac{C_{Ph}}{C_{Pc}}\right) \left(\frac{T_{04}}{T_{03}}\right) - 1}{\eta_b \left(\frac{Q_R}{C_{Pc} T_{03}}\right) - \left(\frac{C_{Ph}}{C_{Pc}}\right) \left(\frac{T_{04}}{T_{03}}\right)} \quad (11)$$

که در آن،  $f$  نسبت سوخت به هوا،  $\eta_b$  بازده آیزنتروپیک محفظه و  $C_{Pc}$  و  $C_{Ph}$  به ترتیب گرمای ویژه در فشار ثابت برای جریان گرم و سرد است.  $T_{04}$  نیز دمای سکون در ورودی توربین یا همان دمای سکون در ورودی استاتور توربین و متناظر با دمای  $TIT$  است.

با استفاده از بالانس انرژی بین فن، کمپرسور و توربین، روابط (۱۲) و (۱۳) برقرار است [۱].

$$\frac{T_{05}}{T_{04}} = 1 - \frac{\frac{1}{\eta_c} \left(\frac{P_{03}}{P_{02}}\right)^{\gamma_c} - 1 + \frac{\beta}{\eta_f} \left(\frac{P_{06}}{P_{02}}\right)^{\gamma_c} - 1}{\left(\frac{T_{04}}{T_{02}}\right) \left(\frac{C_{Ph}}{C_{Pc}}\right)^{(1+f)}} \quad (12)$$

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[1 - \frac{1}{\eta_t} \left(1 - \frac{T_{05}}{T_{04}}\right)\right]^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h-1}} \quad (13)$$

در روابط (۱۲) و (۱۳)،  $T_{05}$  و  $P_{05}$  دما و فشار سکون در خروجی توربین،  $\eta_t$  راندمان آیزنتروپیک توربین و  $\gamma_h$  نسبت گرمای ویژه جریان گرم است.

با فرض اتلاف ناچیز در خروجی توربین تا ورودی میکسر، مطابق رابطه‌ی (۱۴)، فشار سکون خروجی از هسته موتور با فشار سکون خروجی از مجرای کنار گذر تقریباً برابر است [۱۲].

$$P_{05} \approx P_{016} \quad (14)$$

فشار سکون در خروجی میکسر از رابطه‌ی (۱۵) تبعیت می‌کند [۱۲].

$$P_{064} = P_{05} \frac{P_{64}}{P_5} \frac{\left[1 + (\gamma_{64}-1) M_{64}^2 / 2\right]^{\frac{\gamma_{64}}{\gamma_{64}-1}}}{\left[1 + (\gamma_t-1) M_5^2 / 2\right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t-1}}} \quad (15)$$

در رابطه‌ی (۱۵)،  $P_{064}$  فشار سکون در خروجی میکسر،  $\gamma_t$

$$SM = \frac{(pr)_s - (pr)_o}{(pr)_o} \quad (27)$$

که در آن،  $(pr)_s$  نسبت فشار سرچ و  $(pr)_o$  نسبت فشار عملکردی می‌باشند.

در رسم نقشه‌های عملکردی فن، کمپرسور و توربین، معمولاً از اعداد بی بعد برای ترسیم نمودارهای مربوطه استفاده می‌شود. هدف از این کار، جلوگیری از تکرار داده‌های عددی در صورت تغییر شرایط تست موتور است. بدین منظور، پارامترهای دور و دبی اصلاح شده تعریف می‌شوند [۱۱].

دور اصلاح شده و دبی اصلاح شده به ترتیب از روابط (۲۸) و (۲۹) به دست می‌آیند [۱۱].

$$\Omega^* = \frac{\Omega}{\sqrt{\frac{T_{01'}}{T_{0SL}}}} \quad (28)$$

$$\dot{m}^* = \frac{\dot{m} \sqrt{\frac{T_{01'}}{T_{0SL}}}}{\frac{P_{01'}}{P_{0SL}}} \quad (29)$$

در روابط (۲۸) و (۲۹)،  $\Omega$ ،  $m$ ،  $T_{01'}$  و  $P_{01'}$  به ترتیب دبی، دور، دمای سکون و فشار سکون در ورودی فن، کمپرسور و یا توربین،  $T_{0SL}$  و  $P_{0SL}$  دما و فشار در شرایط استاندارد سطح دریایی در حالت استاتیک ( $T_{0SL}=288.15k$  و  $P_{0SL}=101325pa$ )،  $\Omega^*$  دور اصلاح شده و در نهایت  $m^*$  دبی اصلاح شده می‌باشند.

### بیان مسئله و روش حل

موتور مورد مطالعه، یک موتور توربوفن تک محوره جریان مخلوط بدون پس سوز است. با توجه اینکه این موتورها دارای کاربردهای خاص نظامی می‌باشند و در موشک‌های کروز از آن‌ها استفاده می‌شود، اطلاعات یک موتور واقعی از این نوع در دسترس نمی‌باشد، لذا تمام اطلاعات و نقشه‌های عملکردی اجزای موتور از بانک اطلاعاتی نرم افزار GasTurb استخراج شده است. در جدول ۲، بخشی از اطلاعات مربوط به این موتور در شرایط نقطه طرح ارائه شده است.

سرعت استاتیک خروجی از شیبوره،  $R_{64}$  ثابت ویژه گاز برای جریان مخلوط شده در میکسر و  $M_8$  ماخ جریان خروجی از شیبوره می‌باشند.

در صورتی که مقدار فشار بحرانی از فشار محیط کمتر باشد ( $P_c < P_a$ )، شیبوره خفه نشده و فشار استاتیک خروجی شیبوره با فشار محیط برابر می‌شود. همچنین رابطه‌ی (۲۳) برقرار خواهد بود [۱].

$$V_8 = \sqrt{2C_{P64}T_{064}\eta_{Nt} \left[ 1 - \left( \frac{P_a}{P_{064}} \right)^{\frac{\gamma_{64}-1}{\gamma_{64}}} \right]} \quad (23)$$

که در آن،  $C_{P64}$  ظرفیت گرمایی در فشار ثابت برای خروجی میکسر است.

نیروی رانش برای جریان‌های خفه شده و خفه نشده به ترتیب از روابط (۲۴) و (۲۵) پیروی می‌کند [۱].

$$T_{choked} = \dot{m}_a \left[ (1+f+\beta)V_8 - (1+\beta)V_a \right] + (P_c - P_a)A_8 \quad (24)$$

$$T = \dot{m}_a \left[ (1+f+\beta)V_8 - (1+\beta)V_a \right] \quad (25)$$

در روابط (۲۴) و (۲۵)  $T_{choked}$  نیروی رانش در جریان خفه شده،  $T$  نیروی رانش در جریان خفه نشده،  $m_a$  دبی جریان ورودی به موتور،  $V_a$  سرعت جریان ورودی به موتور و  $A_8$  مساحت شیبوره می‌باشند. برای یک رانش کلی به اندازه‌ی  $T$ ، مصرف سوخت ویژه رانش<sup>۱</sup> از رابطه‌ی (۲۶) استخراج می‌شود [۱].

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{T} \quad (26)$$

که در آن،  $TSFC$  مصرف سوخت ویژه رانش و  $m_f$  دبی سوخت است.

در این جا، روابط مربوط به حاشیه امن (حاشیه سرچ<sup>۲</sup>)، دور اصلاح شده و نیز دبی اصلاح شده ضمیمه شده است. حاشیه امن از رابطه‌ی (۲۷) محاسبه می‌شود [۱۱].

<sup>۱</sup> Thrust specific fuel consumption

<sup>۲</sup> Surge margin

توربین			
ورودی روتور	۲۲/۴۳۹	۱۴۷۳	۲۱۷۹/۷۲۹
توربین			
خروجی توربین	۲۲/۶۶۱	۱۰۳۸/۲۹	۳۸۸/۴۲۳
ورودی شیبوره	۳۵/۹۸۲	۸۳۴/۱۲	۳۹۲/۶۲۶

اختلاف دبی هوای ورودی کمپرسور و ورودی محفظه احتراق، در میزان دبی هوایی است که از طبقه آخر کمپرسور به منظور خنک‌کاری توربین گرفته می‌شود.

در جدول ۴، مقدار بتا و حاشیه امن فن، کمپرسور و توربین برای تحلیل تک‌نقطه در محیط حل Off-Design ارائه شده‌است.

جدول ۴ - مقادیر بتا و حاشیه امن

مقدار بتا	حاشیه امن
۰/۵	۴۵/۴۸
۰/۵	۲۴/۱۰
۰/۵	---

تمام مقادیر عددی که تاکنون ارائه شده، برای حالت بدون اعمال تغییرات در شیبوره موتور است. در ادامه، سطح مقطع شیبوره تغییر داده می‌شود. سپس، خطوط عملکردی براساس تغییرات سطح مقطع شیبوره رسم خواهند شد.

### نتایج و بحث

سطح مقطع شیبوره در شش حالت، به‌ازای مقادیر  $\pm 5$ ،  $\pm 10$  و  $\pm 15$  درصد نسبت به نقطه طرح تغییر یافته‌است. برای تمامی حالت‌ها دو قید محدودیت حداکثر دور و محدودیت دمای ورودی به روتور توربین اعمال شده‌اند.

توربین در پایین دست محفظه احتراق و در معرض جریان دما بالا و فشار بالای محصولات احتراق قرار دارد. در ساخت پره‌های مقاوم به حرارت بالای توربین، محدودیت متالورژیکی وجود دارد. البته، تکنولوژی‌های جدیدتر، امکان استفاده از پره‌هایی با قدرت تحمل دمایی بالاتر را ممکن می‌سازند. با این حال، نیازمند پرداخت هزینه‌های گزافی هستند. از این رو، دمای ورودی به توربین به عنوان یکی از مهم‌ترین پارامترهای طراحی اولیه موتور در نظر گرفته می‌شود و برای حداکثر مقدار آن، محدودیت وجود دارد. در این پژوهش، به دلیل تغییرات

جدول ۲ - اطلاعات موتور مورد مطالعه در شرایط نقطه طرح

پارامتر	مقدار پارامتر
دمای محیط (کلوین)	۲۸۸/۱۵
فشار محیط (kPa)	۱۰۱/۳۲۵
ماخ پروازی	۰/۸
نسبت فشار فن (داخلی)	۳
نسبت فشار فن (بیرونی)	۲/۹
نسبت فشار کمپرسور	۵
راندمان آیزنتروپیک فن (داخلی)	۰/۹
راندمان آیزنتروپیک فن (بیرونی)	۰/۸۹
راندمان آیزنتروپیک کمپرسور	۰/۸۴
راندمان آیزنتروپیک توربین	۰/۸۸
راندمان طراحی محفظه احتراق	۰/۹۹۹
راندمان مکانیکی	۰/۹۹
راندمان میکسر	۰/۴
دبی هوای اصلاح‌شده در ورودی (kg/s)	۲۵
نسبت کنارگذری طراحی	۰/۶
دمای ورودی توربین TIT (کلوین)	۱۵۰۰
دور مطلق محور در نقطه دیزاین (rpm)	۲۱۰۴۲
دور نسبی محور	۱
نوع شیبوره	همگرا
رانش خالص (kN)	۱۶/۳۶
مصرف سوخت ویژه رانش (g/kN*s)	۲۸/۰۰۶۹

در جدول ۳، دبی، دما و فشار سکون مشاهده شده در قسمت‌های مختلف موتور بر اساس نتایج محیط حل Design نرم‌افزار ارائه شده‌است. لازم به ذکر است که در این محیط، فقط شرایط نقطه طرح بررسی می‌شود. اطلاعات بیشتر از تحلیل سیکل، در محیط حل Off-Design نرم‌افزار قابل مشاهده است.

جدول ۳ - مقادیر دما و فشار سکون در ورودی و خروجی اجزا در

اجزا	دبی جریان (kg/s)	دما (K)	فشار (kPa)
ورودی دهانه	۳۵/۵۲۴	۳۲۴/۹۶	۱۵۲/۸۹۹
ورودی مجرای کنارگذر	۱۳/۳۲۲	۴۵۳/۵۶	۴۴۳/۴۰۷
ورودی کمپرسور	۲۲/۲۰۳	۴۵۶/۸۲	۴۵۸/۶۹۷
ورودی محفظه احتراق	۲۱/۰۹۲	۷۵۷/۳۲	۲۲۷۰/۵۵۱
ورودی استاتور	۲۱/۵۵۱	۱۵۰۰	۲۱۷۹/۷۲۹

نتایج جدول ۵ برای حالت افزایش سطح مقطع شیپوره نشان می‌دهد تا زمانی که هنوز قید دمای  $T_{41}$  اعمال نشده‌است، دمای  $T_{41}$  و نیز  $TIT$  نسبت به حالت مرجع کاهش می‌یابند. اما اعمال قید دمای روتور توربین، معادل با افزایش همزمان  $T_{41}$  و نیز  $TIT$  در عین افزایش سطح مقطع شیپوره است. پناالتی این اتفاق، افزایش سطح دور مطلق محور است. این جا است که اعمال قید دور ثابت می‌تواند به کنترل شرایط افزایش دور به دورهای بیشتر از دور طراحی کمک کند.

در حالت کاهش سطح مقطع شیپوره در جدول ۵ نیز مشاهده می‌شود که تا زمانی که قید دمای  $T_{41}$  اعمال نشده‌است، رابطه‌ی  $TIT$  و  $T_{41}$  با تغییرات سطح مقطع شیپوره برعکس است. بنابراین، با کاهش سطح مقطع شیپوره، این دو دما افزایش می‌یابند. اما اعمال قید دمای  $T_{41}$ ، باعث می‌شود که هم دمای  $T_{41}$  و هم دمای  $TIT$  به مقادیر طراحی خود کاهش یابند. به عبارتی دیگر، اعمال قید دما در توربین، به معنای دخالت در روند طبیعی افزایش این دما در عین کاهش سطح مقطع شیپوره است. پناالتی چنین کاری، کاهش دور مطلق محور است. اعمال قید دور ثابت برای این حالت، بی‌تاثیر است. چرا که در اثر اعمال قید دمای روتور توربین ثابت، سطح دور به مقادیر بسیار زیادی کاهش یافته‌است.

با توجه به اینکه کارکرد اجزای دوار موتور در دورهای بیشتر از دور طراحی ممکن است منجر به افزایش تنش‌های وارده بر دیسک موتور و نیز از هم گسیختگی اجزای دوار آن شود، علاوه بر اعمال قید دمای توربین، از قید حداکثر دور محور نیز استفاده شده است.

پس از اعمال قیود مذکور، خطوط عملکردی برای شش حالت تغییرات سطح مقطع شیپوره رسم شده‌است. رسم خطوط عملکردی از دور حداکثر شروع شده و تا ۱۲ نقطه با گام کاهشی ۰/۰۱۵ درصدی دور ادامه یافته‌است.

شکل ۲، خطوط عملکردی را در نقشه‌ی فن نشان می‌دهد. در این نمودار، دور حداکثر با عدد ۱ نشان داده شده است و بقیه دورها، نسبت به آن مشخص شده‌اند.

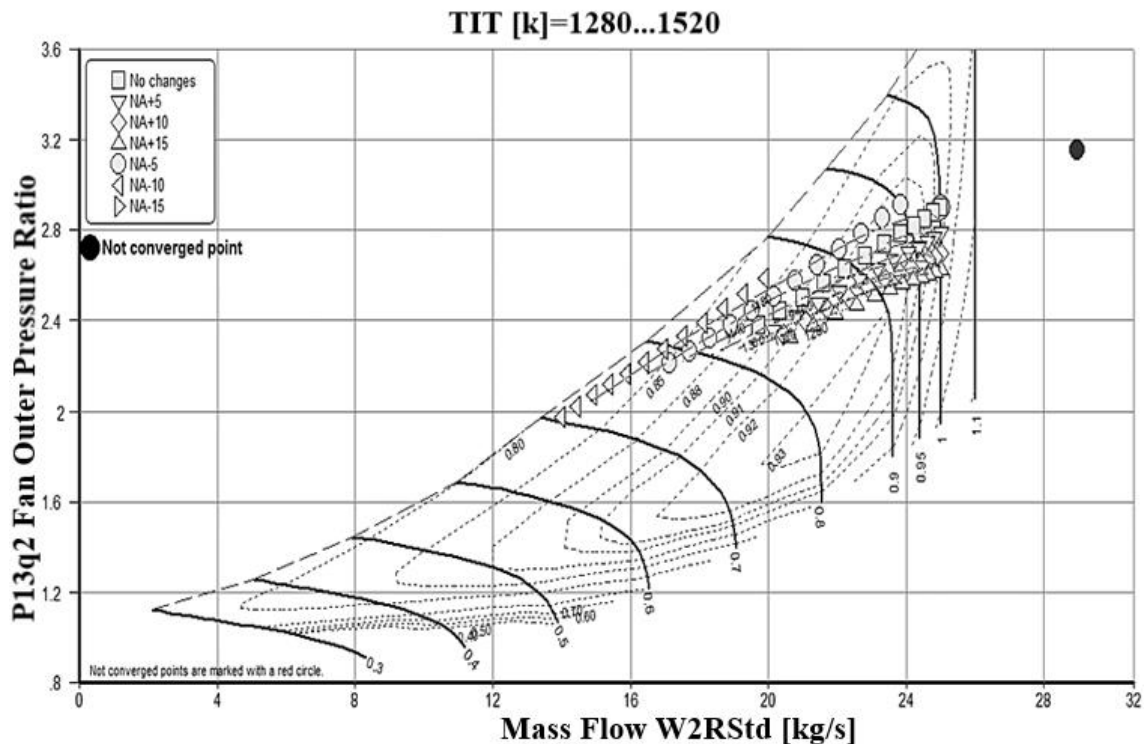
دمای  $TIT$  با تغییرات سطح مقطع شیپوره، لازم است که دمای ورودی به توربین کنترل شود و از حداکثر مقدار در نظر گرفته‌شده برای طراحی فراتر نرود.

دمای سکون ورودی به توربین تک طبقه، ۱۵۰۰ کلوین در نظر گرفته شده‌است که معادل با دمای ورودی به استاتور توربین است. با توجه به وجود خنک‌کاری در استاتور، دمای خروجی از استاتور کمی کاهش یافته و به مقدار ۱۴۷۳ کلوین می‌رسد. از آن جایی که هیچ هوای خنک‌کاری در مسیر خروجی استاتور توربین تا ورودی روتور آن استفاده نشده‌است، دمای هوای ورودی به روتور توربین تک طبقه نیز ۱۴۷۳ کلوین خواهد بود. مطابق با شکل ۱، این دما معادل با ایستگاه ۴۱ بود. از آن جایی که تغییرات دما از ورودی توربین تا ورودی روتور توربین، تابعی از هوای خنک‌کاری در استاتور است و حجم هوای خنک‌کاری نیز در طی بررسی‌های مختلف تغییر نمی‌کند، لذا با ثابت نگه‌داشتن دمای  $T_{41}$  بر روی ۱۴۷۳ کلوین در ورودی روتور توربین، دمای ورودی به توربین نیز بر روی ۱۵۰۰ کلوین ثابت می‌ماند. جدول ۵، مقدار عددی  $TIT$  و نیز  $T_{41}$  و دور مطلق محور را در حالت‌های +۱۵ و -۱۵ درصدی سطح مقطع شیپوره، با و بدون اعمال قید دمای  $T_{41}$  ثابت نشان می‌دهد.

جدول ۵ - مقادیر دمای  $TIT$ ،  $T_{41}$  و دور مطلق محور در حالت تغییرات +۱۵ و -۱۵ درصدی سطح مقطع شیپوره نسبت به حالت مرجع در شرایط با و بدون اعمال قید دمای روتور توربین ثابت

	حالت	+۱۵٪	+۱۵٪	-۱۵٪	-۱۵٪
	مرجع	بدون اعمال قید $T_{41}$	با اعمال قید $T_{41}$	بدون اعمال قید $T_{41}$	با اعمال قید $T_{41}$
دمای $TIT$ [K]	۱۵۰۰	۱۴۰۰	۱۴۹۹	۱۶۲۷	۱۵۰۰
دمای $T_{41}$ [K]	۱۴۷۳	۱۳۷۵	۱۴۷۳	۱۵۹۷	۱۴۷۳
دور مطلق محور [rpm]	۲۱۰۴۲	۲۱۰۴۲	۲۲۱۶۹	۲۱۰۴۲	۱۳۷۱۱





شکل ۲ خطوط عملکردی در فن با کانتور TIT

نمایش داده نشوند. این نقاط شامل تمامی نقاط مربوط به کاهش ۱۵ درصدی سطح مقطع شیبوره می‌باشند. نقاط مربوط به کاهش ۵ و ۱۰ درصدی سطح مقطع شیبوره نیز در شکل ۲ به‌وضوح نشان می‌دهند که فن در این دو حالت، قادر به کارکردن در دور مشاهده‌شده طراحی و یا حتی در دورهای نزدیک به آن نیست. این موضوع، برای حالت کاهش ۱۰ درصدی سطح مقطع نسبت به کاهش ۵ درصدی آن، به‌مراتب شدیدتر می‌شود؛ به‌عبارتی با کاهش هر چه بیشتر سطح مقطع شیبوره، دور مشاهده‌شده فن در مقایسه با حالت مرجع، به‌مراتب کمتر خواهد بود. علت این اتفاق نیز به علت اعمال قید دما در توربین است. بنابراین، به نظر می‌رسد که در بین حالت‌های کاهش‌یافته‌ی سطح مقطع شیبوره، کاهش ۵ درصدی آن مطلوب‌تر باشد.

بررسی افزایش سطح مقطع شیبوره نیز مطابق شکل ۲ نشان می‌دهد که افزایش سطح مقطع شیبوره به‌طور کلی منجر به افزایش حاشیه امن، کاهش نسبت فشار فن، کاهش بتا و افزایش دبی می‌شود. افزایش دبی محدود است و تقریباً با افزایش ۱۰ و ۱۵ درصدی سطح مقطع شیبوره، دبی ثابت شده و دیگر تغییر نخواهد کرد. در این حالت، دبی مستقل از تغییرات کاهش‌یافته‌ی نسبت فشار خواهد بود و جریان خفه خواهد

مطابق شکل ۲، سطح مقطع شیبوره با حاشیه امن فن رابطه مستقیم دارد. به‌عبارتی، افزایش سطح مقطع شیبوره باعث افزایش حاشیه امن فن می‌شود و برعکس. از طرفی، در دورهای پایین، مقدار حاشیه امن کاهش می‌یابد و این امر در حالت کاهش‌یافته‌ی سطح مقطع شیبوره، به‌مراتب شدیدتر است. به‌طوری‌که، ممکن است برخی خطوط عملکردی مربوط به این حالت، از خط ناپایداری فن عبور کنند.

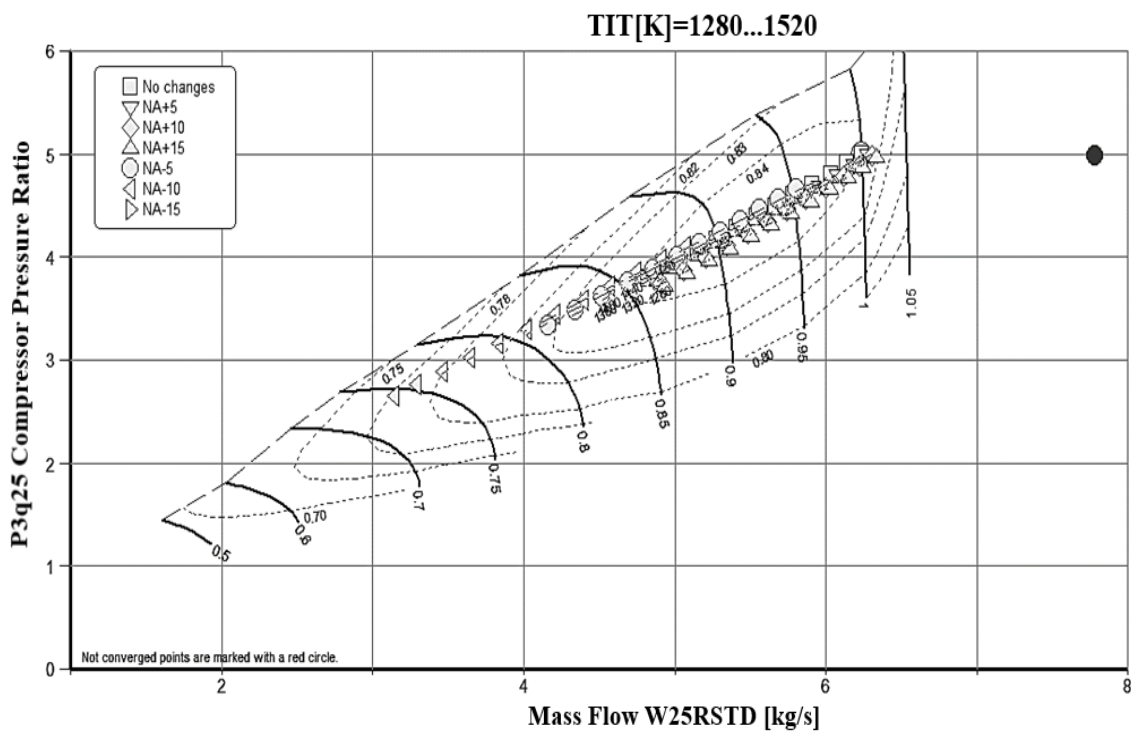
همچنین، در تنظیمات اولیه‌ی رسم خطوط عملکردی برای هر حالت از تغییرات سطح مقطع شیبوره، ۱۲ نقطه تعریف شده بود. با این حال، در شکل ۲ به‌نظر می‌رسد که نقاط مربوط به برخی حالت‌های کاهش‌یافته‌ی سطح مقطع ترسیم نشده‌باشند. در توضیح این امر، بایستی اشاره شود که اولاً رابطه‌ی عکس بین سطح مقطع شیبوره با دمای ورودی به توربین وجود دارد. بنابراین، با کاهش سطح مقطع شیبوره دمای ورودی به توربین افزایش می‌یابد. از طرفی، اشاره شد که دمای توربین بر مقدار طراحی خود ثابت نگه داشته می‌شود. بنابراین، انتظار می‌رود که با کاهش سطح مقطع شیبوره مطابق شکل ۲، آن دسته از نقاط در خطوط عملکردی که از محدوده دمای ورودی به توربین فراتر می‌روند در نقشه‌ی عملکردی فن

درصدی سطح مقطع شیپوره نه تنها حاشیه امن را کاهش می‌دهد، بلکه برای عدم تجاوز از ماکزیمم دمای ورودی به توربین، مانع از کارکرد فن در دور مشاهده شده حالت مرجع و حتی دورهای نزدیک به آن می‌گردد. در نتیجه، افزایش ۵ درصدی سطح مقطع شیپوره، مطلوب‌تر از کاهش ۵ درصدی آن می‌باشد.

شکل ۳، خطوط عملکردی را در نقشه‌ی کمپرسور نشان می‌دهد.

شد. بنابراین، اگرچه با افزایش هر چه بیشتر سطح مقطع شیپوره، رفتار فن از لحاظ حاشیه امن مطلوب به نظر می‌رسد اما، از نظر نسبت فشار و دبی نامطلوب خواهد بود. بنابراین، به نظر می‌رسد که تنها افزایش ۵ درصدی سطح مقطع شیپوره مطلوب باشد.

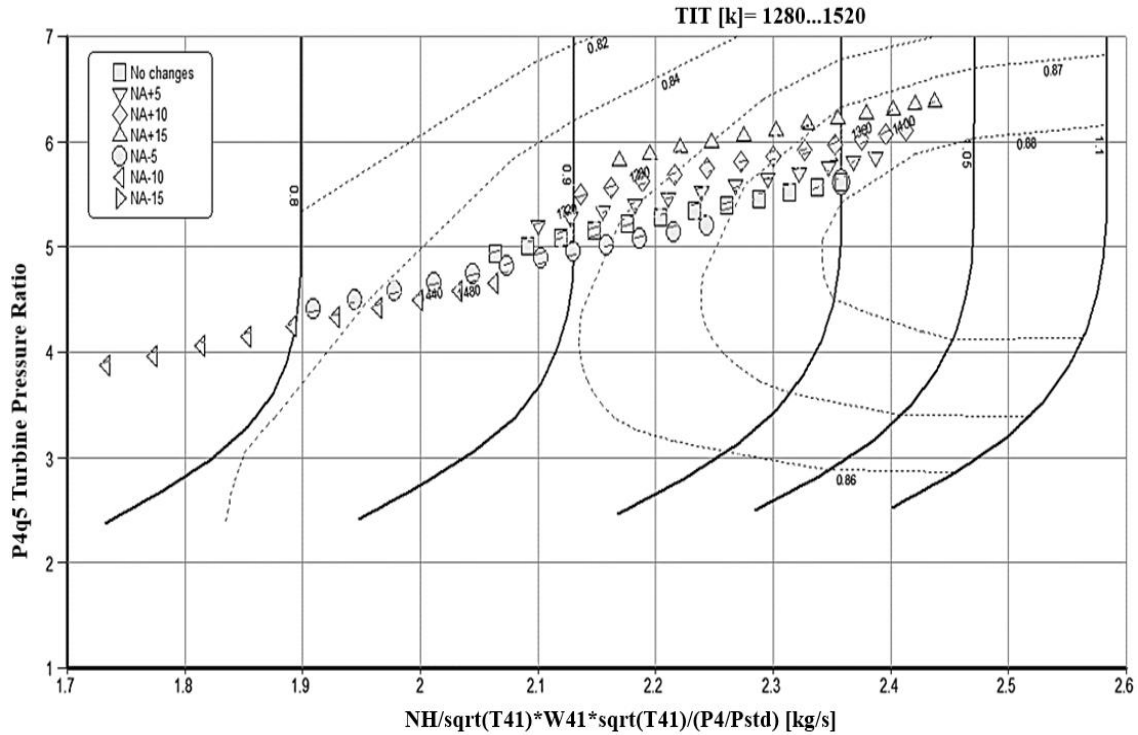
مقایسه بین کاهش ۵ درصدی و افزایش ۵ درصدی سطح مقطع شیپوره نیز نشان می‌دهد که افزایش ۵ درصدی سطح مقطع شیپوره همراه با کاهش دمای  $TIT$ ، افزایش حاشیه امن و کارکرد فن در دور ۱۰۰ درصد است، در حالی که کاهش ۵



شکل ۳ خطوط عملکردی در کمپرسور با کانتور  $TIT$

حال، افزایش سطح مقطع شیپوره با افزایش حاشیه امن کمپرسور، این جزء را از ناپایداری دور نگه می‌دارد. شکل ۴، خطوط عملکردی را در توربین نشان می‌دهد.

مطابق شکل ۳، رفتار کمپرسور به‌ازای تغییرات مثبت یا منفی سطح مقطع شیپوره مشابه با فن است و با کاهش سطح مقطع شیپوره، به سمت خفگی و ناپایداری پیش می‌رود. با این



شکل ۴ خطوط عملکردی در توربین با کانتور TIT

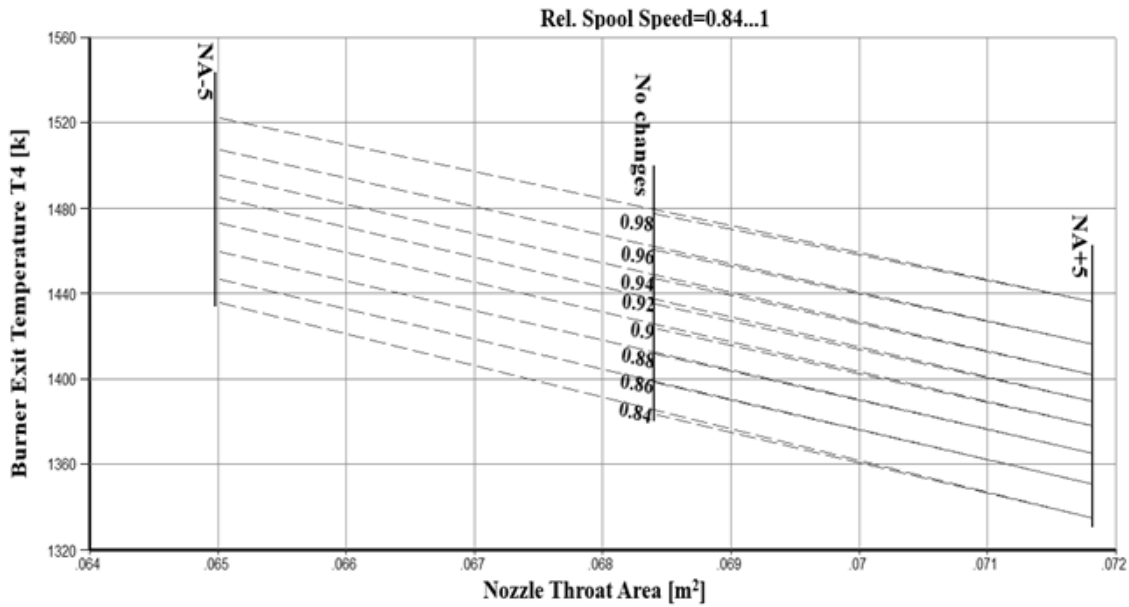
وضوح نمایش داده نشوند. از این رو، شکل‌های ۵ و ۶ که نمودارهای دمای  $TIT$  بر حسب تغییرات سطح مقطع شیبوره را نشان می‌دهند، در این قسمت ضمیمه شده‌اند.

شکل ۵ نمودار دمای خروجی از محفظه احتراق که معادل با دمای  $TIT$  است را بر حسب سطح مقطع شیبوره و در سه حالت مرجع، ۵-٪ و ۵+٪ از تغییرات سطح مقطع شیبوره با کانتور دور نسبی محور و در حالتی که هیچ قیدی اعمال نشده‌است، نشان می‌دهد.

مطابق شکل ۴، مشاهده می‌شود که در هر خط عملکردی با افزایش سطح مقطع شیبوره، دبی و نسبت فشار افزایش می‌یابد و برعکس. از طرفی، مشاهده می‌شود که رفتار توربین نسبت به دمای  $TIT$  مشابه فن و کمپرسور است.

همچنین مطابق شکل ۴، با کاهش سطح مقطع شیبوره، دور مشاهده شده توربین نیز کاهش یافته‌است. از آن جایی که مطابق با شکل ۲ و ۳، دور فن و کمپرسور در حالت جمع شونده شیبوره کاهش یافته بود، بدیهی است که دور توربین نیز کاهش یابد.

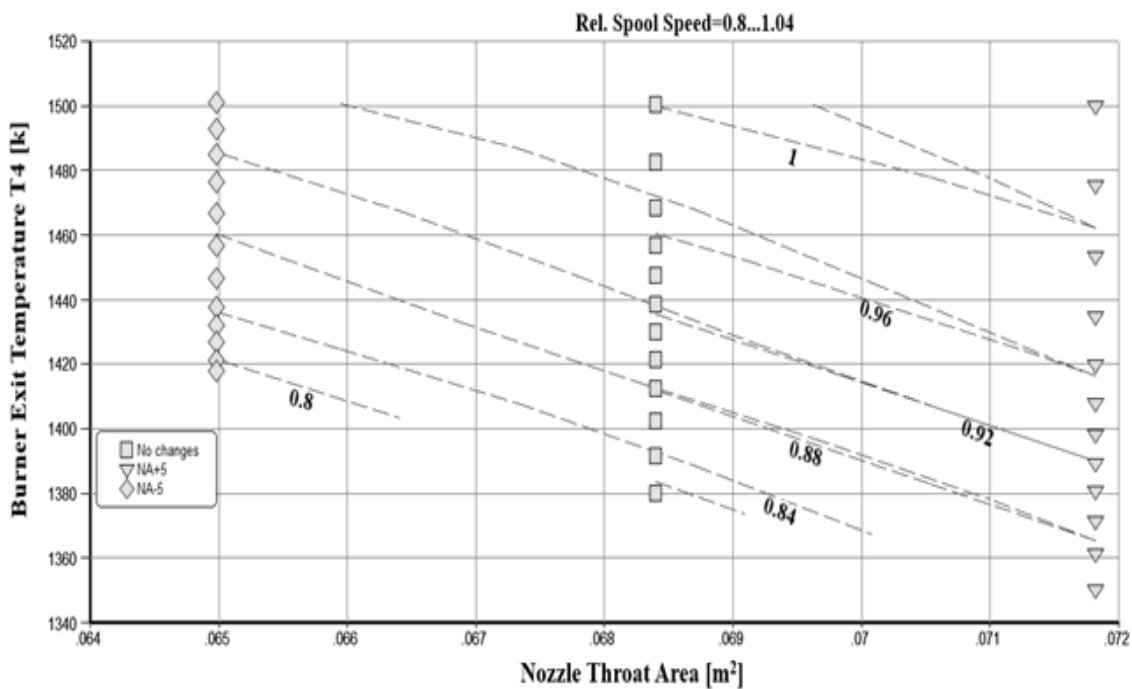
کانتورهای دمای  $TIT$  در شکل‌های ۱ تا ۴ ممکن است به



شکل ۵ نمودار دمای TIT بر حسب تغییرات سطح مقطع شیپوره در سه حالت مرجع، ۵٪+ و ۵٪- از تغییرات سطح مقطع شیپوره با کانتور دور نسبی محور در حالت بدون اعمال قیود

مطابق شکل ۵، با کاهش سطح مقطع شیپوره، دمای TIT افزایش می‌یابد و برعکس.

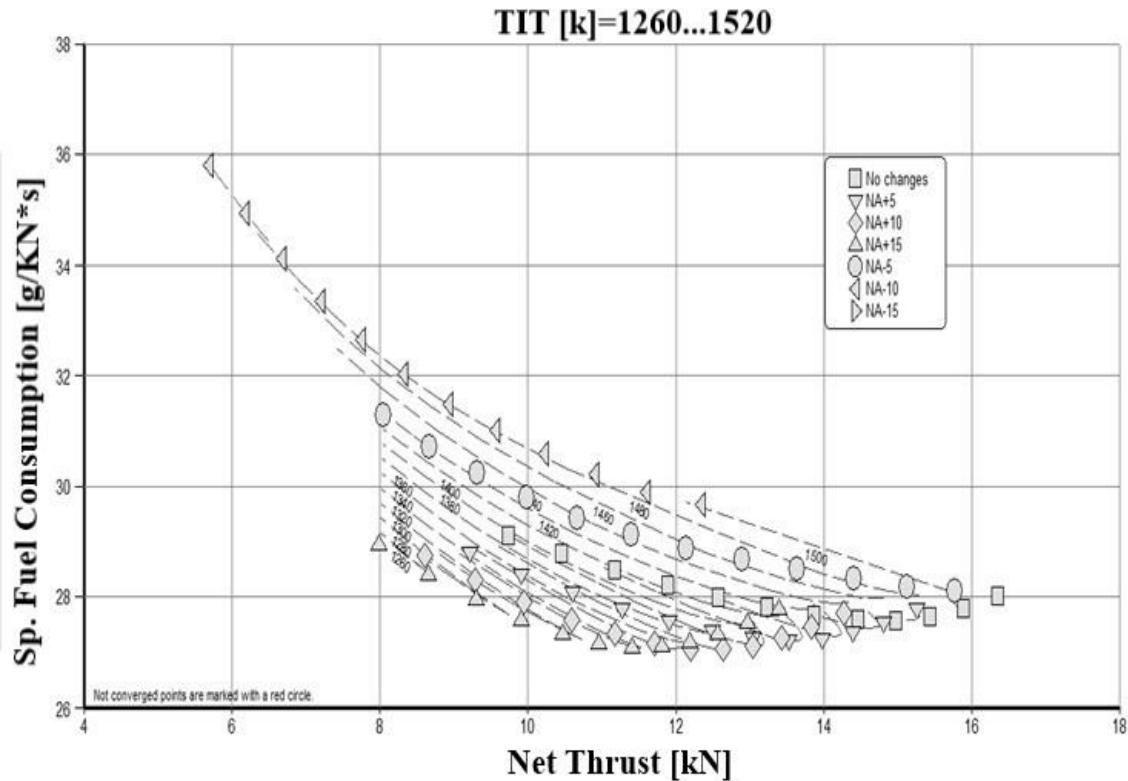
شکل ۶ نیز نمودار تغییرات دمای TIT با سطح مقطع شیپوره را در سه حالت مرجع، ۵٪- و ۵٪+ از تغییرات سطح مقطع شیپوره با کانتور دور نسبی محور و در حالتی که قید دمای توربین اعمال شده‌است، نشان می‌دهد.



شکل ۶ نمودار دمای  $TIT$  برحسب تغییرات سطح مقطع شیبوره در سه حالت مرجع،  $-5\%$  و  $+5\%$  از تغییرات سطح مقطع شیبوره با کانتور دور نسبی محور در حالت اعمال قید دمای توربین

شکل ۷ نمودار تغییرات مصرف سوخت ویژه رانش را برحسب رانش خالص با کانتور  $TIT$  نشان می‌دهد.

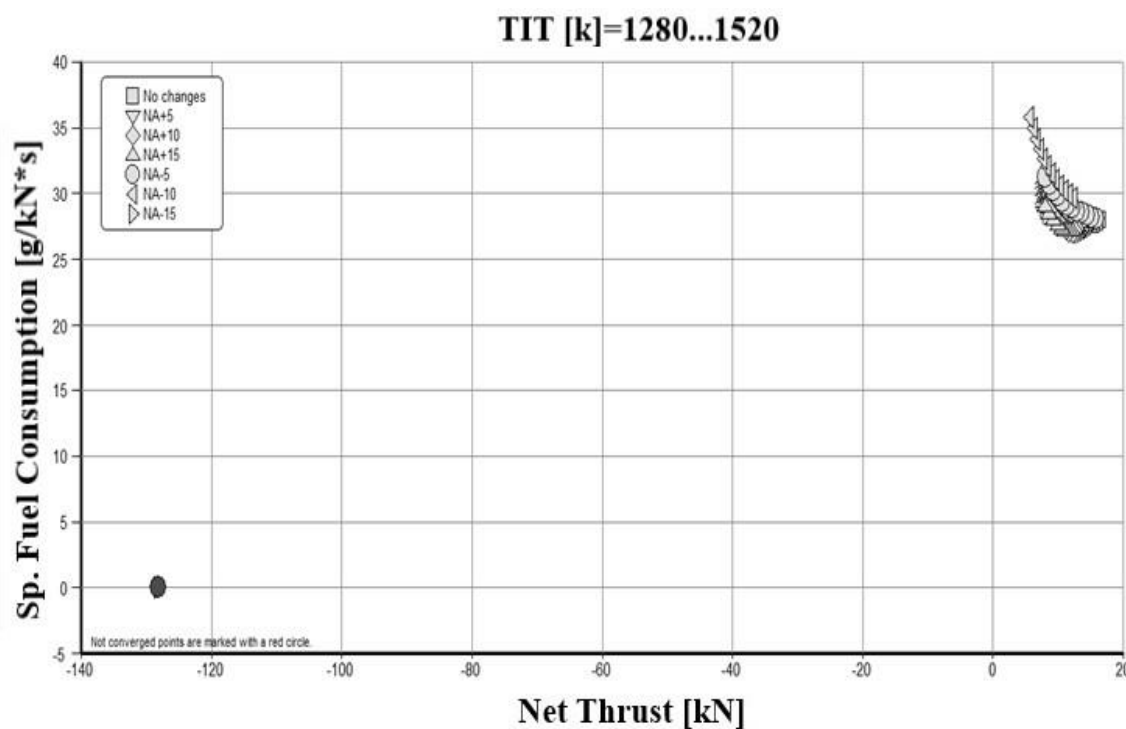
مطابق شکل ۶، زمانی که دور نسبی محور ۱ است، مقدار دمای  $TIT$  برای هر سه حالت برابر با مقدار ۱۵۰۰ کلون شده‌است.



شکل ۷ نمودار مصرف سوخت ویژه رانش برحسب رانش خالص با کانتور دمای  $TIT$

این پیشروی به سمت چپ و بالای نمودار، با کاهش هر چه بیشتر سطح مقطع شیبوره بیشتر می‌شود. بنابراین، کاهش بیشتر سطح مقطع شیبوره، موتور را از حیث مصرف سوخت ویژه و رانش به سمت عملکرد نامطلوب‌تری پیش می‌برد تا جایی که موتور قادر به تولید هیچ مقداری رانش نباشد. همچنین، شکل ۷ نشان می‌دهد که به‌ازای هیچ‌یک از نقاط مربوط به کاهش ۱۵ درصدی سطح مقطع شیبوره، رانشی قابل اتخاذ نیست. نتیجه این امر مطابق شکل ۸ که نمودار مصرف سوخت ویژه رانش برحسب رانش خالص با کانتور  $TIT$  را برای نقاط واگرا نشان می‌دهد، واگرایی در این نمودار خواهد بود.

مطابق شکل ۷، با کاهش سطح مقطع شیبوره، نمودارهای مربوط به تغییرات مصرف سوخت ویژه رانش برحسب رانش خالص بالاتر از نمودار مرجع قرار می‌گیرند که متناظر با مصرف سوخت ویژه بیشتر است. در مورد رانش نیز برای این حالت‌ها مشاهده می‌شود که حداکثر رانش قابل اتخاذ از موتور بسیار کمتر از حداکثر مقدار رانش موتور در حالت مرجع است. به‌عبارتی، کاهش سطح مقطع شیبوره در مقایسه با حالت مرجع، باعث پیشروی نمودار به سمت چپ، در جهت رانش کمتر و بالا، یعنی در جهت مصرف سوخت ویژه بیشتر می‌شود. علت این امر، کارکرد فن، کمپرسور و توربین در دورهای کمتر از دور حالت مرجع است. این امر، به‌نوبه‌ی خود باعث کاهش صرفه‌ی اقتصادی و افزایش زمان پرواز می‌شود.



شکل ۸ نمایش واگرایی در نمودار مصرف سوخت ویژه رانش برحسب رانش خالص با کانتور دمای TIT

چپ و کاهش سطح کلی رانش یکسان عمل می‌کنند. با این حال، به نظر می‌رسد که افزایش سطح مقطع شیپوره در مقایسه با حالت کاهش سطح مقطع به دلیل عدم افزایش مصرف سوخت ویژه مطلوب‌تر به نظر برسد. برای مقایسه‌ی بهتر بین حالت کاهش ۵ درصدی سطح مقطع شیپوره با حالت افزایش ۵ درصدی آن، داده‌های عددی مربوط به دور نسبی، مصرف سوخت ویژه رانش و رانش خالص برای نقطه‌ی متناظر با حداکثر دور، در سه حالت مرجع، کاهش و افزایش ۵ درصدی سطح مقطع شیپوره، در جدول ۶ ارائه شده‌اند.

جدول ۶-مقایسه مقدار دور نسبی، مصرف سوخت ویژه رانش و رانش خالص موتور برای نقطه‌ی متناظر با حداکثر دور، در سه حالت

مرجع، حالت ۵٪ کاهش و ۵٪ افزایش سطح مقطع			
نقاط	حالت مرجع	کاهش ۵٪	افزایش ۵٪
دور نسبی	۱	۰/۹۴۹	۱
رانش خالص	۱۶/۳۵۶	۱۵/۷۶۹	۱۵/۲۶۱
مصرف سوخت ویژه رانش	۲۸/۰۰۷	۲۸/۱۰۴	۲۷/۷۸۴

مقایسه‌ی رانش برای سه حالت در نظر گرفته شده در

بنابراین، به نظر می‌رسد که مطلوب‌ترین حالت برای درصدهای کاهش سطح مقطع شیپوره، کاهش ۵ درصدی آن باشد.

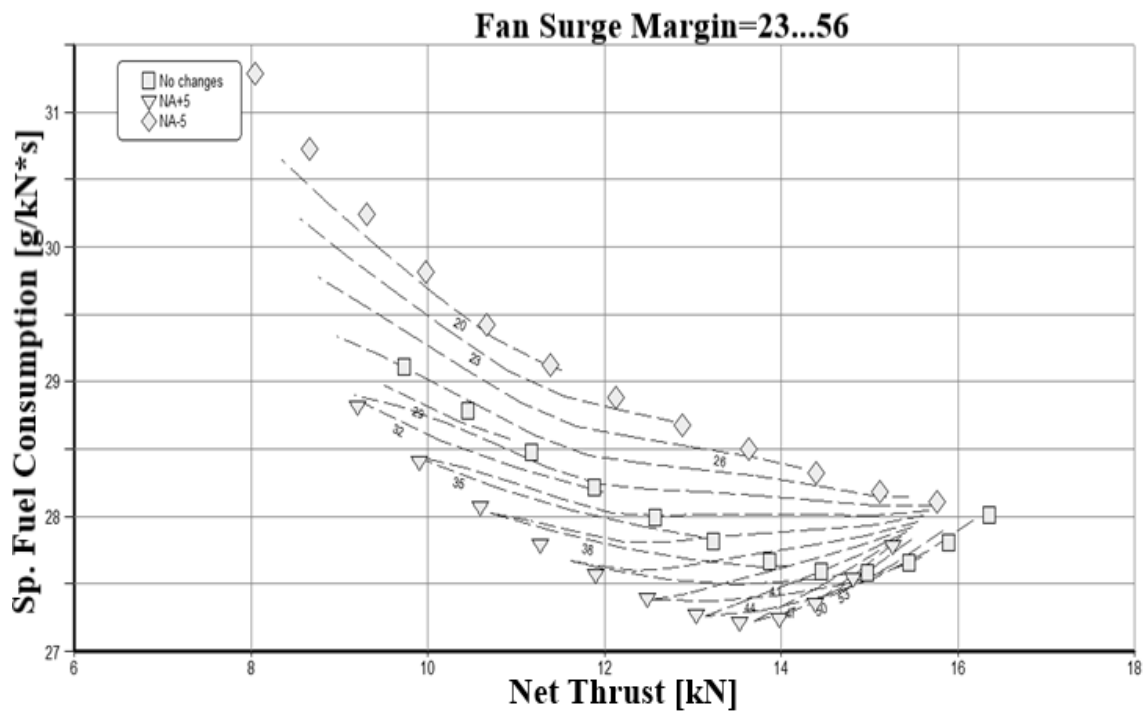
از طرفی، نمودارهای مربوط به افزایش سطح مقطع شیپوره مطابق شکل ۷، در نواحی پایین‌تری از نمودار مرجع قرار می‌گیرند. به عبارتی، افزایش سطح مقطع شیپوره موتور را قادر می‌سازد تا بتواند با مقادیر کمتری از مصرف سوخت ویژه کار کند. این تاثیر اگر چه مطلوب به نظر می‌رسد اما، با افزایش هر چه بیشتر سطح مقطع شیپوره، نقاط عملکردی به سمت چپ نمودار، در جهت کاهش رانش و نیز به سمت پایین نمودار، یعنی در جهت کاهش مصرف سوخت ویژه پیشروی می‌کنند. این موضوع باعث می‌شود تا حداکثر رانش قابل اتخاذ برای موتور با افزایش سطح مقطع شیپوره، کمتر از حداکثر مقدار رانش حالت مرجع باشد. در نتیجه، نمی‌توان به رانش مدنظر نقطه طراحی دست یافت. این مساله با افزایش هر چه بیشتر سطح مقطع شیپوره شدت می‌یابد. بنابراین، به نظر می‌رسد که حالت بهینه، افزایش ۵ درصدی سطح مقطع شیپوره باشد.

مقایسه دو حالت افزایش و کاهش سطح مقطع شیپوره نیز نشان می‌دهد که هر دو حالت از لحاظ پیشروی به سمت

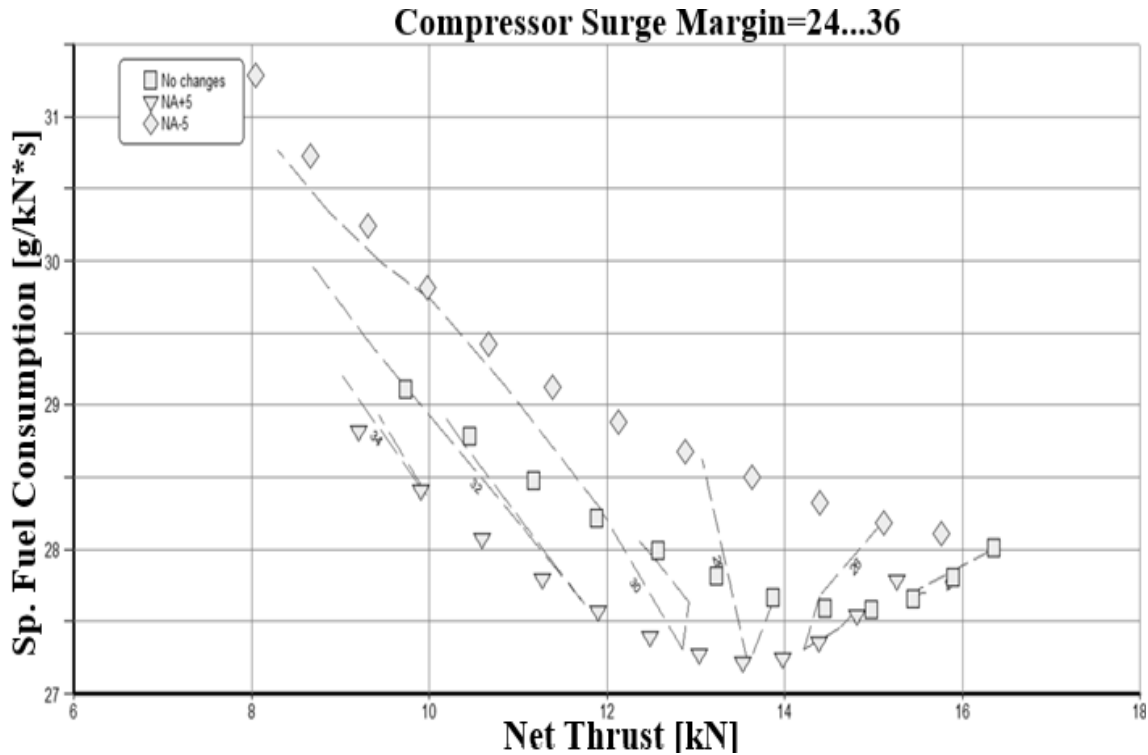
حالی که، با افزایش سطح مقطع شیبوره به مقدار ۵ درصد، موتور نه تنها از نظر مصرف سوخت ویژه بهینه تر عمل می کند، بلکه به دور ۱۰۰ درصد نیز رسیده است. در نتیجه، افزایش ۵ درصدی سطح مقطع شیبوره باز هم بر کاهش ۵ درصدی آن، ارجحیت دارد.

نحوه تغییرات مصرف سوخت ویژه رانش با رانش خالص، با کانتور حاشیه امن فن و کمپرسور، برای حالت های افزایش و کاهش ۵ درصدی سطح مقطع شیبوره، در کنار حالت مرجع، به ترتیب در شکل های ۹ و ۱۰ رسم شده است.

جدول ۶ نشان می دهد که رانش در حالت کاهش ۵ درصدی سطح مقطع شیبوره نسبت به حالت مرجع، افت حدود ۰/۶ کیلونیوتنی دارد، این در حالی است که افزایش ۵ درصدی سطح مقطع، این مقدار افت را به مقدار تقریباً یک کیلونیوتن افزایش می دهد. این تاثیر اگرچه مطلوب به نظر می رسد اما، با مقایسه ی مصرف سوخت ویژه رانش مشاهده می شود که کاهش سطح مقطع شیبوره به ازای تولید رانشی نزدیک تر به رانش حالت مرجع، مصرف سوخت ویژه را بالا می برد. همچنین، حداکثر دور قابل دستیابی برای این حالت، ۰/۹۴۹ است. در



شکل ۹ نمودار مصرف سوخت ویژه رانش بر حسب رانش خالص با کانتور حاشیه امن فن



شکل ۱۰ نمودار مصرف سوخت ویژه رانش برحسب رانش خالص با کانتور حاشیه امن کمپرسور

نتایج حاصل از این پژوهش را می‌توان به صورت زیر دسته‌بندی کرد:

۱- به طور کلی، با افزایش سطح مقطع شیبوره، دمای ورودی توربین کاهش می‌یابد.

۲- در مقابل، با کاهش سطح مقطع شیبوره، دمای ورودی توربین، تمایل به افزایش دارد ولی با توجه به اعمال قید حداکثر دمای ورودی توربین، این اجازه به موتور داده نمی‌شود و در نتیجه، دمای ورودی توربین، در مقدار حداکثر تعیین شده محدود می‌شود که همراه با کاهش دور موتور خواهد بود.

۳- با افزایش سطح مقطع شیبوره، حاشیه امن فن و کمپرسور افزایش می‌یابد و برعکس.

۴- با افزایش سطح مقطع شیبوره، مصرف سوخت ویژه کاهش پیدا می‌کند. با این حال، حداکثر رانش موتور نیز دچار افت می‌شود.

۵- کاهش سطح مقطع شیبوره منجر به افزایش مصرف سوخت ویژه شده و از طرفی باعث کاهش میزان حداکثر مقدار رانش تولیدی موتور نیز می‌شود. بنابراین، رانش کمتر همراه با مصرف سوخت ویژه بیشتر بیانگر عملکرد نامطلوب موتور در حالت کاهش سطح مقطع شیبوره خواهد بود.

مطابق شکل ۹ و ۱۰، با کاهش سطح مقطع شیبوره محدوده‌ی حاشیه امن فن و کمپرسور کاهش و با افزایش سطح مقطع، افزایش می‌یابد. همچنین، با پیشروی به سمت راست نمودار که متناظر با دوره‌های بیشتر است، مشاهده می‌شود که محدوده‌ی حاشیه امن فن و کمپرسور بیشتر نیز می‌شود. با این حال، حاشیه امن فن و کمپرسور در حالت افزایش سطح مقطع شیبوره نسبت به کاهش آن، مقادیر بیشتری را در اختیار قرار می‌دهد.

### نتیجه‌گیری

در این مقاله، بررسی تاثیر تغییرات سطح مقطع شیبوره یک موتور توربو فن پیش فن از نوع جریان مخلوط و تک محوره با نسبت کنارگذری پایین، بر عملکرد موتور انجام گرفته است. بدین منظور در یک مدل‌سازی صفر بعدی در نرم‌افزار GasTurb، سطح مقطع خروجی شیبوره در ۶ حالت به مقدار  $\pm 5\%$ ،  $\pm 10\%$  و  $\pm 15\%$  درصد نقطه طراحی تغییر کرده است. همچنین، دمای ورودی به روتور توربین برای کنترل دمای *TIT* و دور کاری موتور برای کنترل حداکثر دور، به عنوان قیود طراحی در نظر گرفته شده و بر روی حداکثر مقدار خود تنظیم شده‌اند.



simulation of an engine retrofitted with thrust vectoring capabilities," in *Gas Turbine India Conference 2019*, Vol. 83532, pp. V002T009A007.

[9] A. Gharbi, "Dynamic Simulation of a Turbofan Engine", M.S. thesis, Dept. Aerospace. Eng., Amirkabir Univ. of Technology, Tehran, Iran, 2008. (inPersian)

[10] S. Jafari panah, "Modeling And Functional characteristics Analysis of a Light Aircraft Engine (SATS)", M.S. thesis, Dept. of Aerospace. Eng., Tarbiat Modares Univ., Tehran, Iran, 2012. (inPersian)

[11] S. L. Dixon and C. A. Hall, *Fluid Mechanics and Thermodynamics of Turbomachinery*, 7th ed.: Elsevier, 2014.

[12] S. Farokhi, *Aircraft Propulsion*, 2th ed.: Wiley, 2014.

۶- برای این موتور توربوفن تک محوره جریان مخلوط، در حالت اعمال هر دو قید، هر تغییری در سطح مقطع شیبوره، باعث کاهش نیروی رانش خالص موتور نسبت به حالت مرجع خواهد شد.

۷- نتایج این تحقیق را نمی‌توان به انواع چند محوره موتور توربوفن تعمیم داد چرا که یکی از اثرات تغییر سطح مقطع شیبوره، می‌تواند تغییر در سرعت دورانی محورها باشد و این امکان وجود دارد که محورها، رفتار متفاوتی نشان دهند.

#### منابع و مراجع

[1] A. F. ElSayed, *Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines*, 2th ed. Boca Raton: CRC Press, 2008.

[2] H. Gong, "Numerical study of jet noise generated by turbofan engine nozzles equipped with internal forced lobed mixers using the lattice boltzmann method", M.S. thesis, Dept. Mech. Eng., McGill Univ., Montreal, Canada, 2013.

[3] J. Kurzke and I. Halliwell, *Propulsion and Power (An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling)*: Springer, 2018.

[4] J. Wachter and F. Koepf, "Advanced Exhaust Performance Modelling of Mixed Turbofan Engines: Less is More," in *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air 2009*, Vol. 48821, pp. 155-164.

[5] M. UIF, "The benefits of variable area fan nozzles on turbofan engines," in *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2011, pp. 226.

[6] B. Sankar, G. Gouda, V. Iyengar and J. Soumendu, "Study of design modification effects through performance analysis of a legacy gas turbine engine," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 12, 2020.

[7] R. H. Sundararaj, T. C. Sekar, R. Arora and A. Kushari, "Effect of nozzle exit area on the performance of a turbojet engine," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 116, 2021.

[8] R. H. Sundararaj, T. C. Sekar, R. Arora, A. N. Rao and A. Kushari, "Performance