

# طراحی خط سازگاری عملکرد توربین با کمپرسور در موتور توربو فن پهناد حاوی رانش های گرم و

## سرد

مدیر گروه مطالعات علوم مهندسی دانشگاه افسری امام علی (ع)، تهران، ایران، mirtabae\_58@yahoo.com

سید مصطفی میرطباطائی

دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران،  
mahdinami1400@ms.tabrizu.ac.ir

مهدی نامی خلیلهده

استاد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه تبریز، تبریز، ایران، s.ranjbar@tabrizu.ac.ir

فرامرز رنجبر\*

### چکیده

امروزه موتورهای توربو فن به دلیل داشتن نیروی پیشرانه بیشتر مورد توجه هستند. سازگاری عملکرد همزمان دو جز اصلی موتور توربو فن، کمپرسور و توربین از دغدغه های اصلی طراحان و سازندگان می باشد. چراکه منحنی های مشخصه عملکرد توربین و کمپرسور متفاوت و تقریباً مغایر می باشند و باعث واماندگی خواهند شد. برای جلوگیری از واماندگی، تعیین سازگاری دو جزء این نوع موتور اهمیت بسیاری دارد. حساسیت پارامترهای مختلف در طراحی این نوع موتورها بسیار زیاد بوده و دستیابی به شبیه سازی های از پیش محاسبه شده که بتوانند خطای محاسباتی کمتری داشته باشند، هزینه و زمان طراحی را کاهش خواهد داد. در این تحقیق یک شبیه سازی کم خطا برای محاسبه خط سازگاری موتورهای توربو فن طراحی شده است. در روند این تحقیق ابتدا پارامترهای متاثر بر خط سازگاری تعیین شده و سپس نحوه محاسبه آن استخراج و شبیه سازی شده است. با استفاده از مشخصات موتورهای RR- Trent 772-60 و PW - PW4098 اعتبارسنجی برای شبیه سازی انجام شده است. طبق آزمایش های انجام شده با میزان مصرف سوخت رانش با دقت خطا کمتر از ۰/۰۵ و مقدار نیروی رانش برای موتورهای مختلف کمتر از ۲۰۰۰ (پوند) محاسبه شده است. در آزمایش دیگر صحت تعیین خط سازگاری برای اجزای مختلف موتور توربو فن با استفاده از منابع موجود تایید شده است. از طرفی میزان دقت همپوشانی خط سازگاری شبیه سازی انجام شده، ۹۲ درصد برای موتور RR- Trent 772-60 و ۹۴/۲ درصد برای موتور PW - PW4098 بدست آمده است.

واژه های کلیدی: موتور توربو فن، رانش، سازگاری، کمپرسور، توربین، عملکرد.

## Designing The Matching Line of Turbine Performance with Compressor in UAV Turbofan Engine Containing Hot and Cold Thrusts

S. M. Mirtabae

Director of Engineering Sciences Department, Imam Ali Afsari University, Tehran, Iran

M. Nami Khalilehdeh

Department of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran

F. Ranjbar

Department of Mechanical Engineering, University of Tabriz, Tabriz, Iran

### Abstract

Turbofan engines have attracted a lot of attention due to their high propulsion power. Compatibility of the simultaneous operation of the two main components of the turbofan engine, i.e., compressor and turbine, is one of the main concerns of designers and manufacturers. Because the form of characteristic curves of turbine and compressor are different and almost contradictory and will cause stagnation. In order to prevent turbofan surge, determining the matching of different components of this type of motors has become very important. The sensitivity of different parameters in the design of these types of engines is very high and achieving pre-calculated simulations that can have less calculation error will reduce the cost and time of the design stage. In this research, a low-error simulation is designed to calculate the matching line of turbofan engines. In the stages of this research, first, the parameters affecting the matching line have been determined, and the method of calculating it has been extracted and simulated. Validation has been done for this simulation using the specifications of the RR-Trent 772-60, PW-PW4098 engines. According to the experiment performed, the thrust fuel consumption has been calculated with an error accuracy of less than 0.05 and the amount of thrust for different engines is less than 2000 (lbs). In another experiment, the correctness of determining the matching line for different components of the turbofan engine has been confirmed using the available resources. On the other hand, the accuracy of the overlap of the matching line of the simulation is 92% for the RR-Trent 772-60 engine and 94.2% for the PW-PW4098 engine.

**Keywords:** Turbofan engines, Thrust, Matching, Compressor, Turbine.

پیدا کرده اند. توربو فن یک کمپرسور فن بزرگ در جلوی موتور دارد که نسبت زیادی از هوا را به ترتیب از فن، میان فن و پوسته میگرداند و در انتهای موتور با گازهای داغ خروجی یکی می شوند و نیروی پیشرانه را

### ۱- مقدمه

توربو فن ها به دلیل قدرت پیشرانه بیشتر نسبت به سایر موتورهای موجود اهمیت ویژه ای در صنایع مختلف از جمله کاربردهای نظامی

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: s.ranjbar@tabrizu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۲/۰۳/۰۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۰۱

افزایش می‌دهد. موتور دستگاهی است که انرژی حرارتی حاصل از سوخت را تبدیل به انرژی مکانیکی نموده و موجب به حرکت درآوردن خودرو می‌شود [۱]. سوخت‌های مورد استفاده در موتور درون‌سوز عموماً شامل بنزین، گاز مایع<sup>۱</sup>، گاز طبیعی متراکم<sup>۲</sup>، هیدروژن، گازوئیل، سوخت جت، بیوگاز، بیودیزل، بیواتانول، و دیگر سوخت‌های زیستی است. موتورهایی که از سوخت‌های گازی تغذیه می‌کنند را موتورگازی می‌نامند. به همین ترتیب موتورهایی که از سوخت مایع استفاده می‌کنند را موتور سوخت مایع می‌نامند [۲]. موتور توربوفن، مدرن‌ترین نوع موتور پایه توربین گاز می‌باشد. موتورهای جت در سراسر جهان برای انواع مختلف هواپیما استفاده می‌شوند. این موتورها انواع مختلفی دارند که توربوفن یکی از آن‌ها می‌باشد. از این موتور در ساخت انواع پهپادها نیز استفاده می‌شود [۳]. توربوفن‌ها عملکرد بهتری نسبت به توربوجت‌های ساده دارند؛ زیرا حجم زیادی از هوا که از فن عبور می‌کند صرف ایجاد شتاب می‌شود. با توجه به میزان هوای کمی که از هسته موتور عبور می‌کند، نیروی پیشران تولیدی توسط این نوع فن‌ها بیشتر خواهد بود.

نمونه‌ای از موتور توربوفن در شکل ۱ نمایش داده شده است که هسته آن با یک فن در جلو و یک توربین اضافی در عقب احاطه شده است. فن و توربین فن، از پره‌های زیادی مانند کمپرسور هسته و توربین هسته تشکیل شده‌اند و به یک شفت اضافی متصل می‌شوند. همانند کمپرسور هسته و توربین، برخی از پره‌های فن با شفت می‌چرخند و برخی از پره‌ها ثابت می‌مانند. شفت فن به دلایل مکانیکی از شفت هسته عبور می‌کند. این نوع چیدمان موتور، دو قرقره ای نامیده می‌شود (یک قرقره برای فن، دیگری برای هسته). برخی از موتورهای پیشرفته، برای کارایی بهتر دارای قرقره‌های اضافی هستند.



شکل ۱- ساختار کلی توربوفن و اجزای تشکیل دهنده آن

این نوع موتورها از طریق یک سیستم محرکه (فن) نیروی رانش تولید می‌کنند و دستگاه پرواز کننده مانند پهپاد را از طریق هوا به حرکت در می‌آورند. جدیدترین پهپادها دارای موتور توربوفن هستند، زیرا این موتورها راندمان سوخت خوبی دارند و نیروی رانش بالایی ایجاد می‌کنند [۴].

عملکرد موتور توربوفن بسیار شبیه به موتور توربو پراپ است. در مجموع، هوای ورودی توسط ورودی موتور توربوفن به داخل کشیده می‌شود. مقداری از هوای ورودی از فن عبور کرده و به داخل کمپرسور

هسته وارد شده و سپس به مشعل راه پیدا می‌کند. در آنجا هوا با سوخت مخلوط شده و احتراق رخ می‌دهد. آگزوز داغ از میان هسته و توربین‌های فن عبور می‌کند و سپس از نازل خارج می‌شود. بقیه هوای ورودی از فن عبور می‌کند و پروانه دور موتور را دور می‌زند. هوای عبوری از فن دارای میزان اندک سرعت جریان آزاد است. بنابراین یک موتور توربوفن، بخشی از نیروی رانش خود را از هسته و مقداری از نیروی رانش خود را از فن می‌گیرد [۵].

فرآیند کار موتور توربوفن به این شکل است که ابتدا هوا از طریق یک فن به داخل موتور توربوفن مکیده شده و به دو مسیر مختلف تقسیم می‌شود. بخشی از هوا وارد هسته موتور شده که در آن احتراق اتفاق می‌افتد. قسمت دیگری از هوا که بای پس نامیده می‌شود، توسط یک مجرا به خارج از هسته موتور حرکت می‌کند. هوا پس از مکش، وارد یک کمپرسور کم فشار می‌شود که فشار هوا را برحسب نیاز افزایش داده و به داخل کمپرسور فشار قوی می‌فرستد [۶]. هنگامی که هوای کم فشار وارد کمپرسور پرفشار می‌شود، هوا را تا فشار بسیار بالا فشرده‌تر می‌کند و همچنین دمای آن را افزایش می‌دهد. کمپرسور پرفشار باعث می‌شود دمای هوا به قدری افزایش پیدا کند که وقتی با سوخت در محفظه احتراق تماس پیدا می‌کند، فرآیند احتراق خود به خود شروع شود. پس از احتراق مخلوط هوا و سوخت، گاز احتراق وارد توربین کم‌فشار و پرفشار می‌شود. سپس گازهای داغ در داخل توربین منبسط شده و با پره‌های توربین برخورد می‌کنند. پره‌های توربین، نیروی موردنیاز برای حرکت کمپرسور کم‌فشار و فن را از مخلوط احتراقی به دست می‌آورند. نیروی باقیمانده از مخلوط احتراقی، به سمت نازل آگزوز فرستاده می‌شود. وقتی گازهای خروجی وارد نازل می‌شوند، نازل انرژی فشاری آن‌ها را به سرعت تغییر داده و آن‌ها را به گازهایی با سرعت بالا تبدیل می‌کند. هنگامی که گازهای پرسرعت از نازل به اتمسفر تخلیه می‌شوند، نیروی رانشی ایجاد می‌کنند که پهپاد را به جلو حرکت می‌دهد. سرعت جریان هوای ایجادشده توسط فن، کمی بیشتر از سرعت جریان هوای آزاد است. به این جریان هوا، جریان هوای بای پس یا فن می‌گویند.

مطالعات مختلفی در مقالات صورت گرفته است که در آن موتورهای توربوفن با روش‌های ترمودینامیکی ارزیابی شده است. محدوده مطالعات بسته به انواع موتورهای توربوفن، تفاوت هواپیماهای مجهز به موتورهای توربوفن، تغییر در شرایط عملکرد موتورها، تفاوت در مقادیر رانش موتورها و تعداد قطعات و تعداد قرقره‌ها می‌تواند متفاوت باشد.

آیدین و همکاران [۷] کاربرد ترمودینامیکی موتور توربوفن بای پس بالا PW6000 را ارائه کرده است. در این مطالعه، شاخص‌های پایداری موتور مانند بازده آگزوزی، نسبت هدر رفت آگزوزی، ضریب تخریب آگزوزی، ضریب تأثیر محیطی و شاخص پایداری آگزوزی مورد بررسی قرار گرفت. شاخص‌های پایداری برای فازی که موتور در حالت برخواستن کار می‌کند به تفصیل ارزیابی شده است. آن‌ها پیشنهاد کردند که نتایج به دست آمده می‌تواند برای پایداری کردن موتور و بی ضررتر کردن موتور برای محیط زیست مورد استفاده قرار گیرد. توران [۸] تجزیه و تحلیل ترمودینامیکی یک موتور توربوفن را در ارتفاعات تغییر یافته انجام داد. ارتفاعی که موتور در آن کار می‌کند بین ۴۰۰۰ متر تا ۹۰۰۰ متر متغیر است. در این مطالعه با افزایش ارتفاع از ۴۰۰۰

<sup>1</sup> liquefied petroleum gas (LPG)

<sup>2</sup> compressed natural gas (CNG)

بسیار کم از پیشرانش فشاری<sup>۱۰</sup> نیز می‌گردد. هرچند طبق اصول علم مکانیک سیالات اگر جریان تراکم ناپذیر بود، تبدیل اختلاف نیروهای فشاری بالادست و پایین‌دست به رانش گشتاور میسر می‌شد ولی تراکم‌پذیری جریان‌ها این اجازه را نخواهد داد، لذا؛ براساس شرایط موجود اندکی پیشرانش فشاری باقی خواهد ماند. با توجه به اینکه مطالب علمی مربوط به سازگاری محور توربوکمپرسور کم‌فشار با محور توربوکمپرسور پرفشار در ادبیات موضوع موجود می‌باشد [۱۲]، باید تمامی اجزا موتور محرک نسبت بهم سازگار شوند. سازگاری عملکرد همزمان دو جز اصلی موتور توربوپن یعنی کمپرسور و توربین یکی از دغدغه‌های اصلی طراحان و تولید کنندگان می‌باشد. چراکه فرم منحنی‌های مشخصه عملکرد توربین و کمپرسور متفاوت و تقریباً معیار هم می‌باشد بطوریکه با افزایش نسبت فشار جریان در کمپرسور رسیدن به حالت واماندگی نزدیکتر شده و بالعکس، در توربین با کاهش نسبت فشار به سمت واماندگی متقارب می‌گردد [۱۰].

در این تحقیق تلاش شده است تا ابزار شبیه‌سازی برای طراحی خط‌سازگاری موتور توربوپن ایجاد گردد، به طوری که کمترین خطا را نسبت به کارکرد اصلی این نوع موتورها داشته باشیم. در این راستا به موتور RR- Trent 772-60، PW - PW4098 و برای اعتبارسنجی این ابزار مورد استفاده قرار خواهد گرفت. سهم این مقاله اولاً در تعیین کارایی خط‌سازگاری با استفاده از پارامترهای مختلف در موتورهای توربوپن می‌باشد به طوری که این شبیه‌سازی به دنیای واقعی نزدیک باشد. خطای کمتر به معنای نزدیک بودن به عملکرد موتور در دنیایی واقعی است. این ابزار کمک خواهد کرد تا در حین طراحی یک توربوپن بتوان همه‌ی جنبه‌های مختلف تاثیرگذار بر عملکرد خط‌سازگاری را بررسی کرد. این باعث خواهد شد تا به سعی و خطای کمتری نیاز باشد. استفاده از این ابزار کمک خواهد کرد تا به مقادیر بهینه هر یک از پارامترهای تشکیل دهنده اجزای موتور توربوپن دست یافت. می‌توان نوآوری‌های این تحقیق را در بندهای زیر خلاصه کرد:

- ۱- شبیه‌سازی انواع توربوپن با استفاده از اطلاعات مربوط به موتور و شرایط محیطی
- ۲- محاسبه خط‌سازگاری بدون نیاز به آزمایش‌های تجربی و با استفاده از شبیه‌سازی دقیق طراحی شده.
- ۳- بدست آوردن مقادیر بهینه عوامل توربوپن برای طراحی موثر و خط‌سازگاری به طوری که خطا کاهش یابد.

## ۲- طراحی شبیه‌ساز

تعیین خط‌سازگاری بین کمپرسور و توربین یک مسئله بسیار حیاتی است که عدم وجود تعادل بین کارکرد این دو جز توربوپن باعث می‌شود تا موتور به نقطه واماندگی نزدیک شود که منجر به سقوط خواهد شد. شبیه‌سازی این مسئله و تعیین خط‌سازگاری باعث خواهد شد تا بتوانیم تعادل کارکرد موتور توربوپن را در شرایط مختلف بررسی کنیم و از احتمال وقوع آزمایش‌های ناموفق در دنیای واقعی جلوگیری به عمل آوریم. این مسئله به حدی حیاتی می‌باشد که حتی سازندگان موتورهای توربوپن این فناوری و اساس این آزمایش‌ها را انتشار

متر به ۹۰۰۰ متر، راندمان آگزژی موتور توربوپن کاهش می‌یابد. در مطالعه دیگری توران و همکاران [۹] تجزیه و تحلیل یک هواپیمای تجاری مجهز به موتور توربوپن JT8D را در حالت عملیات برخاست انجام دادند. مطالعه دیگری که بر روی هواپیماهای مدرن انجام شده است متعلق به حسن است [۱۰]. نویسندگان در مطالعه خود گفت که روش‌های تحلیل ترمودینامیکی ابزاری قدرتمند در ارزیابی پارامترهای طراحی و عملکرد سیستم‌ها هستند. این مطالعه بر تولید آنتروپی در فن که جزء موتور است تمرکز دارد.

شهرت و همکاران [۱۱] تجزیه و تحلیل آگزژی موتور توربوپن یک وسیله نقلیه هوایی بدون سرنشین را در امتداد یک مسیر ماموریت تعریف شده ارائه کرد. آن‌ها یک مدل موتور ایجاد کرده اند تا این وسیله نقلیه هوایی بدون سرنشین بتواند ماموریت خود را در طول مسیر تعریف شده انجام دهد.

سازگاری عملکرد همزمان توربین و کمپرسور یکی از دغدغه‌های اصلی طراحان و تولید کنندگان موتورهای جت می‌باشند. در موتورهای جت فرم‌های منحنی مشخصه عملکرد توربین و کمپرسور با یکدیگر تفاوت دارند و تقریباً باید معیار هم باشند، بطوریکه با افزایش میزان فشار جریان در کمپرسور، به حالت واماندگی نزدیک‌تر شود. ولی در توربین با کاهش میزان فشار جریان، به سمت واماندگی نزدیک می‌شود. از طرف دیگر شرایط کاری این دو عضو اصلی موتورهای جت، با توجه به حالت‌های برخاستن<sup>۱</sup>، کروز<sup>۲</sup> و فرودآمدن<sup>۳</sup> بخصوص در عملیات جنگی و حالت مانور، که فاصله زمانی استفاده از موتور کوتاه‌تر است و عملاً در وضعیت خارج از محدوده طراحی قرار می‌گیرد، بسیار مهم‌تر است و موجب تغییر موقعیت خط‌سازگاری<sup>۴</sup> می‌شود. در نتیجه با توجه به نوع موتور، شرایط استفاده و حالت‌های کاری پایا یا ناپایا در محدوده خط‌سازگاری طوری انتخاب می‌شود که هیچ یک از این دو عضو اصلی به واماندگی<sup>۵</sup> نرسد.

موتور توربوپن معمولاً نیروی رانش<sup>۶</sup> بیشتری نسبت به سایر موتورهای جت دارد و از دو محور<sup>۷</sup> استفاده می‌کند. یکی از محورهای متعلق به فن و توربین رانش سرد<sup>۸</sup> با کمپرسور رانش سرد می‌باشد. و محور دیگر متعلق به توربین رانش گرم با کمپرسور رانش گرم می‌باشد. وجود فن موجب تحریک و جابجایی حجم زیادی از هوا در مرحله رام<sup>۹</sup> خواهد شد. یک بخش از آن با دبی جریان سرد فقط از قطر بزرگ عبور می‌کند و پیشرانش مقدار حرکتی سرد را تولید می‌کند [۷]. همچنین بخش دیگر جریان هوا را از موتور مرکزی عبور می‌دهد که شامل عبور از کمپرسور کم فشار، کمپرسور پرفشار، محفظه احتراق، توربین پرفشار، توربین کم فشار و نهایتاً قطر خروجی است که پیشرانش مقدار حرکتی گرم را تولید می‌کند. همچنین مطابق عملکرد موتورهای جت، اختلاف فشار و مساحت مقطع ورودی و خروجی باعث ایجاد میزان

<sup>1</sup> Takeoff

<sup>2</sup> cruise

<sup>3</sup> Landing

<sup>4</sup> Matching Line

<sup>5</sup> Surge

<sup>6</sup> Thrust

<sup>7</sup> Twin spool

<sup>8</sup> LP

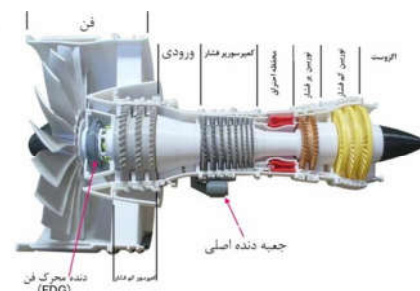
<sup>9</sup> RAM

<sup>10</sup> Pressure Thrust

نمی‌دهند و یک مسئله سری در طراحی موتور می‌باشد. شبیه سازی طراحی شده در این تحقیق مسئله مورد نظر را پوشش می‌دهد و هدف از طراحی آن بررسی کارکرد موتور توربوفن با استفاده از پارامترهای مختلف می‌باشد که مهم‌ترین هدف آن طراحی خط سازگاری می‌باشد. فرضیات مختلفی برای این شبیه سازی در نظر گرفته شده است تا بتوانیم نتایج حاصل از محاسبات این ابزار را به دنیای واقعی نزدیک کنیم.

## ۲-۱- معماری کلی نرم افزار شبیه ساز

این شبیه ساز با تجزیه و تحلیل یک توربوفن غیرسوختی با کمترین فرضیات ایده‌آل طراحی شده‌است. محاسبات در هر مرحله با طی این روند به نتیجه رسیده‌است. این مراحل در شکل ۲ قابل مشاهده است.



شکل ۲- طرحواره مراحل مختلف شبیه سازی بر روی اجزای توربوفن

- جریان آزاد ۲. فشرده‌سازی رام فن ۳. کمپرسور ۴. محفظه احتراق ۵. توربین ۶. نازل هسته ۷. خروجی فن ۸. خروجی هسته

برای طراحی شبیه ساز ابتدا روابط اساسی ترمودینامیک موتور توربوفن استخراج شده است، که در ادامه تشریح خواهد شد. ورودی‌های زیادی برای ساخت و شبیه سازی یک موتور توربو فن مورد نیاز است. ابتدا باید نسبت فشار فن و نسبت تراکم را پیدا کرد. برای بسیاری از موتورهای این مقادیر به صورت برخط در دسترس هستند. نسبت گرمای ویژه برای هر دو هوای سرد و هوای گرم به همراه گرمای ویژه فشار ثابت آن‌ها نیز باید مشخص باشد. این مقادیر برای یافتن نسبت دما و فشار در هر مرحله استفاده می‌شود. فاکتورهای پلی‌تروپیک که نسبت کار ایده‌آل به آدیاباتیک است برای کمپرسور، توربین و فن نیز مورد نیاز است. با فرض واقعی، بازدهی ناشی از اصطکاک و احتراق ناقص کاهش می‌یابد. فاکتورهای مذکور در راندمان مکانیکی، راندمان نازل و راندمان احتراق تاثیر گذار است. خواص سوخت را نیز باید در شبیه سازی اضافه کرد. سوخت‌های هیدروکربنی از نظر محتوای کربن و ترکیب شیمیایی متفاوت هستند. ورودی سوخت، دمای شعله و مقدار گرمایش به این ترکیب بستگی دارد. در نهایت، عدد ماخ<sup>۱</sup> و دمای جریان آزاد مورد برای شبیه سازی نیاز است. این مقادیر در طول شبیه سازی متفاوت است و در هر تکرار چرخه به موتور وارد می‌شود.

جدول ۱- پارامترهای مورد استفاده در شبیه سازی

ردیف	پارامتر	ردیف	پارامتر
۱	عدد ماخ جریان آزاد	۹	دمای شعله
۲	نسبت بای پاس	۱۰	فاکتور پلی تروپیک، فن
۳	نسبت تراکم	۱۱	فاکتور پلی تروپیک، توربین
۴	نسبت فشار فن	۱۲	راندمان احتراق
۵	ارتفاع فعلی موتور	۱۳	راندمان مکانیکی
۶	نسبت فشار حداکثر در هنگام کاهش سرعت	۱۴	کارایی نازل
۷	فاکتور پلی تروپیک، کمپرسور	۱۵	نسبت فشار جریان آزاد و هسته
۸	مقدار گرمایش سوخت	۱۶	نسبت فشار جریان آزاد و فن

به منظور خروجی دقیق، رانش، مصرف ویژه سوخت رانش<sup>۲</sup>، صدای موتور، و انتشار کربن دی اکسید در طول در طراحی شبیه ساز توربوفن، در نظر گرفته شده است. برای محاسبات شبیه سازی در ادامه به ترتیب هر یک اجزای تشکیل دهنده شبیه ساز طراحی شده تشریح خواهد شد.

## ۲-۲- الگوریتم و معادلات محاسبه مربوط به خط‌سازگاری

الگوریتم محاسبه شرایط خارج از نقطه طراحی موتور در شکل ۳ بیان شده است. بر اساس این فلوجارت، پارامترهای ورودی آن در جدول ۲ معرفی شده است. برای محاسبه خط‌سازگاری به سه دسته از متغیرها نیاز داریم. این متغیرها به پارامترهای طراحی، پارامترها با مقدار ثابت، و پارامترهای وابسته تقسیم‌بندی می‌شوند. پارامترهای طراحی و پارامترهای با مقدار ثابت، جزء ورودی‌ها و پارامترهای وابسته جزء خروجی‌های شبیه‌سازی محسوب می‌شوند. مقادیر محاسبات فن و کمپرسور که در فلوجارت شکل ۳ نمایش داده شده است که شامل محاسبات مربوط به نسبت دما و نسبت فشار سکون فن و کمپرسور است. بخش محاسبات مربوط به نازل خروجی شامل محاسبه نسبت فشار و دمای نازل خروجی و نازل کنارگذر است و همچنین بررسی نازل‌ها خفه شونده، می‌باشد. بخش محاسبات عملکرد کلی موتور شامل محاسبه نیروی پیشران، مصرف سوخت و نسبت سوخت کلی است.

<sup>2</sup> Thrust-specific fuel consumption

<sup>1</sup>Mach number

همچنین با دانستن نسبت فشار کمپرسور و روابط آیزنتروپیک میتوان فشار و دمای سکون خروجی از کمپرسور را با توجه به رابطه (۴) محاسبه نمود:

$$T_{03} = T_{02} \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \quad (4)$$

اگر فرض کنیم که  $\left( \frac{P_{02}}{P_a} \right) > \left( \frac{P_{02}}{P_c} \right)$  برقرار باشد، می‌توان این نتیجه را گرفت که سیال از کانال عبور می‌کند و انبساط جریان درون نازل تا فشار اتمسفر، رخ می‌دهد. با استفاده از روابط آیزنتروپیک می‌توان افت دما نازل مجرای کنار گذر را طبق رابطه (۵) بدست آورده و محاسبه نمود:

$$P_{18} = P_a \rightarrow T_{02} - T_{018} = \frac{1}{\eta_j} T_{02} \left[ 1 - \left( \frac{P_{02}}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (5)$$

بعد از آنکه افت دما نازل مجرای کنارگذر محاسبه شد، سرعت خروجی هوا از مجرای کنارگذر را نیز بصورت زیر محاسبه می‌شود:

$$C_8 = (2C_p(T_{02} - T_{08}))^{0.5} \quad (6)$$

$$\dot{m} = \frac{\dot{m}_p}{\beta + 1} \quad (7)$$

رابطه (۷) بیان می‌کند که با مشخص شدن سرعت خروجی مجرای کنارگذر و معلوم بودن دبی جرمی هوای ورودی به موتور و نسبت جت کنارگذر می‌توان دبی جرمی هوای ورودی به مجرای کنارگذر را بدست آورد. با مشخص شدن دبی ورودی به مجرای کنارگذر و سرعت خروجی هوا از مجرای کنارگذر با توجه به رابطه (۸) می‌توان رانش ناشی از فن را محاسبه نمود که در اصطلاحا رانش سرد گفته می‌شود:

$$F_c = \dot{m} C_{18} \quad (8)$$

ذکر این نکته لازم است که پس از مشخص شدن رانش ناشی از فن، رانش ناشی از موتور محاسبه می‌شود.

با مشخص شدن مقادیری از جمله افت فشار کل محفظه، راندمان حرارتی محفظه و دمای ورودی به توربین می‌توان فشار کل خروجی و نسبت سوخت به هوای محفظه احتراق را محاسبه نمود. سیال با دمای سکون و فشار سکون وارد محفظه احتراق می‌شود و با استفاده از رابطه (۹) و بر مبنای متغیرهای ورودی و متغیرهای خروجی محاسبه می‌شود. با لحاظ نمودن افت فشار نسبی فشار سکون در محفظه احتراق که ناشی از مسائلی چون اختلاط و نیروی پسای مسیر سیال می‌باشد، داریم:

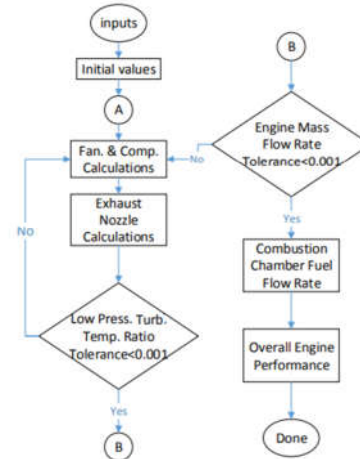
$$P_{04} = P_{03}(1 - \Delta p_b) \quad (9)$$

از طرفی با لحاظ نمودن میزان افزایش دمای سکون در محفظه احتراق، با توجه به رابطه (۱۰) دمای سکون خروجی از محفظه به دست می‌آید:

$$T_{04} = T_{03} + \Delta T_{0b} \quad (10)$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{(C_{pg}T_{04} - C_{pa}T_{03})}{(h_{PRgb} - C_{pg}T_{04})} \quad (11)$$

با محاسبه اختلاف دما محفظه احتراق و همچنین دما ورودی به محفظه احتراق و با مشخص بودن ارزش حرارتی سوخت مورد استفاده می‌توان نسبت جرم سوخت به هوا را به دست آورد که این موضوع در رابطه (۱۱) نمایش داده شده است. رابطه‌های ۱۲ و ۱۳ نشان می‌دهد که مقادیر محاسبه شده از قبیل دما در ورودی و خروجی از هر یک از



شکل ۳- بلوک دیاگرام نحوه محاسبه عملکرد موتور در شرایط خارج از نقطه طراحی

جدول ۲- پارامترهای ورودی و خروجی برای محاسبه خط سازگاری

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 خنک کننده اول	نسبت فشار و دمای سکون کمپرسور فشار بالا
۵	-	نسبت دما و فشار سکون توربین فشار بالا	نسبت فشار و دمای سکون توربین کم فشار
۶	-	نسبت دما و فشار سکون مخلوطکننده خنک کننده 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	-

محاسبات از ابتدا بدین صورت است که سیال با دما و فشار صفر (سکون) وارد فن می‌گردد. با استناد و استفاده از روابط (۲) و (۱)، می‌توان متغیرهای ورودی و خروجی را بدست آورد و همچنین با دانستن نسبت فشار فن، فشار سکون خروجی فن قابل محاسبه است [۱۳].

$$\pi_f = \frac{P_{02}}{P_{01}} \quad (1)$$

$$P_{02} = \pi_f P_{01} \quad (2)$$

با در نظر گرفتن روابط آیزنتروپیک و مشخص بودن نسبت فشار فن، می‌توان اختلاف دمای دو طرف فن را بدست آورد:

$$\left( \frac{T_{02}}{T_{01}} \right) = \left( \frac{P_{02}}{P_{01}} \right)^{\frac{n-1}{n}} \quad (3)$$

$$T_{stag}^5 = T_0 * FTR \quad (22)$$

$$Mach \quad (23)$$

$$= \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma_c - 1} * FTR\right) * Ram\ Temperature\ Ratio - 1}$$

$$Fan\ Exit\ Velocity = Mach * Ambient\ Speed\ of\ Sound \quad (24)$$

$$\eta_F = \frac{(1 - FTR)}{1 - FTR^{\frac{1}{\eta_t}}} \quad (25)$$

در این روابط Pif نسبت فشار فن تعریف شده و در رابطه (۲۲ و ۲۱) P0، T0 به ترتیب فشار هوای جریان آزاد و دمای هوای جریان آزاد بوده و واحد آن lb/ft<sup>2</sup> می باشد. همچنین منظور از Ambient Speed of Sound سرعت صدای محیطی بوده و با واحد [ft/s] سنجیده می شود. روابط مربوط به توربین و تمامی روابط مورد نیاز برای شبیه سازی ادامه ذکر شده است. به این ترتیب نسبت دمای توربین از رابطه زیر بدست می آید:

$$TTR^6 = 1 - \left(\frac{1}{\eta_m * (1 + f)}\right) * \frac{Ram\ Temperature\ Ratio}{OTR} \quad (26)$$

$$* (CTR - 1 + \alpha * (FTR - 1)) Turbine\ Stagnation\ Temperature$$

دمای رکود توربین عبارت است از:

$$TST^7 = TTR * T_{04} \quad (27)$$

نسبت فشار توربین نیز این چنین قابل محاسبه است:

$$Pit = TTR^{\frac{\eta_t * \gamma_t}{\gamma_t - 1}} \quad (28)$$

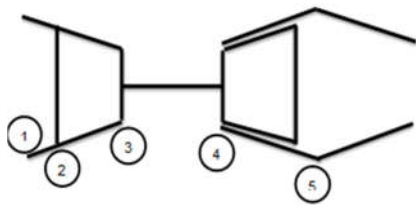
فشار رکود توربین نیز برابر است با:

$$TSP^8 = Pit * Combustion\ Pressure \quad (29)$$

و در نهایت بازده توربین عبارت است از:

$$\eta_t = \frac{(1 - TTR)}{(1 - (TTR)^{\frac{1}{\eta_t}})} \quad (30)$$

حال نیازمند محاسبات نهایی مربوط به طراحی خط سازگاری بین توربین و کمپرسور می باشیم. برای درک راحت تر روابط و اندیس های استفاده شده در روابط شکل ۴ می تواند بسیار مفید باشد.



شکل ۴- طرحواره مربوط به روابط خط سازگاری

می دانیم که:

$$\frac{Compressor\ Work}{mass\ flow\ Rate} = \frac{Turbine\ Work}{mass\ Flow\ Rate} \quad (31)$$

پس می توان رابطه (۳۲) را بصورت زیر نوشت و سپس به ساده

کمپرسورها، می توان کار مورد نیاز برای هر یک از توربین های کم فشار و پرفشار را محاسبه نمود:

$$T_{04} - T_{04.5} = \frac{C_{pa}}{(\eta_m C_{pg})(T_{03} - T_{02})} \quad (12)$$

$$T_{05} - T_{04.5} = \frac{(\beta + 1)C_{pa}}{(\eta_m C_{pg})(T_{02} - T_0)} \quad (13)$$

برای محاسبات سرعت فن ورودی داریم:

$$m_g = th * (d * 30 + 300) * Rho_0 \quad (14)$$

$$= 1000 * ((0.769 * M_0) + 0.346)$$

که رابطه (۱۴) بطور کامل در [۱۳] استفاده شده است. برای محاسبه نسبت دمای تراکم در موتور توربوفن از رابطه زیر استفاده می کنیم:

$$CTR = pic^{g_c - 1} / (g_c * e_c) \quad (15)$$

که در رابطه (۱۵) pic نسبت تراکم و gc نسبت گرمای ویژه می باشد که برابر با ۱/۴ در نظر گرفته شده است. و همچنین ec فاکتور پلی تروپیک در کمپرسور می باشد که متناسب با نوع کمپرسور در نظر گرفته خواهد شد. بنابراین با در نظر گرفتن روابط (۱۵ و ۱۴) راندمان کمپرسور از رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$\eta_c = (pic^{g_c - 1} / g_c) - 1 / (CTR - 1) \quad (16)$$

محاسبه روابط مربوط به محفظه احتراق بدین صورت است که در این روابط احتراق ایده آل برابر با ۱ در نظر گرفته شده و با Pib نشان داده شده است لذا برای محاسبه نسبت دمای احتراق خواهیم داشت:

$$COTR^1 = \frac{T_{04}}{T_{03}} \quad (17)$$

که در رابطه (۱۷) T04 دمای شعله و T03 دمای رکود می باشد. همچنین برای نسبت دمای کلی از رابطه زیر استفاده می شود که در آن cpt همان گرمای ویژه هوای گرم می باشد و برابر با [BTU/lmb-R] ۰/۲۷۶ بوده و نیز cpc که گرمای ویژه هوای سرد بوده برابر با [BTU/lmb-R] ۰/۲۴ می باشد. همچنین با استفاده از این رابطه نسبت جریان جرم سوخت به هوا را نیز محاسبه می شود:

$$OTR^2 = \frac{cpt * T_{04}}{cpc * T_0} \quad (18)$$

$$f = \frac{OTR - (Ram\ Temperature\ Ratio * CTR)}{\eta_c * hpr / (cpc * T_0) - OTR * et} \quad (19)$$

در رابطه (۱۹) hpr ارزش گرمایش سوخت بوده و et فاکتور پلی تروپیک توربین می باشد. در ادامه به محاسبات مربوط به طراحی فن موتور توربوفن پرداخته شده است. در این روابط منظور از ef فاکتور پلی تروپیک فن بوده و نسبت دمای فن، فشار رکود، دمای رکود، عدد ماخ در خروجی فن، سرعت اغزوز فن و در نهایت بازده فن به ترتیب قابل محاسبه است که در زیر آمده شده است.

$$FTR^3 = \frac{Pif^{g_c - 1}}{g_c * ef} \quad (20)$$

$$P_{stag}^4 = P_0 * Pif \quad (21)$$

<sup>5</sup> Stagnation Temperature

<sup>6</sup> Turbine Temperature Ratio

<sup>7</sup> Turbine Stagnation Temperature

<sup>8</sup> Turbine Stagnation pressure

<sup>1</sup> Combustion Temperature Ratio

<sup>2</sup> Overall Stagnation Temperature

<sup>3</sup> Fan Temperature Ration

<sup>4</sup> Stagnation Pressure

$$\varepsilon_1 = \frac{m_{c1}}{m_c} = \frac{\text{دبی جرمی خنک کننده شماره یک}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} \quad (46)$$

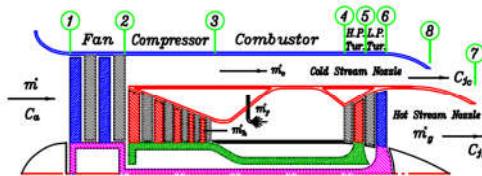
$$\varepsilon_2 = \frac{m_{c2}}{m_c} = \frac{\text{دبی جرمی خنک کننده شماره دو}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} \quad (47)$$

$$f = \frac{m_{c1}}{m_c} = \frac{\text{دبی جرمی سوخت}}{\text{دبی جرمی هوای ورودی به محفظه احتراق}} \quad (47)$$

این معادلات و روابط استخراج شده با توجه به الگوریتم ذکر شده و با ترتیب بیان شده برای شبیه سازی استفاده شده است و پایه کدنویسی و شبیه سازی مدل مربوطه را تشکیل می‌دهد و این معادلات را بصورت بخش به کد تبدیل نموده و در آخر با ترکیب این روابط و حل آن‌ها و داده‌دهی موتورهای مختلف مورد بررسی قرار خواهد گرفت و خط سازگاری برای هر موتور با توجه پارامترهای مختلف قابل محاسبه خواهد بود.

### ۳- نتایج ارزیابی شبیه سازی

در شکل ۵ دید از روبروی یک موتور توربوفن بصورت اختصاصی در نرم افزار اتوکد طراحی شده و شماره گذاری گردیده است و این شماره‌گذاری مبنای مدل سازی و تحلیل خواهد بود همچنین جدول ۳ مشخص می‌نماید که هر شماره مربوط به کدام قسمت موتور توربوفن می‌باشد.



شکل ۵- دید روبروی موتور توربوفن طراحی در شبیه سازی و پارامترهای استفاده شده

جدول ۳- توضیح شماره گذاری سیستم توربوفن طراحی شده

برای شبیه سازی

شماره در سیستم	سیستم توربوفن
۱	ورودی فن
۲	خروجی فن و ورودی کمپرسور
۳	خروجی کمپرسور و ورودی محفظه احتراق
۴	ورودی توربین فشار قوی
۵	خروجی توربین فشار قوی و ورودی توربین فشار ضعیف
۶	خروجی توربین فشار ضعیف و ورودی نازل
۷	خروجی نازل

برای یک موتور معین مقادیر ثابتی در نظر گرفته شد و عبارتند از قطر (d)، ثابت گاز (R)، توان آدیاباتیک (Y)، سرعت دورانی (N) و سرعت محیطی (C). جدول ۴ توضیح پارامترهای ثابت پرداخته و مقادیر آن را مشخص می‌نماید.

سازی آن در رابطه های (۳۳ و ۳۴) پرداخت.

$$\dot{m} C_{pa} (T_{03} - T_{02}) \quad (32)$$

$$= \frac{\dot{m}_a}{(\dot{m}_a + \dot{m}_f) C_{pg} (T_{04} - T_{05})} \quad (33)$$

$$C_{pa} (T_{03} - T_{02}) = C_{pg} (T_{04} - T_{05}) \quad (33)$$

$$C_{pa} T_{02} \left( \frac{T_{03}}{T_{02}} - 1 \right) = C_{pg} T_{04} \left( 1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \quad (34)$$

بنابراین معادله (۳۵) برای شرایط ایده آل و واقعی است.

$$\frac{C_{pa} T_{02}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1 \right] \quad (35)$$

$$= \eta_t C_{pg} T_{04} \left[ 1 - \left( \frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} \right]$$

حال به معادله (۳۵) بازده مکانیکی را نیز اضافه می‌کنیم و پس از

بازنویسی به معادله  $\eta_m$  یعنی بازده مکانیکی در رابطه (۳۶) نمایان

می‌شود.

$$\frac{C_{pa} T_{02}}{\eta_c} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1 \right] \quad (36)$$

$$= \eta_m \eta_t C_{pg} T_{04} \left[ 1 - \left( \frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} \right]$$

حال با رابطه‌های محاسبه شده از بخش‌های مربوط به توربین

و کمپرسور در نهایت می‌توان نسبت فشار توربین<sup>۱</sup> و نسبت فشار

کمپرسور<sup>۲</sup> را بدست آورد که عبارت است از:

$$TPR = \frac{P_{05}}{P_{04}} = \left[ 1 - \frac{C_{pa} T_{02}}{\eta_c \eta_t C_{pg} T_{04}} \left[ \left( \frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} - 1 \right] \right]^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad (37)$$

$$CPR = \frac{P_{03}}{P_{02}} = \left[ 1 - \frac{\eta_c \eta_t C_{pg} T_{04}}{C_{pa} T_{02}} \left[ 1 - \left( \frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma_a - 1}{\gamma_a}} \right] \right]^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad (38)$$

در نهایت برای محاسبه دبی جرمی و افت فشار روابط زیر برقرار

می‌گردد:

$$\dot{m}_{hot} = \dot{m} / B + 1 \quad (39)$$

$$\dot{m} = 3747.833 * \frac{P_{01}}{\sqrt{T_{01}}} \quad (40)$$

$$\dot{m}_{cold} = B * \dot{m} / B + 1 \quad (41)$$

$$82320 * f = ((1.147 * f) + 2.152) * (T_{04} - T_{03}) \quad (42)$$

که با توجه به [۱۴]، مقدار B برابر با ۳ در نظر گرفته شده است و

f نشان دهنده، افت فشار می‌باشد. از طرف دیگر روابط مربوط به خنک

کاری که پارامترهای بدون بعد محسوب می‌شوند در زیر بیان شده

است:

$$\alpha = \frac{m_f}{m_c} = \frac{\text{دبی جرمی جریان کنار گذر}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} \quad (43)$$

$$\beta_1 = \frac{m_{b1}}{m_c} = \frac{\text{دبی جرمی هواگیر شماره یک}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} \quad (44)$$

$$\beta_2 = \frac{m_{b2}}{m_c} = \frac{\text{دبی جرمی هواگیر شماره دو}}{\text{دبی جرمی هسته اصلی موتور}} \quad (45)$$

<sup>1</sup> TPR

<sup>2</sup> CPR

جدول ۴- مقادیر پارامترهای ثابت در مدل سازی

ردیف	پارامتر	مقدار	واحد
۱	قطر فن	۰/۹۲۴۱	M
۲	ثابت گاز	۰/۲۸۶۷	J·kg-1·K-1
۳	توان آدیباتیک گاز	۱/۳۳۳	KJ/kg-K
۴	توان آدیباتیک هوا	۱/۴۴۴	KJ/kg-K
۵	سرعت دورانی	۲۰۳۶۵	RPM
۶	سرعت محیطی	۵۰۰	Km/h

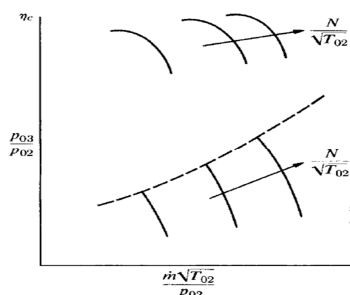
۲۰۰۰ پیدا کرده است که این مقادیر اختلاف قابل چشم پوشی هستند. موتور توربوفن RR- Trent 772-60 دومین موردی می باشد که تحت آزمایش قرار گرفته است [۱۶]. جدول ۶ مقادیر شبیه سازی شده و نیایی واقعی را برای این موتور توربوفن گزارش کرده است. در مقایسه نتایج دو سطر از این جدول مشاهده می شود که اختلاف در میزان مصرف سوخت کمتر از ۰,۰۵ می باشد و میزان اختلاف محاسبه نیروی رانش در حین برخواستن و کروز بین ۱۰۰۰ تا ۲۰۰۰ می باشد که این اختلاف در نیروهایی به این بزرگی قابل چشم پوشی می باشد. این دو آزمایش نشان می دهد که مدل موتور شبیه سازی شده به طور دقیق هر یک از این تنظیمات، موتور را در شرایط مختلف پیش بینی می کند.

جدول ۶- مقادیر واقعی و شبیه سازی شده برای موتور

Trent77260

مدل موتور	رانش برخواستن	مصرف ویژه سوخت رانش برخواستن	رانش کروز	مصرف ویژه سوخت رانش کروز	وزن خالص
RR-Trent 772-60	۷۱۱۰۰	۰/۳	۱۱۵۰۰	۰/۵۶۵	۱۰۵۵۰
نتایج شبیه سازی	۷۲۲۹۵/۶۷۶۷	۰/۳۴۵۷	۱۱۸۲۳/۵۷۲۱	۰/۶۱۰۰	۱۰۵۵۸/۱۱۲۷

تحقیق های صورت گرفته در مورد خط سازگاری کمپرسور منحنی، شکل ۶ نشان می دهد که خط سازگاری کمپرسور باید به شکل زیر باشد لذا از مرجع [۱۶] برای اعتبار سنجی داده های حاصل از شبیه سازی استفاده نموده و صحت درستی آن اطمینان حاصل خواهیم نمود. در این راستا باید تمامی نمودارهای بدست آمده از محاسبات شبیه سازی با مراجع هم خوانی داشته باشند. به دلیل اینکه برای موتورهای توربوفن این خط سازگاری یک مشخصه سری می باشد برای تطبیق با منابع فقط می توان از شکل و روند کلی نمودارهای خط سازگاری به این مهم پی برد. بنابراین در این آزمایش مبنای صحت سنجی پیروی خطوط سازگاری پیدا شده از منابع مختلف می باشد. به این دلیل در ادامه برای سه ارتفاع ۱۳۵۰، ۱۹۰۰ و ۲۴۵۰ طرح خط سازگاری برای هر یک از اجزای موتور توربوفن محاسبه خواهد شد.



شکل ۶- منحنی سازگاری کمپرسور

در ادامه دو آزمایش کلی برای ارزیابی شبیه سازی و محاسبات طراحی شده است. بر این اساس ابتدا دو موتور PW4098 - PW - RR- Trent 77-60 که اطلاعات آن ها به صورت کامل در اسناد GE90 تعریف شده اند، برای صحت سنجی شبیه سازی انتخاب شده اند [۱۵]. هدف از این آزمایش مقایسه اختلاف بین نتایج مختلف مربوط به رانش های محاسبه شده توسط شبیه سازی و مقادیر آزمایش شده دنیای واقعی می باشد. در آزمایش بعدی خط سازگاری برای موتور PW - PW4098 در ارتفاعات مختلف طراحی خواهد شد تا از کارکرد صحیح محاسبات و شبیه سازی اطمینان حاصل شود.

### ۳-۱- اعتبارسنجی شبیه سازی با محاسبه رانش برای

#### موتورهای مختلف

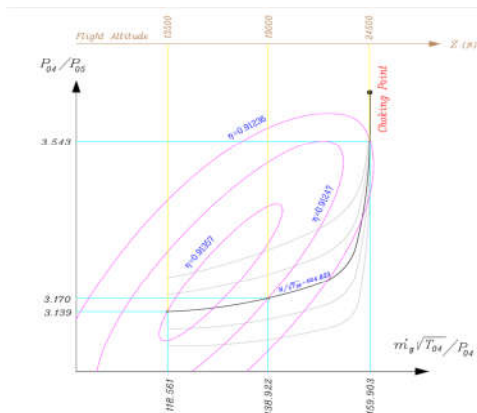
به دلیل سری بودن اطلاعات مربوط به خط سازگاری در تکنولوژی های مربوط به توربوفن ها دسترسی به اطلاعات موتورهای مورد نظر نیز امکان پذیر نمی باشد ولی همانطور که در قسمت های قبل ذکر شد این مقدار از طریق رانش قابل محاسبه است. بنابراین برای اعتبارسنجی شبیه سازی نیز از مقادیر رانش ها استفاده شده است که نشان دهنده صحت محاسبات خط سازگاری موتورهای مورد بررسی است. ابتدا موتور با مدل pw-pw4098 برای شبیه سازی و صحت سنجی انتخاب شده است. طبق [۱۵] اطلاعات این موتور به صورت عمومی در جدول ۵ آمده است.

جدول ۵- مقادیر واقعی و شبیه سازی شده برای موتور pw ۴۰۹۸

مدل موتور	رانش برخواستن	مصرف ویژه سوخت رانش برخواستن	رانش کروز	مصرف ویژه سوخت رانش کروز	وزن خالص
PW - PW4098	۱۶۵۰۰	۵۸۱/۰	۱۴۰۰۰	۳۹۱/۰	۹۸۰۰۰
نتایج شبیه سازی	۱۴۰۸۰/۸۲۱۰	۰/۵۹۴۰۷	۱۵۲۹۵/۱۴۹۶	۰/۳۸۴۲	۹۳۷۸۸/۳۹۹۹

همانطور که نتایج جدول ۵ نشان می دهد نتایج حاصل از شبیه سازی با خطای کمتر از ۰,۱ برای موتور PW - PW4098 مصرف سوخت رانش را برای دو حالت برخواستن و کروز محاسبه کرده است. از طرفی مقدار رانش که یک نیروی بسیار بزرگی می باشد نیز بین ۱۰۰ تا



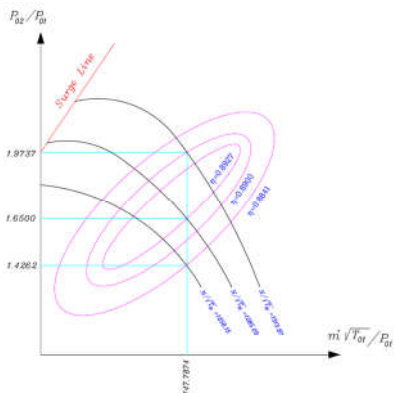


شکل ۸- منحنی طراحی خط سازگاری توربین پرفشار در ارتفاعات ذکر شده

حال به همان ترتیب مشخصه‌های مورد نیاز برای طراحی خط سازگاری فن و توربین کم فشار به ترتیب در جداول ۹ و ۱۰ آمده است.

جدول ۹- مشخصه های طراحی خط سازگاری فن

ارتفاع	$P_{02}/P_{01}$	$\dot{m}_g \sqrt{T_{01}} / P_{01}$	$\eta_{Fan}$	$N/\sqrt{T_{01}}$
۱۳۵۰۰	۱/۹۷۳۶۸۰	۳۷۴۷/۷۸۷۴	۰/۸۹۰۰	۱۲۵۸/۱۵۴
۱۹۰۰۰	۱/۶۵۰۰۱	۳۷۴۷/۷۸۷۴	۰/۸۹۲۷	۱۲۸۵/۰۹۵
۲۴۵۰۰۰	۱/۴۲۶۲۲۷	۳۷۴۷/۷۸۷۴	۰/۸۸۴۱	۱۳۱۳/۸۷۱
ft	Bar/bar	$KG \cdot \sqrt{k} / bar$	N.D	$RPM / \sqrt{k}$



شکل ۹- منحنی طراحی خط سازگاری فن در ارتفاعات ذکر شده

شکل ۹ و ۱۰ نیز تایید کننده الگوی صحیح طرح خط سازگاری برای توربین کم فشار و پرفشار می باشد و این دو منحنی نیز از در سه ارتفاع مختلف از شکل ۶ و الگوی موجود در آن پیروی می کنند.

جدول ۱۰- مشخصه های طراحی خط سازگاری توربین کم فشار

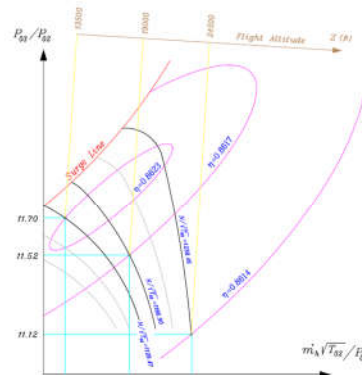
ارتفاع	$P_{05}/P_{06}$	$\dot{m}_g \sqrt{T_{05}} / P_{05}$	$\eta_{LPF}$	$N/\sqrt{T_{05}}$
۱۳۵۰۰	۱/۲۸۹۶۳۵	۳۶۴/۳۷۴۲۸	۰/۹۰۲۸۳۷	۶۵۱/۲۰۱
۱۹۰۰۰	۱/۱۸۲۲۷۸	۳۸۶/۷۹۶۶۳	۰/۹۰۱۹۶۰	۶۴۳/۱۰۸
۲۴۵۰۰۰	۱/۱۲۳۲۹۶	۴۴۱/۲۵۳۵	۰/۹۰۱۳۰۳	۶۴۲/۳۹۴
ft	Bar/bar	$KG \cdot \sqrt{k} / bar$	N.D	$RPM / \sqrt{k}$

در ابتدا با توجه به رابطه‌های ذکر شده در بخش ۲ خط سازگاری برای کمپرسور طبق جدول ۷ محاسبه شده است.

جدول ۷- طراحی خط سازگاری کمپرسور

ارتفاع	$P_{03}/P_{02}$	$\dot{m}_h \sqrt{T_{02}} / P_{02}$	$\eta_{compressor}$	$N/\sqrt{T_{02}}$
۱۳۵۰۰	۱۱/۷۰۱۹۵۲	۵۲۸/۷۹۵	۰/۸۶۲۳	۱۱۲۹/۴۷
۱۹۰۰۰	۱۱/۵۱۷۲۷۳	۶۱۴/۷۷۵	۰/۸۶۱۷	۱۱۸۶/۹۰
۲۴۵۰۰۰	۱۲/۱۱۸۷/۱۱	۶۹۷/۰۰۹	۰/۸۶۱۴	۱۳۳۸۰۴۶
ft	Bar/bar	$KG \cdot \sqrt{k} / bar$	N.D	$RPM / \sqrt{k}$

شکل ۷ منحنی حاصل از داده‌ها و تحلیل‌های طرح خط سازگاری کمپرسور را در ارتفاعات ذکر شده مشخص می نماید. این الگو با شکل ۶ مطابقت کاملی داشته و نشان می دهد روند کلی شبیه سازی به درستی عمل کرده است.



شکل ۷- منحنی طراحی خط سازگاری کمپرسور در ارتفاعات مختلف

در ادامه مشخصه‌های مورد نیاز برای طراحی سازگاری توربین پرفشار در جدول ۸ آمده است.

جدول ۸- طراحی خط سازگاری توربین پرفشار

ارتفاع	$P_{04}/P_{05}$	$\dot{m}_g \sqrt{T_{04}} / P_{04}$	$\eta_{LPF}$	$N/\sqrt{T_{04}}$
۱۳۵۰۰	۳/۵۴۲۸۷	۱۱۸/۵۶۰۶۱۲	۰/۹۱۳۵۶۹	۵۶۴/۸۲۳
۱۹۰۰۰	۳/۱۷۰۱۶۲	۱۳۸/۹۲۲۳۸۸	۰/۹۱۲۴۷۵	۵۶۴/۸۲۳
۲۴۵۰۰۰	۳/۱۳۸۹۷۷	۱۵۹/۹۰۳۳۲۰	۰/۹۱۲۳۶۲	۵۶۴/۸۲۳
ft	Bar/bar	$KG \cdot \sqrt{k} / bar$	N.D	$RPM / \sqrt{k}$

منحنی حاصل از داده ها و تحلیل‌های این تحقیق در مورد خط سازگاری توربین پرفشار در ارتفاعات ذکر شده در شکل ۸ رسم گردیده است. نتایج حاصل از این شبیه سازی نیز مطابق با الگوهای ذکر شده در مرجع [۱۷] می باشد و می توان از صحت این شبیه سازی نیز اطمینان حاصل کرد.

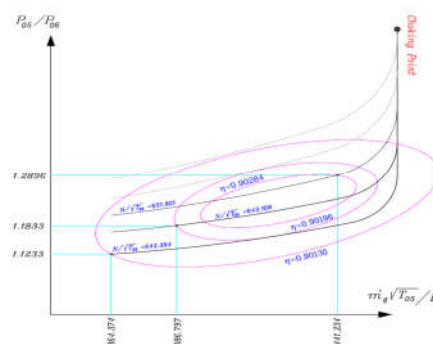
N سرعت دورانی (RPM)

$\gamma$  توان آدیاباتیکی (کیلو ژول بر کیلوگرم-کلوین)

R ثابت گاز  $J/KG.K$

## ۶- مراجع

- [1] Nobuyuki k., Tomita E., and Sakata Y., Auto-ignited kernels during knocking combustion in a spark-ignition engine. *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 31, No. 2, pp. 2999–3006, Jan. 2007, doi: 10.1016/j.proci.2006.07.210.
- [2] Fauzan M.F., Chuah L. S., Lee C., Hameed A., Lee J., and Shankar M., A Review of Hydrogen as a Fuel in Internal Combustion Engines. *Journal of Mechanical Engineering Research and Developments*, Vol. 42, No. 3, pp. 35–46, Apr. 2019, doi: 10.26480/jmerd.03.2019.35.46.
- [3] Mattingly JD, Elements of gas turbine propulsion. 1996.
- [4] Roskam J., Airplane Design Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems. 1989.
- [5] Astley R. J., Numerical methods for noise propagation in moving flows, with application to turbofan engines. *Acoust Sci Technol*, Vol. 30, No. 4, pp. 227–239, 2009, doi: 10.1250/ast.30.227.
- [6] Royalty C., Schuster B., Noise from a Turbofan Engine Without a Fan from the Engine Validation of Noise and Emission Reduction Technology (EVNERT) Program. in *14th ALAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th ALAA Aeroacoustics Conference)*, May 2008. doi: 10.2514/6.2008-2810.
- [7] Aydin H., Turan O., Karakoc T. H., and Midilli A., Exergetic Sustainability Indicators as a Tool in Commercial Aircraft: A Case Study for a Turbofan Engine. *Int J Green Energy*, Vol. 12, No. 1, pp. 28–40, Jan. 2015, doi: 10.1080/15435075.2014.889004.
- [8] Turan O., An exergy way to quantify sustainability metrics for a high bypass turbofan engine. *Energy*, Vol. 86, pp. 722–736, Jun. 2015, doi: 10.1016/j.energy.2015.04.026.
- [9] Turan O., Aydin H., Exergy-based Sustainability Analysis of a Low-bypass Turbofan Engine: A Case Study for JT8D. *Energy Procedia*, Vol. 95, pp. 499–506, Sep. 2016, doi: 10.1016/j.egypro.2016.09.075.
- [10] Hassan H. Z., Evaluation of the local exergy destruction in the intake and fan of a turbofan engine. *Energy*, Vol. 63, pp. 245–251, Dec. 2013, doi: 10.1016/j.energy.2013.10.062.
- [11] Şöhret Y., Ekici S., Altuntaş Ö., Hepbaşlı A., and Karakoç T. H., Exergy as a useful tool for the performance assessment of aircraft gas turbine engines: A key review. *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 83, pp. 57–69, May 2016, doi: 10.1016/j.paerosci.2016.03.001.
- [12] Sogut M. Z., Yalcin E., and Karakoc T. H., Assessment of degradation effects for an aircraft engine considering exergy analysis. *Energy*, Vol. 140, pp. 1417–1426, Dec. 2017, doi: 10.1016/j.energy.2017.03.093.
- [13] Mattingly J.D., Heiser W.H., Pratt D.T., Aircraft Engine Design. AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, ISBN 1-56347-538-3, pp.210-218, 2002.
- [14] Mattingly, J. D. 'Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets. AIAA Press., Virginia, United States, 2006.
- [15] The GE90 – An Introduction[R]. Stanford University AA283 Course Material.
- [16] Mohsin E.M., Abdulateef O. F., Al-Ashaab A.. Applying Trade-off Curve to Support Set-Based Design application at an Aerospace Company. *Al-Khwarizmi Engineering Journal*, 16(4), 1-10., 2020.
- [17] Cumpsty N. A. Compressor aerodynamics, Longman Scientific & Technical, England, 1989.



شکل ۱۰- منحنی طراحی خط سازگاری توربین کم فشار در ارتفاعات ذکر شده

## ۴- نتیجه گیری

بر اساس اهمیت موتورهای توربوفن و نیاز به سازگاری اجزای تشکیل دهنده آن، در این تحقیق تلاش شد تا شبیه سازی بر اساس روابط ترمودینامیکی حاکم بر این نوع موتورها شبیه سازی با حداقل خطا انجام شود. بر این اساس پس از استخراج روابط، پیاده سازی شبیه سازی انجام شد. آزمایش‌های انجام شده نشان می‌دهد که میزان رانش و مصرف سوخت رانش در دو حالت برخاستن و کروز با دقت بسیار بالایی برای دو موتور RR- Trent 772-60, PW- PW4098, PW - PW4098 است. از طرف با توجه به مراجع تایید شده است که خط سازگاری فن، کمپرسور، توربین پرفشار و توربین کم فشار برای موتور PW - PW4098 به درستی طراحی شده است.

## ۵- نمادها

T01	دمای ورودی فن (کلوین)
T04	دمای ورودی کمپرسور/دمای خروجی فن (کلوین)
T05	دمای ورودی محفظه احتراق / دمای خروجی کمپرسور (کلوین)
T06	دمای ورودی توربین پر فشار / دمای خروجی محفظه احتراق (کلوین)
T07	دمای ورودی توربین کم فشار / دمای خروجی توربین پر فشار (کلوین)
P01	دمای خروجی توربین کم فشار / دمای ورودی نازل (کلوین)
P02	دمای خروجی نازل (کلوین)
P03	فشار ورودی فن (بار)
P04	فشار ورودی کمپرسور/فشار خروجی فن (بار)
P05	فشار ورودی محفظه احتراق / فشار خروجی کمپرسور (بار)
P06	فشار ورودی توربین پر فشار / فشار خروجی محفظه احتراق (بار)
P07	فشار ورودی توربین کم فشار / فشار خروجی توربین پر فشار (بار)
d	قطر موتور (سانتی متر)
C	سرعت محیطی (کیلومتر بر ساعت)