

ترمودینامیک و عملکرد سیستم

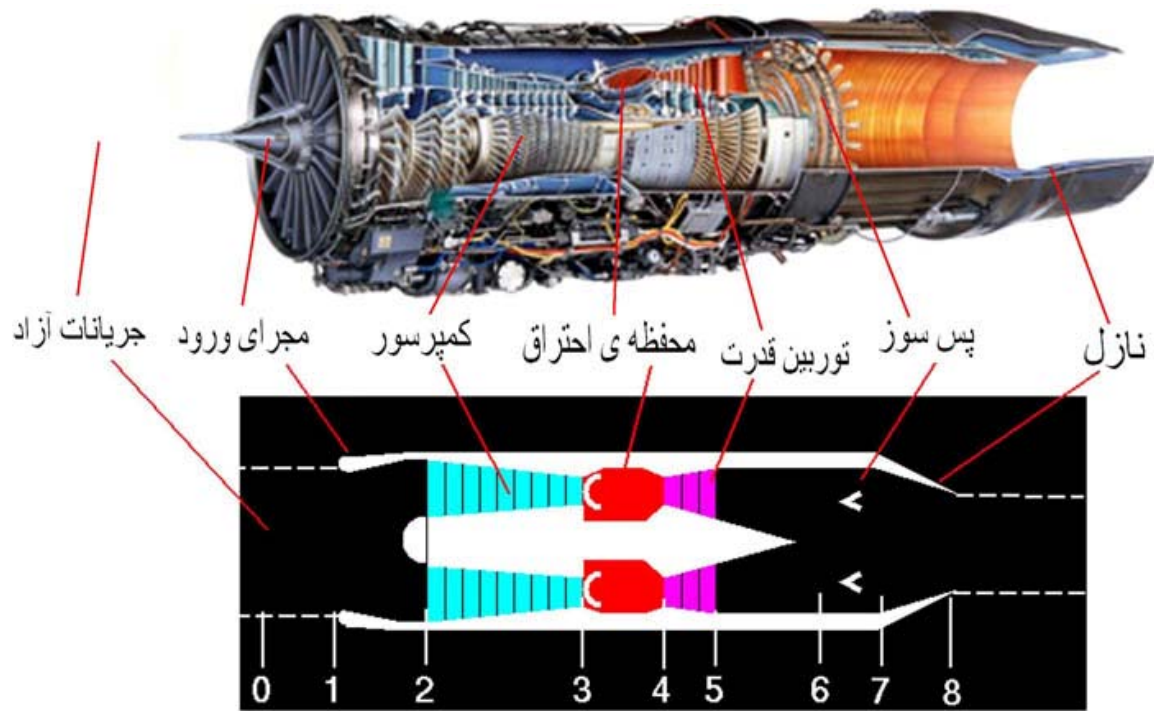
هدف از تهیه ی این مقاله، ارائه ی روشهای محاسبه ی عملکرد اجزای یک سیستم پیشرانشی جت و ترمودینامیک آن در سطحی مبتدی و بدون مسائل دشوار و پیچیده است. در این مقاله، از بررسی سیستم به قسمت های فرعی رابطه ی برنولی، نسبت جرم جریان و نسبت جرم جریان سوخت و به قسمت های اصلی عملکرد مجرای ورود، ترمودینامیک کمپرسور، ترمودینامیک محفظه ی احتراق، ترمودینامیک توربین قدرت، تعادل کمپرسور با توربین و عملکرد نازل پرداخته شده است. هدف کلی این مقاله آشنا کردن خواننده با مسائل کلی و پیش زمینه ی تحلیل جزئیات است و از آنجایی که پرداختن به مسائل پیچیده و مربوط به طراحی اجزا برای عموم که این مسائل برای آنها روشن نیست، نامربوط و نامعین جلوه کرده، ابتدا مسائل ابتدایی معادلات و کلیه ی مباحث بررسی شده، سپس به طراحی و آنالیز عملکردها پرداخته خواهد شد. روابط مطرح شده در خصوص اجزاء، بعضی از مسائل استنباطی را به روشنی بیان کرده است.

در روابط، تاثیرات سایر سیستم ها و نیز مسائل مکانیک و آیرودینامیک، مورد بررسی قرار نگرفته است.

علائم و اختصارات استفاده شده در روابط همگی در ابتدا معرفی شده اند و برای اختصار در روابط، برای قسمت هایی که مجزا از یکدیگر یا مجزا کننده هستند، شماره گذاری صورت گرفته و علائم با زیر نویس این شماره ها در روابط مربوطه بکار گرفته شده اند.

علائم و اختصارات

<p>(Turbine Pressure Ratio) : TPR</p> <p>نسبت فشار توربین</p> <p>TW : کار توربین بر جرم جریان</p> <p>V : سرعت سیال</p> <p>v : حجم</p> <p>W_{sh} : کار شفت</p> <p>ρ : چگالی</p> <p>γ : نسبت گرمای ویژه</p> <p>η : بازدهی آدیباتیک</p> <p>η_b : بازدهی آدیباتیک محفظه ی احتراق</p> <p>η_c : ضریب بازدهی کمپرسور</p> <p>η_i : بازدهی مجرای ورود</p> <p>η_t : ضریب بازدهی توربین</p> <p>η_n : بازدهی آدیباتیکی نازل</p> <p>0 : جریانات آزاد</p> <p>1 : ابتدای مجرای ورود</p> <p>2 : انتهای مجرای ورود و ابتدای کمپرسور</p> <p>3 : انتهای کمپرسور و ابتدای محفظه ی احتراق</p> <p>4 : انتهای محفظه ی احتراق و ابتدای توربین</p> <p>5 : انتهای توربین قدرت</p> <p>6 : ابتدای پس سوز</p> <p>7 : انتهای پس سوز</p> <p>8 : انتهای نازل</p>	<p>A : مساحت</p> <p>BPR : (Burner Pressure Ratio) نسبت فشار محفظه ی احتراق</p> <p>CPR : (Compressor Pressure Ratio) نسبت فشار کمپرسور</p> <p>c_p : گرمای ویژه</p> <p>CW : کار کمپرسور بر جرم جریان هوا</p> <p>D_{spill} : پسای انداخته شده</p> <p>E or e : انرژی درونی</p> <p>f : نسبت جرم جریان سوخت به هوا</p> <p>$\left(\dot{m}_f / \dot{m}_a \right)$</p> <p>h : آنتالپی (e + pv)</p> <p>h_t : آنتالپی کل</p> <p>K : ضریب مکش لبه ی مجرای ورود</p> <p>M : عدد ماخ</p> <p>NPR : (Nozzle Pressure Ratio) نسبت فشار نازل</p> <p>p : فشار</p> <p>p_t : فشار کل</p> <p>p_s : فشار ایستا</p> <p>Q : مقدار گرمای سوخت</p> <p>q : گرمای جریان</p> <p>T : دما</p> <p>T_t : دمای کل</p>
--	---



تصویر شماتیک شماره گذاری شده

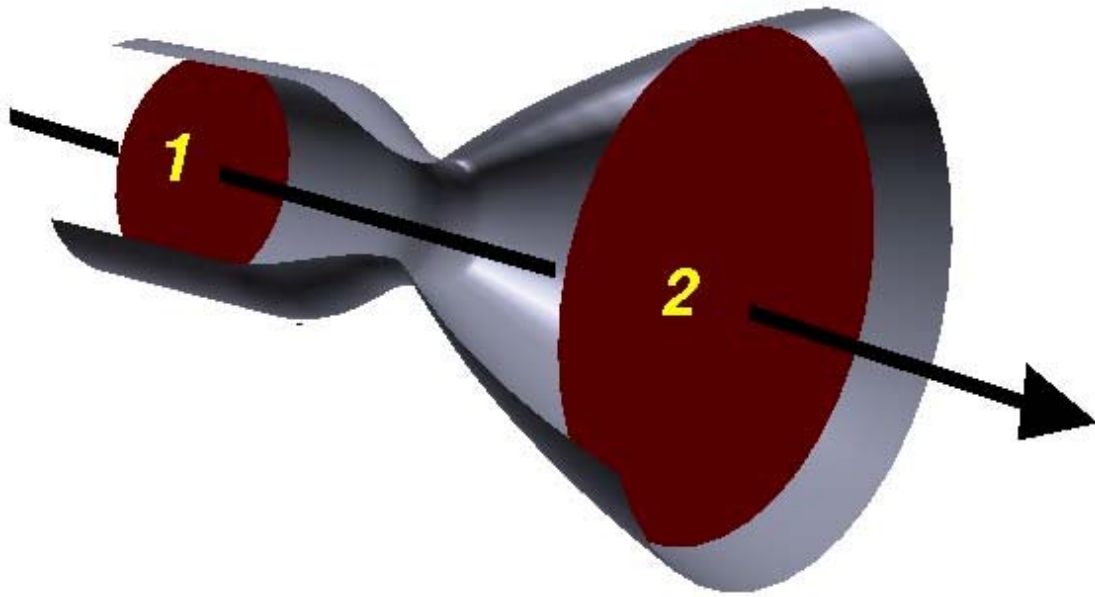
رابطه ی برنولی

در حدود سال ۱۷۰۰ میلادی، دانیال برنولی، نیروهایی را که در یک سیال در حال حرکت وجود دارند، بدست آورد. در این قسمت یکی از انواع معادلات برنولی معرفی میشود. این معادله در بسیاری از کتابهای درسی فیزیکی، مکانیک سیالات و هواپیما آمده است. این معادله نشان میدهد که مجموع فشار ایستا با فشار دینامیک (پویا)، در کل جریان برابر یک مقدار ثابت است که این ثابت کل فشار جریان (pt) خوانده میشود.

$$static\ pressure + dynamic\ pressure = total\ pressure$$

$$p_s + \frac{\rho V^2}{2} = pt$$

در مورد خصوصیات گازها، دو دیدگاه به یک سیال وجود دارد. از دیدگاه بزرگ، خصوصیات مقیاس ماکروی سیال، که ما میتوانیم اندازه بگیریم و از دیدگاه ریز، خصوصیات مقیاس میکرو (مایکرو) ی جنبش مولکولی و فعل و انفعالات. در این قسمت معادله ی برنولی از هر دو مقیاس مورد بررسی قرار میگیرد.



بررسی مقیاس ماکرو

ترمودینامیک شاخه ای از علم است که خصوصیات ماکرو مقیاس یک سیال را توصیف میکند. یکی از قانون های به دست آمده از مطالعه ی ترمودینامیک، قانون پایستگی انرژی است که بر اساس آن در یک سیستم هیچ انرژی ایجاد یا از بین نمیرود بلکه از صورتی به صورت دیگر تبدیل میشود. ما باید معادله ی برنولی را با معادله ی پایداری انرژی استنتاج کنیم. بسیاری از معادلات صورتهای اصلی پایداری انرژی توسط **نی ویر** و **استوکس** بدست آمده است. این فرمول شامل تاثیرات جریانهای متغیر و اثر متقابل ویسکوزیته است. با در نظر گرفتن یک ثابت، چسبناکی یا ویسکوزیته جریان، ما معادله ی ساده تری از پایستگی انرژی بر حسب آنتالپی سیال خواهیم داشت :

$$h_{t2} - h_{t1} = q - w_{sh}$$

که در آن **ht** کل آنتالپی سیال، **q** گرمای انتقال یافته به سیال و **w_{sh}** کار مفید انجام شده توسط سیال است. با در نظر گرفتن اینکه هیچ گرمایی به سیال انتقال نیابد و سیال هیچ کاری نکند، خواهیم داشت :

$$h_{t2} = h_{t1}$$

آنگاه بنابر تعریف کل آنتالپی :

$$e_2 + (p \times v)_2 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_2 = e_1 + (p \times v)_1 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_1$$

که **e** انرژی درونی، **p** فشار، **v** حجم ویژه و **V** سرعت سیال است. بنابر قانون اول ترمودینامیک اگر هیچ کار و انتقال گرمایی وجود نداشته باشد، انرژی درونی یکنواخت می ماند :

$$(p \times v)_2 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_2 = (p \times v)_1 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_1$$

از آنجایی که حجم ویژه، معکوس چگالی سیال است :

$$\left(\frac{p}{\rho}\right)_2 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_2 = \left(\frac{p}{\rho}\right)_1 + \left(\frac{V^2}{2}\right)_1$$

و با در نظر گرفتن اینکه جریان تراکم ناپذیر است، چگالی ثابت خواهد بود. با ضرب کردن معادله ی انرژی با چگالی ثابت می رسیم به :

$$\left(p_s + \frac{\rho V^2}{2}\right)_1 = \left(p_s + \frac{\rho V^2}{2}\right)_2$$

این ساده ترین معادله ی برنولی و یکی از بیشترین معادله های بیان شده در کتاب های درسی است. اگر تغییری در پیش فرض ها ایجاد کنیم به دیگر معادلات میرسیم. در هنگام استفاده از این رابطه مهم است که به پیش فرض ها دقت کنید تا نتیجه ی غلطی از معادله نگیرید. مثلا در این معادله فرض بر این است که سیال تراکم ناپذیر است، به این معنا که فرض می کنیم زمانی که سرعت جریان خیلی پایین تر از سرعت صوت است. اگر شما از این معادله برای جریانات فراصوتی استفاده کنید، جواب غلطی بدست خواهید آورد.

بررسی مقیاس میکرو

میتوان تفسیر دیگری از معادله ی برنولی را با توجه نظر به حرکت و جنبش مولکولهای گاز بیان کرد. مولکولهای یک سیال، در جنبش و حرکت تصادفی ثابتی هستند و با یکدیگر و با دیواره ی جسمی که درون سیال قرار دارد برخورد میکنند.

حرکت مولکولها و جنبش به آنها تکانه و حرکت خطی میدهد و فشار سیال اندازه ی این تکانه است. اگر یک گاز در حالت تعادل و ساکن و آرمیده باشد، کل حرکت مولکولهای آن تصادفی خواهد بود و فشاری که از آن پیدا خواهیم کرد برابر کل فشار گاز خواهد بود. اگر گاز در یک حرکت یا جریانی قرار بگیرد، بعضی از اجزاء تصادفی سرعت با تحت تاثیر قرار گرفتن از مسیر حرکت گاز، تغییر میکنند. به این حرکت و جنبش جهت گیری شده که برخلاف حرکت تصادفی بی نظم است، حرکت منظم گفته میشود.

ما میتوانیم یک فشار را با مقدار حرکت منظم گاز ارتباط دهیم که این فشار، فشار دینامیکی نامیده میشود. باقی حرکت تصادفی مولکولها هنوز فشاری تولید میکند که فشار ایستا نامیده میشود. در سطح مولکولی تفاوتی میان حرکت تصادفی نامنظم و حرکت منظم وجود ندارد. هر مولکول در مسیری دارای سرعت است تا وقتی که به مولکول دیگری برخورد کند و سرعت و مسیرش تغییر کند. اما اگر تمام سرعت های مولکولها با هم جمع شوند، حرکت منظم بدست خواهد آمد. بر اساس پایداری

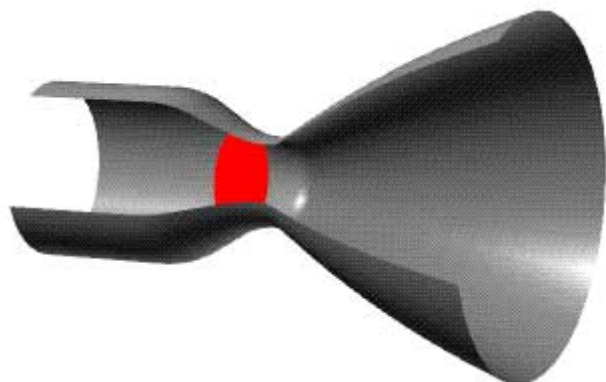
انرژی و حرکت، مجموع فشار ایستا و فشار دینامیک برابر مقدار واقعی کل فشار در یک جریان است (با احتساب اینکه هیچ انرژی به گاز داده یا گرفته نشده). فشار دینامیک نیز برابر با چگالی حاضر در مربع سرعت تقسیم بر دو است. یعنی: $\frac{1}{2} \rho v^2$

کاربرد معادله ی برنولی

موضوعی از سیالات که در این صفحه نوشته شده است، مربوط به جریانات سرعت پایین میانی یک لوله با تغییر مساحت سطح مقطعی آن است. برای یک سیال در حال گذر از قسمت مرکزی لوله، سرعت از ناحیه مکانی یک به دو کاهش پیدا میکند. رابطه ی برنولی رابطه ی بین چگالی، سرعت و فشار را در مورد این جریان بیان می کند. از آنجایی که چگالی برای موارد سرعت پایین ثابت است، معادله مطرح شده رابطه ی بین سرعت و فشار در دو مکان دو با مکان یک را بیان میکند.

در طول یک ایرفویل سرعت پایین، جریان تراکم ناپذیر است و چگالی ثابت می ماند. در این مورد معادله ی برنولی به رابطه ی ساده ی بین سرعت و فشار ایستا، مختصر میشود. سطح ایرفویل یک مسیل جریانی سیال است که جریان از اطراف آن میگذرد. از آنجایی که سرعت در طول مسیل جریان تغییر میکند، میتوان از معادله ی برنولی جهت محاسبه ی تغییر فشار استفاده کرد. اجتماع فشار ایستا در کل طول سطح ایرفویل، کل نیروی آیرودینامیکی را در فویل میدهد. این نیرو میتواند به دو زیرشاخه ی برآ و پسآی ایرفویل تقسیم شود.

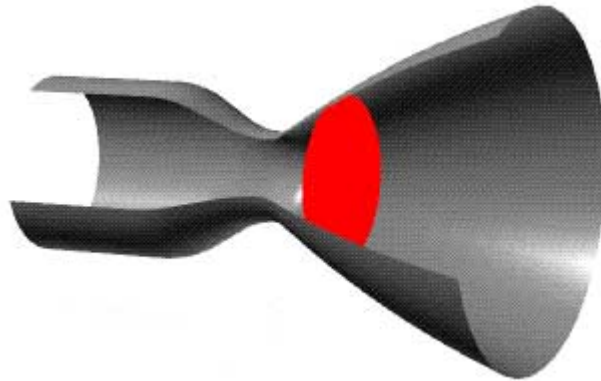
معادله ی برنولی همچنین در هواپیما برای محیا کردن یک سرعت سنج که لوله ی پیت گفته میشود، مورد استفاده قرار میگیرد. اندازه گیری فشار با دستگاه های مکانیکی کاملاً راحت است. در یک لوله ی پیت، فشار ایستا و کل فشار اندازه گیری میشود و بعد جهت محاسبه ی سرعت از رابطه ی برنولی استفاده میشود.



نسبت جرم جریان

پایداری جرم یکی از مفاهیم بنیادی فیزیکی است. برای یک سیال (چه مایع و چه گاز) چگالی، حجم و شکل شیء همه میتوانند در محدوده ی زمانی تغییر کنند و جرم میتواند در محدوده حرکت کند. در

تصویری که مشاهده میکنید، جریان گازی که از میان یک لوله ی تنگ شده میگذرد، نشان داده شده است. در میان لوله هیچ انباشتگی یا اتلافی از جرم وجود ندارد. مقدار برابری از جرمی که لوله را ترک میکند همسان آن وارد میشود. در هر صفحه ی ایستاده (قرمز رنگ) در مسیر خط مرکزی لوله، مقدار جرم ثابتی میگذرد. این مقدار جرم ثابت گذرا از یک صفحه نسبت جرم جریان گفته می شود. قانون پایداری جرم بیان میکند که نسبت جرم جریان میانی یک لوله یک ثابت است. ما میتوانیم تحت شرایط زیر نسبت جرم جریان را محاسبه کنیم.



اگر سیال ابتدا با سرعت V از مساحت A بگذرد، میتوانیم حجم جرمی که باید در زمان معینی خارج شود مانند زیر حساب کنیم :

$$v = A \cdot V \cdot t$$

بررسی واحد ها روشن میکند که : $\text{area} \times \frac{\text{length}}{\text{time}} \times \text{time} = \text{area} \times \text{length} = \text{volume}$

جرم موجود در این حجم، برابر حاصل ضرب چگالی در حجم است :

$$m = \rho \cdot A \cdot V \cdot t$$

جهت تعیین نسبت جرم جریان، جرم را بر زمان تقسیم می کنیم که نتیجه میشود د:

$$\dot{m} = \rho \cdot V \cdot A$$

واحد ها نیز به صورت زیر خواهد رسید :

$$\frac{\text{mass}}{\text{length}^3} \times \frac{\text{length}}{\text{time}} \times \text{length}^2 = \frac{\text{mass}}{\text{time}}$$

حال اینکه مهندسين از این دانش نسبت جرم جریان چطور استفاده میکنند؟

بنا بر قانون حرکت دوم نیوتن، نیروهای آیرودینامیکی در یک هواپیما (برآ و پسا)، مستقیماً به تکانه ی گاز با زمان بستگی دارد. تکانه بصورت حاصل ضرب جرم حاضر در سرعت تعریف میشود. به همین دلیل نیروهای آیرودینامیکی به نسبت جرم جریان گذشته در یک شیء وابسته است. همچنین تراست تولیدی یک سیستم پیشرانش به تغییر در تکانه ی سیال کاری نیز وابسته است. تراست مستقیماً به نسبت جرم جریان میان سیستم پیشرانش وابسته است. برای جریان داخل یک لوله، نسبت جرم

جریان یک ثابت است. برای یک جریان با چگالی ثابت، اگر بتوانیم سرعت را در بعضی از قسمت های مشخص تعیین کنیم، معادله مقدار سرعت را در هر جای دیگری خواهد داد. با توجه به معادله ی نسبت جرم جریان، مشخص است برای یک مساحت معین، میتوان نسبت جرم جریان را با افزایش زیاد سرعت به بزرگی دلخواه رساند. اما در سیالات واقعی، تغییر چگالی بخاطر تاثیرات تراکم پذیری، سرعت را در حالتی که جریان میتواند مجبور به گذر از میان یک مساحت مشخص شود، محدود میکند. اگر تنگی باریکی در یک لوله وجود داشته باشد، همانند آنچه در تصاویر نازل مشاهده میشود، عدد ماخ جریان میانی گلوگاه نمی تواند بزرگتر از یک شود که این موارد بطور عادی به خفه کننده ی جریان تعبیر میشود.

جهت تعیین نسبت جرم جریان در سرعت های بالا، مجبوریم تغییر در چگالی را حساب کنیم. اگر از معادله ی نسبت جرم جریان شروع کنیم و از روابط جریانات آیسنتراپیک و معادله ی حالت استفاده کنیم، میتوانیم شکل تراکم پذیر معادله ی نسبت جرم جریان را نتیجه بگیریم که در نهایت به معادله زیر که نسبت جرم جریان برای یک گاز تراکم پذیر است، خواهیم رسید :

$$\dot{m} = \frac{A pt}{\sqrt{Tt}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

این معادله را میتوان به تابع وزن جریان ساده تر کرد که فقط به عدد ماخ وابسته باشد. نسبت جرم جریان زمانی که عدد ماخ برابر یک باشد بیشینه است و این محدودیت نسبت جرم جریان، **خفه کننده ی جریان** نامیده میشود. در این شرایط معادله بصورت زیر خواهد بود :

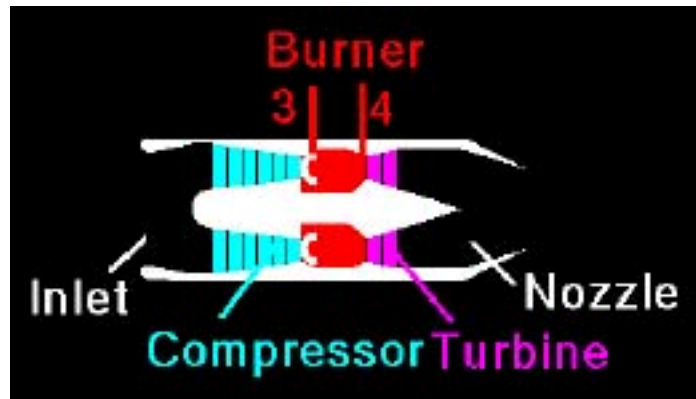
$$\dot{m} = \frac{A pt}{\sqrt{Tt}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

نسبت جرم جریان سوخت

سیستم پیشرانشی هر هواپیمایی باید دو نقش مهم را ایفا کند:

۱- در طی گشت زنی، موتور باید تراست کافی جهت تعادل پسای هواپیما هنگام استفاده از کمترین مقدار سوخت مصرفی ممکن را تولید کند.

۲- در حین برخاست یا مانور، موتور باید تراست اضافی را جهت شتاب گرفتن هواپیما تولید کند. ترمودینامیک محفظه ی احتراق نقش بزرگی را در تولید تراست و در تعیین نسبت جرم جریان سوخت برای موتور ایفا میکند.



در این قسمت، معادلات ترمودینامیکی که مربوط به نسبت دما در محفظه ی احتراق، نسبت سوخت به هوا و نسبت جرم جریان سوخت است، مورد بررسی قرار میگیرند. نسبت جرم جریان سوخت با واحد جرم بر زمان (kg/sec) معین میشود. نسبت جرم جریان سوخت، به کل نسبت جرم جریان هوای موتور و نسبت سوخت به هوا وابسته است. میتوان معادله ی انرژی برای محفظه ی احتراق را برای نسبت دمای میان محفظه ی احتراق حساب کرد :

$$\frac{Tt_4}{Tt_3} = \frac{1 + f\eta_b Q/c_p Tt_3}{1 + f}$$

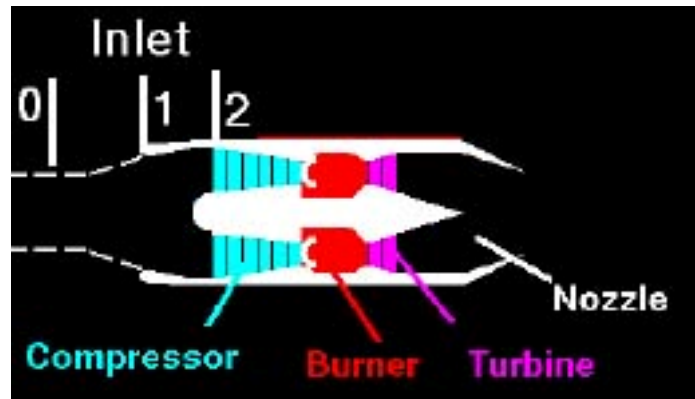
که Tt_4 دمای خروجی محفظه ی احتراق، Tt_3 دمای ورودی محفظه ی احتراق، Q مقدار گرمای سوخت، c_p ضریب گرمای ویژه ی هوا در فشار ثابت و η_b یک ضریب بازدهی برای محاسبه ی اتلافات در محفظه ی احتراق است.

با استفاده از معادله ی نسبت دما و کمی محاسبه امکان حساب کردن نسبت سوخت به هوا وجود دارد. با استفاده از نسبت سوخت به هوا، میتوانیم با یک ضرب ساده نسبت جرم جریان سوخت را بدست بیاوریم :

$$f = \frac{(Tt_4/Tt_3) - 1}{\eta_b Q/c_p Tt_3 - (Tt_4/Tt_3)}$$

$$\dot{m}_f = f \dot{m}_a$$

نسبت جرم جریان موتور بطور عادی با شرایط در نازل تنظیم میشود. ما میتوانیم از مقدار نسبت سوخت به هوا جهت تعیین کردن مصرف ویژه ی سوخت موتور استفاده کنیم.



عملکرد مجرای ورود

همه ی موتورهای جت یک قسمت جهت ورود هوا به داخل موتور دارند که قبل از کمپرسور قرار میگیرد. اگرچه مجرای ورود هوا کاری بر روی جریان انجام نمیدهد اما صورتها و اجزای مهمی در طراحی مجرای ورود وجود دارند.

از آنجایی که مجرای ورود کار ترمودینامیکی انجام نمیدهد، کل دما در میان مجرای ورود ثابت است. با توجه به شماره گذاری مکانی شرایط گاز آزاد با زیرنویس صفر، قسمت ابتدای مجرای ورود با یک و قسمت خروجی مجرای ورود که قسمت ورودی کمپرسور است با زیرنویس ۲ مشخص و در معادلات بکار گرفته شده است. نسبت کل دمای مجرای ورود برابر کل دمای قسمت ۲ بر روی کل دمای قسمت صفر و برابر یک است :

$$\frac{T_{t_2}}{T_{t_0}} = 1$$

اما کل فشار به دلیل تاثیرات جریانات مختلف در میان مجرای ورود تغییر می کند. متخصصان علم آیرودینامیک، عملکرد فشار مجرای ورود را با کل فشار بازیافتی توصیف میکنند که از مقدار گازهای آزادی که بازیافت شده هستند، اندازه گیری می شود. فشار بازیافتی به عاملهای مختلف زیادی وابسته است، شامل شکل مجرای ورود، سرعت هواپیما، جریان هوای مطلوب موتور و مانوری بودن هواپیما. در این بحث به معادلات ساده ای از فشار بازیافتی اشاره شده که به عنوان استاندارد استفاده می شوند. اتلاف بازیافتی با لایه های کرانی سطح مجرای ورود یا تفکیک جریان در مجرا در ارتباط است و اینها مشمول در فاکتور بازدهی مجرای ورود هستند:

$$\eta_i = \frac{pt_2}{pt_1}$$

برای پروازهایی با سرعت فروسوئی (زیر صوت) این اتلاف ها فقط اتلاف هستند. برای عدد ماخ کمتر از یک، شرایط نظامی مقدار بازیافتی، بازدهی مجرای ورود است:

$$\frac{pt_2}{pt_0} = \eta_i 1$$

در سرعت های پروازی فراصوتی، اتلاف اضافی، که توسط امواج ارتعاشی ایجاد شده، وجود دارد و جهت کاهش سرعت جریان به سرعت فروصوت برای کمپرسور لازم است. بزرگی اتلاف بازیافتی به طراحی ویژه ی مجرای ورود وابسته است و معمولاً بطور تجربی تعیین میشود:

$$\frac{pt_2}{pt_0} = \eta_i \left(1 - 0.075[M - 1]^{1.35} \right)$$

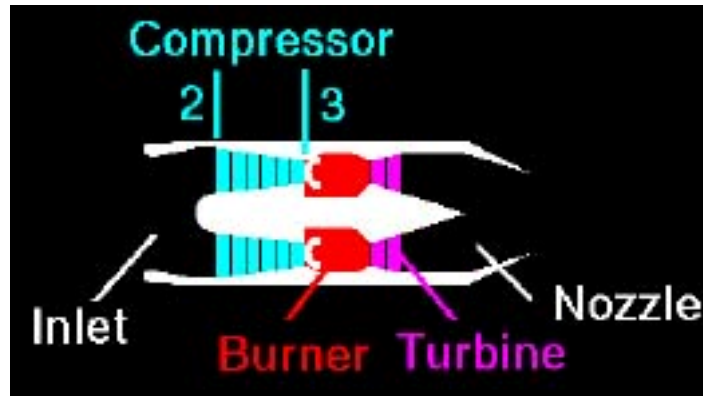
اتلاف شرایط نظامی، تخمین مقدماتی خوبی از بازیافت مجرای ورود است. عملکرد واقعی مجرای ورود ممکن است بزرگتر باشد، اما معمولاً کمتر از خصوصیات نظامی است.

علاوه بر این یک اتلاف واگذار شده ی عملکرد پیشرانس در برابر مجرای ورود وجود دارد که پسای انداخته شده نامیده می شود. پسای انداخته شده همانطوریکه از نامش پیداست، زمانی اتفاق می افتد که مجرای ورود بجای آنکه هوا را به سطح کمپرسور هدایت کند آنرا به اطراف منحرف می کند. مقدار هوایی که از میان مجرای ورود میگذرد توسط موتور تنظیم می شود و با تغییر ارتفاع و دریچه ی سوخت، تغییر میکند. مجرای ورود معمولاً به اندازه ای است که بتواند مقدار حداکثر جریان هوایی را که موتور میتواند لازم داشته باشد، عبور دهد و برای تمامی شرایط دیگر، مجرای ورود اختلاف بین مقدار واقعی جریان هوای موتور و مقدار حداکثر هوای قابل تقاضا را دور میریزد. هوایی که از لبه ی خروجی در قسمت ۱ بیرون انداخته میشود، شتاب گرفته و فشار آن کاهش پیدا میکند که اثر مکش لبه را ایجاد میکند و قسمتی از آن بدلیل دور ریخته شدن، باعث خنثی شدن پسای میشود. مهندسين آیرودینامیک مجرای ورود این اثر را با یک فاکتور اصلاح K که پسای انداخته شده را بصورت تئوری محاسبه می کند، بیان میکنند. مشخصه ی مقدارهای این فاکتور محدوده ی بین ۰,۴ تا ۰,۷ را در بر میگیرد. اما برای یک مجرای ورود معین این مقدار بطور تجربی تعیین میشوند. صورت تئوری پسای انداخته شده، بسیار مشابه معادله ی تراست است:

$$D_{spill} = K(\dot{m}_1[V_1 - V_0] + A_1[p_1 - p_0])$$

همانطور که هوا از جریانات آزاد به سطح کمپرسور کشیده میشود، ممکن است جریان توسط مجرای ورود منحرف شود. در سطح کمپرسور، یک بخش از جریان ممکن است دارای سرعت یا فشار بیشتری نسبت به سایر قسمتها باشد. ممکن است جریان چرخش کند، یا لایه ی کرانی بعضی قسمت ها به دلیل شکل مجرای ورود کلفت تر از سایر قسمتها باشد. تیغه های روتور کمپرسور در مسیری مدور دور شفت حرکت میکنند. همین که تیغه ها با جریان منحرف شده ی مجرای ورود برخورد میکنند، شرایط جریان اطراف تیغه کاملاً تغییر میکند. تغییر شرایط جریان میتواند باعث تفکیک جریان در کمپرسور شود، استال کمپرسور (از حرکت واداشتن)، و میتواند باعث مشکلات

ساختمانی تیغه های کمپرسور شود. یک مجرای ورود خوب باید فشار بازیافتی بالا، پسای انداخته شده ی کمتر و ایجاد انحراف کمتر تولید کند.



ترمودینامیک کمپرسور

یکی از اصلی ترین واحدهای موتورهای جت که هوای جریان ورودی را متراکم میسازد قسمت کمپرسور است. دو نوع کمپرسور اصلی که طراحی متفاوتی دارند: یکی کمپرسور محوری است که هوا را در جهت موازی محور گردش متراکم میسازد و دیگری کمپرسور شعاعی یا سانتریفیوژ یا گریز از مرکز است که هوا را بصورت ایستاده و در جهت شعاعی متراکم میسازد.

کار هر دو نوع کمپرسور افزودن بر فشار جریان ورودی است. محاسبه ی این افزایش از طریق نسبت تراکم کمپرسور انجام میشود. **نسبت تراکم کمپرسور** عبارتست از نسبت کل فشار هوای خروجی کمپرسور به فشار جریان هوای ورودی کمپرسور. این عدد همیشه بزرگتر از یک است. با توجه به اعداد تصویر میبینید که مدخل ورودی کمپرسور منطقه ی مکانی ۲ در نظر گرفته شده و خروجی آن منطقه ی مکانی ۳ در نظر گرفته شده است. نسبت فشار کمپرسور برابر است با کل فشار قسمت ۳ بر روی کل فشار قسمت ۲:

$$CPR = \frac{pt_3}{pt_2} \geq 1.0$$

برای ایجاد افزایش در فشار، کمپرسور باید بر روی جریان کار انجام دهد. در کمپرسور محوری، ایرفویل های کوچک آبشاری که بر روی دیسک توربین و آن نیز بر روی شفت سوار هستند، با نسبت سرعت بسیار بالایی میچرخند. سطرها یا مرحله های زیاد از آنها معمولاً برای ایجاد نسبت تراکمی بالا استفاده میشود که هر مرحله مقدار کمی افزایش فشار را ایجاد میکند. در کمپرسور سانتریفیوژ، یک افزایش فشار اضافی که در نتیجه چرخیدن شعاعی جریان، در اثر نیروی گریز از مرکز ایجاد میشود. از آنجایی که هیچ گرمای بیرونی، در حین افزایش فشار به کمپرسور اضافه یا از

آن گرفته نمیشود، این فرآیند یک فرآیند آیسنتراپیک است. بر اساس قانون دوم ترمودینامیک، یک جریان برگشت پذیر که بعد از تغییرات چگالی، جریان دوباره به چگالی قبلی میرسد، دارای آنتروپی ثابتی است، که به این نوع جریانات آیسنتراپیک گفته میشود. بنابراین بر اساس معادلات جریانات آیسنتراپیک، نسبت فشار کمپرسور به نسبت کل دمای دو طرف کمپرسور یعنی نسبت، کل دمای هوای خروجی کمپرسور به کل دمای هوای ورودی آن وابسته است :

$$\frac{Tt_3}{Tt_2} = \left(\frac{pt_3}{pt_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

در نتیجه برای نسبت فشار کمپرسور خواهیم داشت :

$$CPR = \frac{pt_3}{pt_2} = \left(\frac{Tt_3}{Tt_2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

که در این معادله گاما، نسبت گرمای ویژه است.

برای حرکت و گرداندن شفتی که کمپرسور بر روی آن سوار است باید کار انجام دهیم. بنا به قانون پایستگی انرژی، کار کمپرسور بر روی جرم جریان هوا برابر است با تغییر در آنتالپی ویژه ی جریان، از مدخل ورود تا خروج کمپرسور. یعنی :

$$CW = ht_3 - ht_2$$

کلمه ی ویژه به معنی بر جرم جریان است. آنتالپی در مدخل ورود و خروج به کل دما در آن دو جا وابسته است :

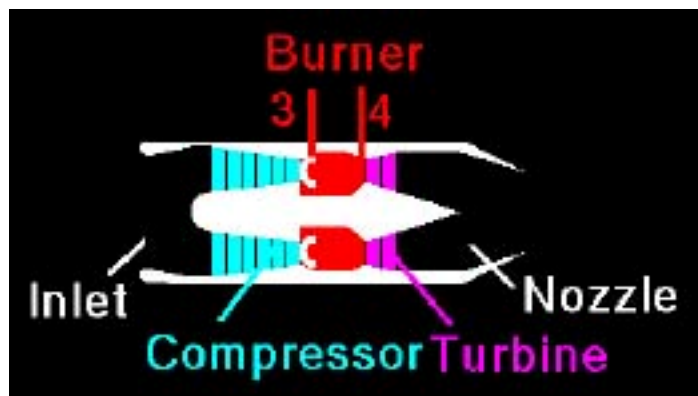
$$CW = c_p (Tt_3 - Tt_2)$$

و با حل جبری رابطه ی بالا می رسیم به :

$$CW = \frac{c_p Tt_2 (CPR^{(\gamma-1)/\gamma} - 1)}{\eta_c}$$

که به کار لازم برای گرداندن کمپرسور با نسبت تراکم کمپرسور، کل دمای جریان ورودی، بعضی از خصوصیات گاز و یک فاکتور بازدهی، گفته میشود. فاکتور بازدهی مشمول بر حساب، برای عملکرد واقعی کمپرسور در مقابل عملکرد آیسنتراپیک مطلوب است. در یک دنیای ایده عال، مقدار بازدهی باید یک باشد که در حقیقت همیشه کمتر از یک است. به همین دلیل برای غلبه بر کم بازدهی کمپرسور جهت تولید نسبت تراکم مورد نیاز، کار اضافی نیاز است. این کار توسط توربین قدرت محیا میشود که با شفت مرکزی به کمپرسور متصل است.

توجه کنید که **CPR** به نسبت کل دمای میان کمپرسور بستگی دارد. از آنجایی که **CPR** همیشه بزرگتر از یک است و مقدار گاما، نسبت گرمای ویژه، برای هوا حدود 1.4 است، نسبت کل دما نیز بزرگتر از یک است. گرمای هوا در حین عبور از کمپرسور بالا میرود. به همین دلیل برای مواد سازنده ی کمپرسور محدودیت دمایی وجود دارد. در بعضی از موتورها دما در انتهای کمپرسور باعث محدودیت طراحی میشود، یک عامل محدود کننده ی عملکرد موتور.



ترمودینامیک محفظه ی احتراق

محفظه ی احتراق محفظه ای است که در آن هوا و سوخت ابتدا مخلوط و بلافاصله محترق میشوند. این احتراق بخاطر فشردگی هوا در کمپرسور در فشاری بالاتر از جریانات آزاد اتفاق می افتد. فشار در حین احتراق تقریباً ثابت می ماند و تنها یک یا دو درصد کاهش میابد. با در نظر گرفتن شماره های مکانی، **نسبت فشار محفظه ی احتراق** برابر است با کل فشار در قسمت چهار بر روی کل فشار در قسمت پنج که این مقدار نیز تقریباً برابر یک است :

$$BPR = \frac{pt_4}{pt_3} \approx 0.1$$

بر خلاف کمپرسور و توربین قدرت، نمیتوان به سادگی نسبت کل دمای محفظه ی احتراق را به نسبت کل فشار ربط داد. چون فرآیندهای فیزیکی متفاوت هستند. در یک کمپرسور و توربین، هیچ گرمایی به محدوده وارد نمیشود. در این شرایط آدیاباتیک، نسبت فشار و نسبت دما به یکدیگر وابسته اند. در محفظه ی احتراق، طی فرآیند احتراق گرما آزاد میشود و معادله ی انرژی باید جهت تعیین تغییر دما بکار گرفته شود. معادله ی انرژی با رابطه ی زیر معین میشود :

$$(1 + f) ht_4 = ht_3 + f \eta_b Q$$

گرمای آزاد شده به سوخت ویژه ای که سوزانده میشود بستگی دارد و بطور تجربی مشخص میشود. همچنین فاکتور بازدهی جهت محاسبه ی اتلاف در حین سوختن مورد استفاده قرار میگیرد. در این معادله با در نظر گرفتن اینکه آنتالپی برابر است با ضریب گرمای ویژه در فشار ثابت در کل دمای حاضر خواهیم داشت :

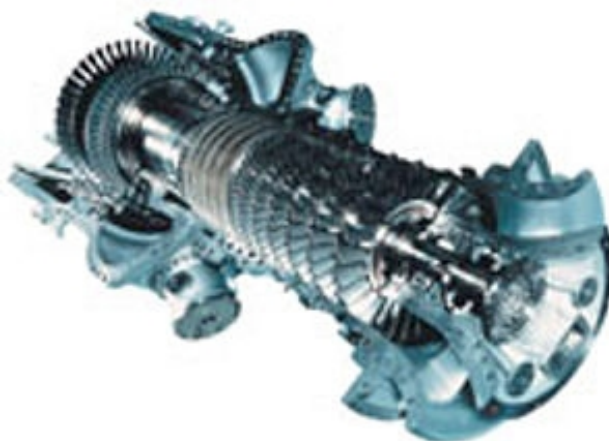
$$(1 + f) c_p T t_4 = c_p T t_3 + f \eta_b Q$$

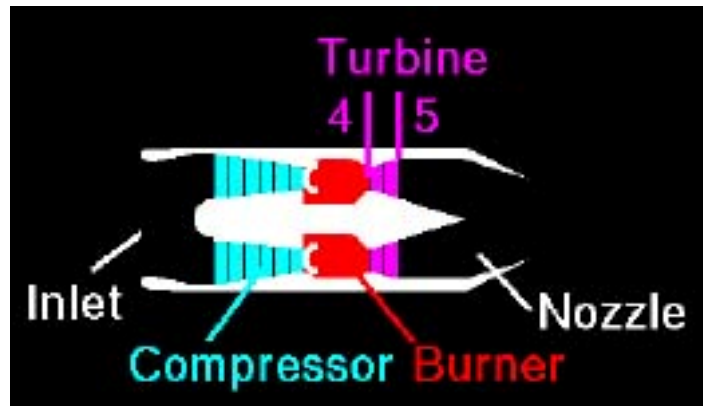
که با حل جبری ، این معادله ی انرژی را میتوان به نسبت دمای میان محفظه ی احتراق حل کرد :

$$\frac{T t_4}{T t_3} = \frac{1 + f \eta_b Q / c_p T t_3}{1 + f}$$

دمای ورودی محفظه ی احتراق با کمپرسور و شرایط جریان خروجی تعیین میشود. مقدار گرمای تولیدی سوخت، یک ویژگی سوخت خاصی است که مورد استفاده قرار میگیرد و ضریب گرمای ویژه یک ویژگی معلوم هواست. در عملکرد موتور ما میتوانیم نسبت جریان سوخت را که با یک مقدار که نسبت سوخت به هوا خوانده میشود، تعیین میگرد، تنظیم کنیم و نسبت دما را نیز در محفظه ی احتراق تعیین کنیم. نسبت دما و نسبت فشار محفظه ی احتراق یک مقدار را برای نسبت دمای موتور و نسبت فشار موتور تعیین میکنند تا تراست تئوری موتور تعیین شود.

روشن است که ما میتوانیم نسبت دما را کنترل کنیم و تراست تولیدی را به بزرگی آنچه میخواهیم برسانیم. تنها با افزایش نسبت جریان سوخت و نسبت سوخت به هوا. در عین حال جزئیات فرآیند احتراق محدودیت هایی را در نسبت سوخت به هوا ایجاد می کند و در عملکرد موتور، مقدار حداکثر دمای خروجی محفظه ی احتراق وجود دارد که با محدودیت های مواد سازنده تعیین می شود و چنانچه سعی شود موتور در دمایی بالاتر از مقدار حداکثر کار کند، محفظه ی احتراق و توربین دچار مشکل شده و از بین میروند.





ترمودینامیک توربین قدرت

همه ی موتورهای توربینی جهت به گردش در آوردن کمپرسور، از توربین استفاده میکنند. کار توربین جذب انرژی از جریانات داغ خروجی محفظه ی احتراق است. در حین اینکه جریان از میان توربین میگذرد کل فشار و دمای آن کاهش پیدا میکند. این کاهش در فشار با نسبت فشار توربین اندازه گیری میشود که نسبت فشار هوای خروجی توربین به فشار هوای ورودی توربین است. این مقدار همیشه کمتر از یک است. با در نظر گرفتن موقعیت مکانی شماره ها، TPR برابر است با کل فشار قسمت ۵ بر روی کل فشار قسمت ۴:

$$TPR = \frac{pt_5}{pt_4} \leq 1.0$$

در توربین محوری ایرفویل های آبشاری کوچکی بر روی شفت نشسته اند که با سرعت بسیار بالایی میچرخند. از آنجایی که هیچ گرمای بیرونی در طی این فرآیند از توربین گرفته یا داده نمی شود، فرآیند یک فرآیند آیسنتراپیک است. نسبت دمای میان توربین بر اساس معادلات جریانات آیسنتراپیک، به نسبت فشار وابسته است:

$$\frac{Tt_5}{Tt_4} = \left(\frac{pt_5}{pt_4} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

و در نتیجه برای نسبت فشار توربین خواهیم داشت:

$$TPR = \frac{pt_5}{pt_4} = \left(\frac{Tt_5}{Tt_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

کار گرداندن توربین و شفت توسط جریان انجام میگیرد. بنا به قانون پایستگی انرژی، کار توربین بر جرم جریان، برابر است با تغییر آنتالپی ویژه ی جریان از قسمت ورودی تا خروجی توربین:

$$TW = ht_4 - ht_5$$

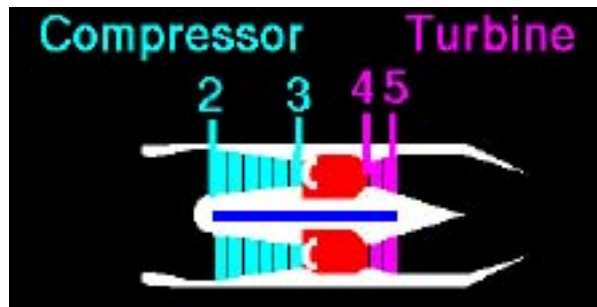
آنتالپی در قسمت ورودی و خروجی به کل دما در این قسمت ها وابسته است :

$$TW = c_p (Tt_4 - Tt_5)$$

که با حل جبری رابطه ی بالا میرسیم به :

$$TW = \eta_t c_p Tt_4 (1 - TPR^{(\gamma-1)/\gamma})$$

تیغه های توربین در محیط حرارتی بالاتری از تیغه های کمپرسور قرار دارند. جریان انتهایی محفظه ی احتراق، یعنی جریانی که به تیغه های توربین میرسد، دمایی بالاتر از ۱۰۰۰ درجه ی فارنهایت دارد. به همین دلیل تیغه های توربین باید از مواد ویژه ای باشد که توانایی استقامت گرمایی داشته باشد یا دائما خنک کاری شود.



تعادل کمپرسور و توربین

تغییرات فشار و دمای کل موتور را میتوان با دانستن عملکرد قسمتهای مجزای موتور تعیین کرد. در این صورت عملکرد کلی موتور، تراست و مصرف سوخت را میتوان به راحتی تعیین کرد. این کار کمی ساده شده است، چون کمپرسور و توربین با شفت به یکدیگر وصل شده اند. کار توربین باید با کار لازم برای کمپرسور برابر باشد. یعنی :

$$CW = TW$$

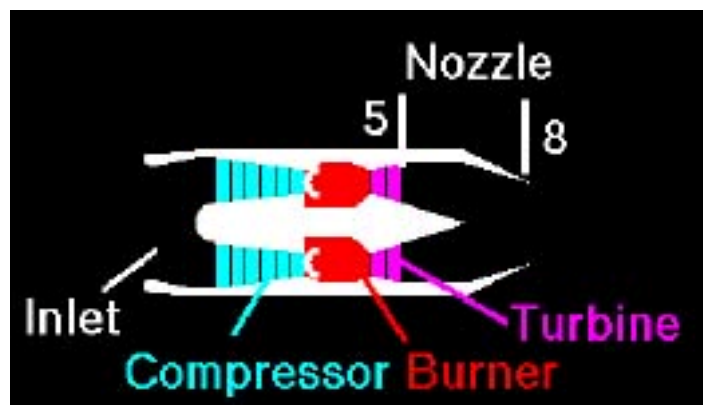
$$\frac{c_p Tt_2 (CPR^{(\gamma-1)/\gamma} - 1)}{\eta_c} = \eta_t c_p Tt_4 (1 - TPR^{(\gamma-1)/\gamma})$$

که با ساده کردن این معادله برای نسبت فشار توربین می رسیم به :

$$TPR^{(\gamma-1)/\gamma} = 1 - \frac{Tt_2}{\eta_c \eta_t Tt_4} \left(CPR^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right)$$

از این معادله میتوان به دو طریق استفاده کرد. ما میتوانیم افزایش فشار کمپرسور را تعیین کنیم تا کاهش فشار توسط توربین بدست آید. یا اگر ما کاهش فشار توسط توربین را میدانیم، میتوانیم افزایش فشار توسط کمپرسور را محاسبه کنیم. اولین روش استفاده از این معادله در طراحی اولیه ی موتور به کار گرفته میشود و دومین روش پس از طراحی و ساخت، جهت تعیین عملکرد موتور مورد استفاده قرار میگیرد.

هر موتوری تحت مجموعه ای از نیازها و شرایط طراحی میشود. این شرایط ممکن است شامل اندازه ی موتور، تراست در هنگام برخاست یا حداکثر تراست در بالاترین سقف پروازی باشد. تحت شرایط طراحی ما میتوانیم مقدار متغیرهای ترمودینامیکی مهم را انتخاب کنیم، شامل: حداکثر دمای سوزاننده ها، نسبت تراکم کمپرسور و مساحت نازل. همه ی شرایط پروازی دیگر، سرعت و ارتفاع، تنظیمات دریچه ی سوخت، خروجی طراحی خواهند بود. برای یک موتور ساخته شده، کاهش فشار در توربین را میتوان با جریان هوای نازل و میزان دریچه ی سوخت، محاسبه کرد.



عملکرد نازل

در یک موتور جت نازل قسمتی است که بر اساس آنچه در قسمت تولید تراست شرح داده شده، تراست تولید میکند. همچنین نازل کل نسبت جرم جریان میانی موتور را تنظیم میکند. نازل بعد از قسمت توربین قرار میگیرد و اگرچه بر روی جریان کاری انجام نمیدهد اما دارای صورتهای طراحی مهمی است.

بدلیل اینکه نازل کار ترمودینامیکی انجام نمیدهد، کل دما میان نازل ثابت است. با در نظر گرفتن شماره گذاری استاندارد قسمت های مختلف، ورودی نازل قسمت ۵ و خروجی آن قسمت ۸ است. پس نسبت کل دمای انتهای نازل بر کل دمای ابتدای آن برابر یک است :

$$\frac{Tt_8}{Tt_5} = 1$$

و در نتیجه کل فشار نیز در میان نازل ثابت است :

$$\frac{pt_8}{pt_5} = 1$$

فشار ایستا در خروجی نازل برابر فشار ایستای جریانات آزاد است، مگر اینکه جریان خروجی به شرایط فراصوتی برسد. یک نازل همگرا - واگرا (CD) جریان خروجی فراصوتی خواهد داشت، درحالی که یک نازل ساده ی همگرا نمی تواند چنین شرایط خروجی داشته باشد. نسبت کل فشار نازل بر فشار ایستا، نسبت فشار نازل نامیده میشود :

$$NPR = \frac{pt_8}{p_8} = \frac{pt_8}{p_0}$$

بر اساس معادله ی انرژی برای نازل، کل آنتالپی ویژه برابر آنتالپی ایستا بعلاوه ی نصف مجذور سرعت خروجی است :

$$h = c_p T$$

$$ht_8 = h_8 + \frac{V_8^2}{2\eta_n}$$

یک فاکتور بازدهی (بازدهی آدیاباتیک) جهت حساب کردن تمام اتلافات در نازل، باید مشمول معادله شود ولی مقدار آن بطور عادی بسیار نزدیک یک است. با استفاده از کمی محاسبه ی جبری که در دوران متوسطه آموختید و با استفاده از تعاریف معرفی شده، میتوانید معادله ی انرژی را برای سرعت خروجی حل کنید :

$$V_e = V_8 = \sqrt{2c_p \eta_n Tt_8 \left(1 - [1/NPR]^{(\gamma-1)/\gamma}\right)}$$

با استفاده از این سرعت و نسبت جرم جریان میانی موتور، میتوان مقدار تراست تولیدی توسط نازل را با حل معادله ی تراست محاسبه کرد.

همان طوری که نشان داده شد، سرعت خروجی گازهای نازل به نسبت فشار نازل و کل دمای نازل بستگی دارد. نسبت فشار نازل به فشار ایستای خروجی و کل فشار نازل بستگی دارد. ما میتوانیم کل فشار نازل را با شرایط جریانات آزاد و نسبت فشار موتور تعیین کنیم. نسبت فشار موتور به نسبت فشار در کل قسمت های موتور بستگی دارد. همچنین میتوانیم کل دمای نازل را از طریق نسبت دمای موتور تعیین کنیم. نسبت دمای موتور نیز به نسبت دما در کل قسمت های موتور بستگی دارد. با این داده ها میتوانیم تراست تولیدی یک موتور جت را تعیین کنیم.

معادلات عملکرد نازل که در این صفحه مطرح شد، برای موتورهای راکتی نیز صدق می کنند، با این تفاوت که نازل موتورهای راکتی، همیشه جریان خروجی را با سرعت های فراصوتی انتشار می دهد.



خرداد ۱۳۸۵

نویسنده و ناشر: فرزاد رنجبر

تمام حقوق مادی و معنوی محفوظ است.

جهت کسب اطلاعات بیشتر به آدرس اینترنتی زیر مراجعه کنید :

<http://jet.blogfa.com/>

یا با ایمیل زیر تماس حاصل نمایید :

bloriant@gmail.com

شماره تلفن برای تماس :

۰۴۵۲۴۲۵۴۷۶۴