

بررسی تأثیر مشخصه‌های هندسی موتور پالس جت بدون دریچه روی تراست

آریا نظریور^۱، مانی فتحعلی^۲

۱ کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، aria.np@hotmail.com

۲ استادیار دانشکده هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۱۱/۱۴

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۲/۱۶

چکیده

امروزه عواملی چون سادگی، هزینه پایین تعمیر و نگهداری و نسبت تراست به وزن بالای موتور پالس جت، همچنین به‌کارگیری روش‌های متنوع در حل عددی، سبب توسعه دوباره این دسته از موتورها در کاربردهای غیرنظامی شده است. این مقاله آنالیز حساسیتی است که تأثیر پارامترهای هندسی موتور پالس جت بدون دریچه را روی نیروی پیشران مورد بررسی قرار می‌دهد. برای این منظور، نخست مشخصه‌های هندسی موتور به‌صورت پارامترهایی بدون‌بعد در هر بخش استخراج و با تغییر آن مشخصه‌ها، ده هندسه جدید برای موتور تعریف شده، سپس با روش جدیدی برای حل عددی (که براساس آن احتراق به‌صورت شرط اولیه مدل شده) نیروی پیشران در یک سیکل کاری محاسبه شده است. همچنین صحت‌گذاری حل با یک موتور پالس جت دریچه‌دار، با خطای کمتر از ۵ درصد صورت گرفته است. نتایج نشان می‌دهد اگر نسبت طول به قطر میانگین لوله خروجی به عدد ۲۹، محفظه احتراق به عدد ۱/۲۵ و لوله ورودی موتور به عدد ۳/۵ (در محدوده تعریف شده) نزدیک‌تر باشد، (با مصرف سوخت و وزن ثابت) تراست تولیدی موتور به میزان قابل توجهی افزایش می‌یابد، تنها باید توجه داشت تغییر هندسه سبب افزایش بیش از حد محفظه احتراق نشود و توزیع فشار یکنواخت باشد و به مقدار پیش فشار معین برای شروع احتراق سیکل دوم برسد تا موتور خودکفا شود.

واژگان کلیدی

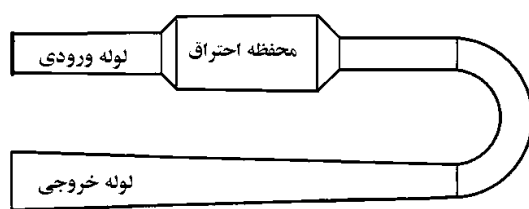
موتور پالس جت بدون دریچه U شکل، امواج ضربه‌ای، تراست

۱. مقدمه

ساخت، به‌کارگیری، تعمیر و نگهداری این موتور را ساده‌تر می‌کند. تمامی مراحل یک چرخه عملکردی این موتور در کسری از ثانیه رخ می‌دهد و تکرار پالس‌های متناوب سبب شکل‌گیری نیروی پیشران نسبتاً منظمی می‌گردد. بنابراین برای این موتور دوره

موتور پالس جت، یک لوله توخالی با ساختار هندسی، اثرودینامیکی، اکوستیکی و ترمودینامیکی خاص، فاقد قطعات دوار است و از امواج ضربه‌ای ناشی از احتراق سوخت برای تولید نیروی پیشران استفاده می‌کند. نداشتن قطعه متحرک امکان

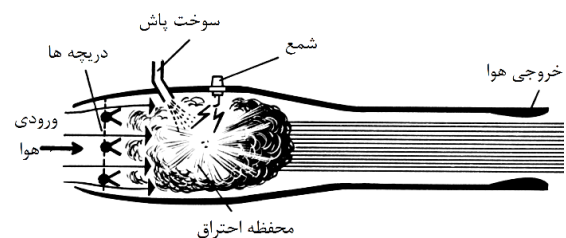
ذوب، متلاشی شود. بازده موتور دریچه‌دار نیز پایین است؛ زیرا هنگام کار موتور، عملاً یکسوم از گازهای ناشی از احتراق قبل از بسته‌شدن دریچه‌ها از قسمت ورودی موتور خارج شده و تنها دو سوم آن از لوله خروجی خارج می‌شود. بنابراین نیروی خالص پیشران تنها یکسوم از پتانسیل کل موتور را تشکیل می‌دهد [۴]. علاوه بر آن، آثار توربولنسی و نیروی پسای ناشی از بسته‌شدن دریچه‌ها و همچنین ورود گازها از قسمت انتهایی در مرحله مکش هوا، سبب افت شدید بازده این موتور می‌شود. سطح آلودگی صوتی ایجادشده توسط موتور پالس جت ممکن است سبب وارد آوردن صدمه به شنوایی بشود، در نتیجه کاربرد عملیاتی این موتور محدود می‌شود. بعدها آزمایشات زیادی روی پالس جت انجام گرفت و منجر به حذف دریچه شد و دوباره به سمت توسعه موتور پالس جت بدون دریچه روی آورده شد. اداره تسلیحات دریایی ایالات متحده و شرکت هیلر^۵ در سال‌های ۱۹۶۱ تا ۱۹۶۳ م، به‌طور مشترک مدیریت پروژه تحقیقاتی موتور پالس جت بدون دریچه U شکل را برای بهبود آن به‌منظور استفاده در سیستم‌های پیشران برعهده گرفتند. در این مدت تعداد زیادی موتور پالس جت ساخته و آزمایش شد [۳]. مشهورترین موتوری که در این مدت ساخته شد، موتور پالس جت بدون دریچه U شکل لاکوود هیلر بود. کمپانی هیلر همچنین در بهبود و پیشرفت چندین نمونه موتور پالس جت بسیار موفق بود. از دستاوردهای این شرکت می‌توان به بهبود مصرف سوخت ویژه و ساخت افزاینده تراست اشاره کرد [۵-۶]. در شکل ۲ ساختار کلی موتور پالس جت بدون دریچه U شکل نمایش داده شده است [۲].



شکل ۲. ساختار کلی موتور پالس جت بدون دریچه U شکل

از سال ۲۰۰۵ م با توسعه سیستم مدلسازی کامپیوتری و پیشرفت روش‌های عددی در حل معادلات سیال امکان شبیه‌سازی مسائل مربوط به موتور پالس جت را به‌وجود آورد (که در زمان جنگ جهانی دوم ممکن نبود) و راه را برای بهینه‌سازی این موتور هموار کرد و آن را در صدر امور تحقیقاتی قرار داد. از این تحقیقات می‌توان به بهینه‌سازی مدل بدون دریچه U شکل،

تناوب کاری و فرکانس قابل تعریف است. این فرایند تا زمان متلاشی‌شدن کل موتور به‌سبب دمای بالا و از کار افتادگی سازه‌های ادامه می‌یابد. تناوب در عملکرد (پالس)، مفهوم اصلی و کاری موتور پالس جت است. استفاده از دو مفهوم پالس و جت کنار هم، عملاً توسط توماس پیوت^۱ در سال ۱۸۹۱ م در فرانسه به‌کار گرفته شد و بر اساس آن موتوری که با بخار آب کار می‌کرد، ساخته شد؛ البته مفاهیم بنیادی احتراق پالسی ابتدا در سال ۱۷۷۷ م کشف شد. نخستین نمونه هوا تنفسی این موتور توسط کاراوودین^۲، مهندس روسی، و همچنین اولین نمونه از پالس جت، که دارای تراست قابل توجهی بود، توسط مهندس فرانسوی، مارکنت^۳ ابداع شد. او در این نمونه از مجرای خروجی مخروطی (نازل) استفاده کرد که بازده بالاتری در تبدیل انرژی گازهای ناشی از احتراق به انرژی جنبشی داشت [۱]. به‌دلیل محدودیت‌هایی نظیر مصرف سوخت بالا، آلودگی صوتی زیاد و بازدهی پایین، این موتور پیشرفتی نداشت تا در سال ۱۹۳۰ م، مهندسی آلمانی به نام پل اشمیت^۴ در توسعه موتورهای احتراقی، اصول جدیدی را برای این موتور کشف کرد که منجر به ساخت موتور پالس جت (دریچه‌دار) شد. در سال ۱۹۴۴ پرنده بدون سرنشین وی. وان^۵ با پیشران پالس جت ساخته شد که در اصل اولین موفقیت در کاربرد موتور پالس جت به‌عنوان پیشران بود [۲]. بعد از جنگ جهانی دوم، آمریکا و البته برخی دیگر از کشورها روند پیشرفت این موتور را ادامه دادند. در شکل ۱ ساختار کلی موتور پالس جت دریچه‌دار نشان داده شده است [۳].



شکل ۱. ساختار کلی موتور پالس جت دریچه‌دار [۱]

از معایب این نوع موتور مصرف بالای سوخت آن است. همچنین عملکرد ضربانی در کارکرد موتور، سبب ایجاد ارتعاش زیادی روی سازه این موتور می‌شود. در مدل دریچه‌دار این ارتعاش سبب از کار افتادن دریچه می‌شود. تنش حرارتی هم از دیگر محدودیت‌های این موتور است که گاهی باعث می‌شود موتور پیش از از کار افتادن دریچه‌ها، به‌دلیل رسیدن به دمای

در شکل ۴ خروج موج تراکمی از لوله ورودی و انعکاس آن به صورت موج انبساطی به داخل موتور نمایش داده شده است. با توجه به طولانی‌تر بودن مسیر حرکت گازها از لوله خروجی، با اختلاف زمانی موج دوم تراکمی به انتهای لوله خروجی رسیده و انعکاس آن به صورت موج انبساطی ضعیفی به داخل موتور بازمی‌گردد و سبب خروج گازها از لوله خروجی می‌گردد و رانش عمده از لوله خروجی نیز حاصل می‌شود. با رسیدن موج انبساطی به محفظه و رقیق‌تر شدن سیال موجود، فشار محفظه افت پیدا می‌کند. موج انبساطی پس از رسیدن به انتهای (بسته) موتور نیز به صورت موج انبساطی منعکس شده و بازمی‌گردد. با حرکت موج منعکس شده به سمت دهانه موتور گاز موجود در لوله در خلاف جهت سبب عدم خروج گازهای داغ در قسمت خمیده موتور می‌شود. در لوله خروجی نیز این پدیده با اختلاف زمانی کمی صورت می‌گیرد. در شکل ۵ این فرایند نمایش داده شده است. با رسیدن موج انبساطی به دهانه ورودی موتور، موج تراکمی ضعیفی وارد موتور شده و جریان هوا به سمت محفظه احتراق روانه می‌شود. در محفظه نیز به علت افت فشار سوخت‌پاش‌ها خود به خود فعال می‌شوند. با رسیدن موج تراکمی به محفظه، جریان ورودی نیز به محفظه رسیده و تراکم آن شروع می‌گردد. این پدیده اثر کادناسی^۷ نامیده می‌شود. این پدیده برای حفظ گازها در محفظه احتراق و جلوگیری از خروج آنها برای شروع سیکل بعدی موتور نیز مؤثر است. در لوله خروجی نیز همین پدیده رخ می‌دهد که سبب تسریع فرایند تراکم مخلوط سوخت و هوا در محفظه می‌گردد. البته موتور به نحوی عمل می‌کند که هوای زیاد داخل موتور (که سبب ایجاد تراست منفی است) نشود. همان‌طور که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، با رسیدن هوای داغ از قسمت خمیده موتور به محفظه مجدداً احتراق شروع شده و سیکل (پالس) دوم موتور نیز آغاز می‌گردد.

سیکل ترمودینامیکی این موتور فرایند با دو تئوری لئونوار^۸ و همفری^۹ تشریح می‌شود [۱]. به این ترتیب که در نظریه لئونوار (شکل ۷)، سه فرایند، سیکل ترمودینامیکی را تشکیل می‌دهد.

از حالت ۱ به ۲: در این مرحله افزایش فشار در حجم ثابت رخ می‌دهد. بنابراین چون حجم ثابت است کار انجام‌شده برابر صفر است. در این مرحله سیستم گرما گرفته و دمای سیستم بالا می‌رود. این مرحله معادل احتراق در موتور پالس جت است.

که توسط شرکت بوئینگ در حال انجام است، همچنین توسعه موتورهای پالس جتی با نام ایکس جت با بازدهی و ضربه ویژه دو برابر اشاره کرد [۷]. کاربردهایی که امروزه برای این موتور مورد آزمایش و بررسی است، سه دسته‌بندی کلی را شامل می‌شود؛ اول به‌عنوان یک راکتور، مثلاً در نیروگاه‌ها جهت افزایش بازده نیروگاه [۸] و همچنین به‌عنوان سیستمی ساده، سبک، جایگزین سوپرشارژر برای افزایش بازده موتور خودرو و هواپیما. دوم به‌عنوان عامل اصلی ایجاد نیروی پیشران که امروزه با نصب آن روی شاسی خودروهایی نظیر کارتینگ و هواپیماهای کوچک (با سرشین کم) و بدون سرشین و سوم به‌عنوان عامل بازدارنده از حرکت (ترمز) در خودروهای سنگین و قطارها [۹]. در ادامه بر نظریه عملکرد موتور پالس جت بدون دریچه U شکل و چرخه ترمودینامیکی بحث شده است. سپس به معرفی پارامترهای هندسی پرداخته و پارامترهای بدون بعد استخراج شده است. در بخش بعد، با توضیح روش حل، معادلات حاکم، شرایط اولیه و مرزی ارائه شده و نهایتاً به تحلیل و بررسی نتایج پرداخته شده است.

۲. تئوری حاکم

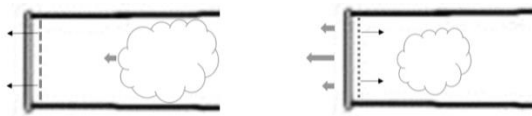
با توجه به اینکه تحقیق روی موتور پالس جت بدون دریچه U شکل متمرکز است عملکرد یک سیکل آن به تفصیل توضیح داده شده است [۱۰-۱۱]. با شروع احتراق فشار و دمای محفظه تا میزان ماکزیمم خود افزایش پیدا می‌کند. اختلاف فشار درون محفظه و مابقی موتور سبب ایجاد دو موج تراکمی (فشاری) شده که به طرفین حرکت می‌کنند. گازهای ناشی از احتراق در موتور پخش شده و به‌سوی لوله ورودی و خروجی حرکت می‌کنند. در شکل ۳ موتور پالس جت بدون دریچه U شکل و نحوه شکل‌گیری امواج تراکمی ناشی از احتراق را نمایش می‌دهد. لازم به‌ذکر است که در تمامی شکل‌های سیکل کاری موتور خطچین موج تراکمی و نقطه‌چین موج انبساطی را نشان می‌دهد. همچنین پیکان‌های ضخیم جهت حرکت سیال و پیکان‌های نازک جهت حرکت امواج را نشان می‌دهند.

ابتدا موج فشاری به دهانه ورودی موتور رسیده و به صورت موج انبساطی ضعیفی به درون موتور منعکس می‌شود. موج انبساطی به سمت محفظه حرکت کرده و سبب خروج گازها از لوله ورودی می‌شود که منجر به تولید رانش از لوله ورودی می‌گردد.

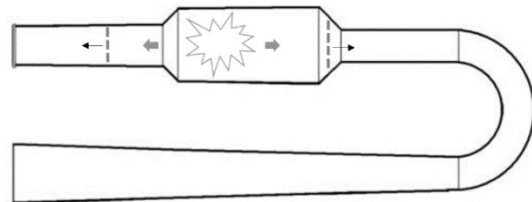
رسیدن به حجم و دمای اولیه را دربردارد. لازم به ذکر است چون زمان برای تراکم مخلوط سوخت و هوای ورودی به موتور پالس جت بسیار کم است، مرحله فرایندی معادل افزایش فشار تا فشار پیش از احتراق در چرخه لوناوار وجود ندارد. موتور پالس جت، با چرخه دیگری (تئوری همفری) که در شکل ۸ نمایش داده شده است، نیز تشریح می‌شود. تفاوت این چرخه در قسمت افزایش فشار تا فشار پیش از احتراق است که یک فرایند تراکم آدیاباتیکی به چرخه لوناوار اضافه شده است. این چرخه برای تمامی موتورهای پالس جت (با دریچه و بدون دریچه) و همچنین موتور پالس دتوئیشن^۱ صادق است.

از حالت ۲ به ۳: در این مرحله انبساط آیزنتروپیک گازها رخ داده و فشار را به حالت اول برمی‌گرداند. در واقع این مرحله یک فرایند انبساط آدیاباتیکی برگشت‌پذیر است. در این مرحله سطح آنتروپی تغییری نمی‌کند. بنابراین کار انجام‌شده در این فرایند به تولید تراست موتور پالس جت می‌انجامد.

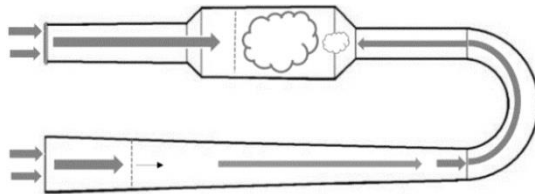
از حالت ۳ به ۱: در این مرحله یک تراکم در فشار ثابت، گازهای ناشی از احتراق را به حالت اول برمی‌گرداند. در این فرایند گازها حرارت از دست داده و دمای آنها به دمای اولیه کاهش می‌یابد. چون موتور پالس جت یک سیستم باز ترمودینامیکی است، این مرحله معادل خروج گازها از خروجی موتور بوده و



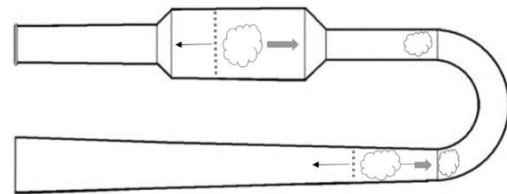
شکل ۴. خروج موج تراکمی (چپ)، ورود موج انبساطی (راست)



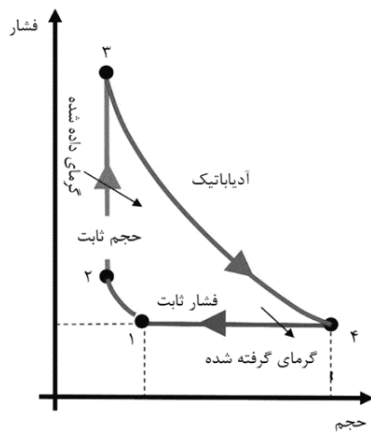
شکل ۳. شکل‌گیری امواج تراکمی ناشی از احتراق



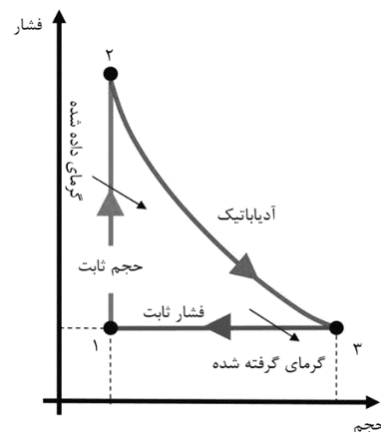
شکل ۶. رسیدن گازهای داغ به مخلوط آماده احتراق



شکل ۵. انعکاس امواج انبساطی از قسمت انتهایی موتور



شکل ۸. سیکل ترمودینامیکی پالس جت براساس نظریه همفری [۱]

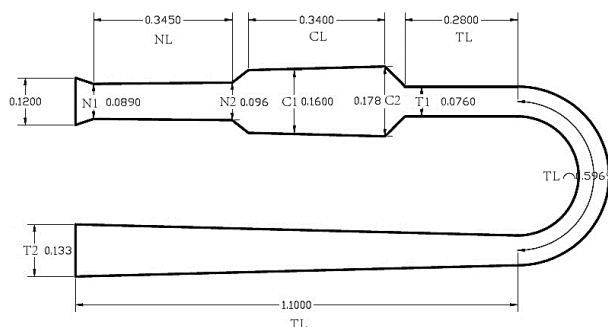


شکل ۷. سیکل ترمودینامیکی پالس جت براساس نظریه لوناوار [۱]

۳. مشخصه‌های هندسی

نقطه شروع برای طراحی مفهومی و اولیه موتور پالس جت، با تخمینی در تعیین روابط بین پارامترهای طراحی و عملکردی روی نمونه‌های ساخته شده موجود به دست آمده و تراست مورد نظر برای مأموریت تخمین زده می‌شود. سپس ملزومات طراحی مشخص شده تا طرح اولیه موتور و مشخصات آن به دست آید [۱۲]. ابتدا این موتور را به سه قسمت محفظه احتراق، لوله خروجی و لوله ورودی تقسیم می‌کنیم. در شکل ۹ ابعاد موتور مورد بررسی برحسب متر نمایش داده شده است [۱۳]. در سال ۱۹۶۹ م، ریموند لاکوود^{۱۱}، به همراه دکتر بنت^{۱۲} و دکتر گرابر^{۱۳} تحقیقاتی را روی موتورهای پالس جت U شکل به صورت تجربی انجام دادند تا معیار مشخصی برای هندسه این موتور استخراج شود [۱۴-۱۵]. دو پارامتر اساسی در نتایج این تحقیقات معرفی شد؛ اول طول قسمت، دوم قطر میانگین قسمت. این دو پارامتر در شکل ۹ روی موتور و همچنین در جدول ۱ ارائه شده است. میانگین قطر در هر بخش، از دو عدد که با اندیس‌های ۱ و ۲ روی شکل نشان داده شده است، به دست می‌آید. پارامترهای بدون بعد از تقسیم طول بر قطر میانگین در هر بخش حاصل شد. جدول ۲

محدوده مناسب این پارامترهای بدون بعد را نشان می‌دهد. همواره پارامترهای هندسی اساسی همانند طول، قطر و نسبت منطری (نسبت طول به قطر کل) و نسبت مساحت دهانه ورودی به خروجی برای موتورهای پالس جت مطرح بوده و روی آن تحقیقاتی صورت گرفته است. موتور پالس جت بدون دریچه U شکل (موتور مورد بررسی) نیز بعدها دستخوش این تغییرات به تراست ۲۴۵ نیوتن رسید. این موتور به موتور ۵۵ پوندی نیز معروف است. در این مقاله قصد داریم تا با نتایج حاصل از پروژه لاکوود [۶]، آنالیز حساسیتی را روی تراست این موتور به یک روش جدید عددی انجام دهیم. به این شرح که ابتدا سه مقدار بدون بعد مشخصه هندسی این موتور را استخراج کرده و سپس با ثابت نگه داشتن دو مشخصه، به مشخصه دیگر سه مقدار (حداقل، میانگین و حداکثر) در بازه مجاز می‌دهیم. بنابراین ۹ هندسه برای این موتور استخراج شده و علاوه بر آن یک هندسه دیگر با در نظر گرفتن تمامی مشخصه‌ها در مقدار میانگین به دست آمده است. جدول ۳ و ۴ مقدار مشخصه‌های هندسی بدون بعد برای موتور اصلی و همچنین ده هندسه جدید تعریف شده برای موتور را نشان می‌دهد.



شکل ۹. ساختار و ابعاد موتور پالس جت بدون دریچه U شکل مورد بررسی

جدول ۱. معرفی پارامترهای هندسی [۱۲]

نماد	مشخصه هندسی
TL	طول کل لوله خروجی
TM	میانگین قطر لوله خروجی
CL	طول محفظه احتراق
CM	میانگین قطر محفظه احتراق
NL	طول لوله ورودی
NM	میانگین قطر لوله ورودی

جدول ۲. تعریف نسبت و بازه مجاز برای پارامترهای بدون بعد هندسی [۶]

قسمت	لوله خروجی	محفظه احتراق	لوله ورودی
نسبت مشخصه هندسی	$26 \leq T_L / T_M \leq 9$	$1.25 \leq C_L / C_M \leq 1.75$	$3.5 \leq N_L / N_M \leq 4.25$

جدول ۳. تعریف مشخصه‌های هندسی در حالت اصلی و پنج حالت اول

مشخصه/حالت	اصلی	۱	۲	۳	۴	۵
T_L/T_M	۸/۹۱	۶	۷.۵	۹	۸/۹۱	۸/۹۱
C_L/C_M	۲/۰۶	۲/۰۶	۲/۰۶	۲/۰۶	۱/۲۵	۱/۵
N_L/N_M	۳/۷۲	۳/۷۲	۳/۷۲	۳/۷۲	۳/۷۲	۳/۷۲
قطر دهانه ورودی [*]	۰/۱۲	۰/۱	۰/۰۹	۰/۰۸	۰/۱۲	۰/۱۲
قطر دهانه خروجی [*]	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳

* واحد برحسب متر می‌باشد

جدول ۴. تعریف مشخصه‌های هندسی در پنج حالت دوم

مشخصه/حالت	۶	۷	۸	۹	۱۰
T_L/T_M	۱۸/۹۱	۱۸/۹۱	۱۸/۹۱	۱۸/۹۱	۷/۵
C_L/C_M	۲/۰۶	۲/۰۶	۲/۰۶	۲/۰۶	۱/۵
N_L/N_M	۳/۷۲	۳/۷۲	۳/۷۲	۳/۷۲	۳/۷۲
قطر دهانه ورودی [*]	۰/۱	۰/۰۹	۰/۸	۰/۱۲	۰/۱۲
قطر دهانه خروجی [*]	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳	۰/۱۳۳

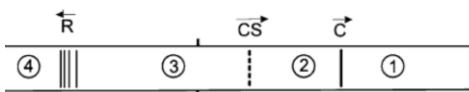
* واحد برحسب متر می‌باشد

۴. روش حل و معادلات حاکم

تحلیل موتور پالس جت براساس دو روش صورت می‌گیرد: حل تحلیلی امواج به صورت مشخصه‌ها و حل عددی معادلات نویر استوکس که در ادامه توضیح داده شده است.

در این بخش حل تحلیلی امواج به صورت مشخصه‌ها برای قسمت‌های مختلف موتور پالس جت بدون دریچه آورده شده است [۹-۱۶]. این روش با استخراج روابط از قوانین گاز دینامیکی در موتور پالس جت با توجه به شرایط و فرضیات مسئله به محاسبه مشخصه‌های امواج در این موتور می‌پردازد. ابتدا امواج در یک لوله یکنواخت بدون تغییر سطح مقطع بررسی شده است. شکل ۱۰ این لوله را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که R نماد موج انبساطی، CS نماد موقعیت گاز و C نماد موج فشاری (تراکمی) و همچنین

در روابط A سطح مقطع، M عدد ماخ، u سرعت، a سرعت صوت، ρ دانسیته و p فشار می‌باشد. ناحیه‌های مختلف، قبل و بعد از موج شماره‌گذاری شده است.



شکل ۱۰. امواج در یک لوله با سطح مقطع یکنواخت [۱۱]

ناحیه ۴ در شکل ۱۰، دارای فشار و دمای ماکزیمم محفظه احتراق است، در حالی که ناحیه ۱، لوله خروجی بوده و در شرایط نزدیک به دما و فشار محیط (اتمسفر) قرار دارد. با فرض تغییرات ناچیز ثابت ویژه گازها (برای هوا ۲۷۸ ژول بر کیلوگرم کلوین) و

شکل ۱۱. امواج در اتصال لوله به محفظه احتراق [۱۱]

$$u_4 + \frac{2a_4}{\gamma-1} = u_{3b} + \frac{2a_{3b}}{\gamma-1} \quad (9)$$

در این رابطه سرعت در مقابل موج انبساطی (ناحیه ۴) صفر بوده و از تئوری جریان آیزنتروپیک رابطه ۱۰ و ۱۱ بین ناحیه ۴ و ۳ (قبل و بعد از موج انبساطی) برقرار است.

$$\frac{P_{3b}}{P_4} = \left(\frac{a_{3b}}{a_4}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \quad (10)$$

$$\frac{\rho_{3b}}{\rho_4} = \left(\frac{P_{3b}}{P_4}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (11)$$

نسبت سطح مقطع‌ها نیز بین دو ناحیه 3a و 3b با داشتن سرعت جریان در هر ناحیه از رابطه ۱۲ به دست می‌آید. همچنین u معرف بالادست جریان و d معرف پایین دست جریان می‌باشد.

$$\frac{A_u}{A_d} = \frac{M_{a_{3a}} \left(2 + (\gamma-1)M_{a_{3b}}^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_{a_{3b}} \left(2 + (\gamma-1)M_{a_{4b}}^2\right)} \quad (12)$$

با فرض آیزنتروپیک بودن موج تراکمی رابطه ۱۳ و بین دو ناحیه ۱ و ۲ برقرار است.

$$u_2 - \frac{2a_2}{\gamma-1} = u_1 + \frac{2a_1}{\gamma-1} \quad (13)$$

همچنین بین ناحیه ۱ و ۲ نیز، از نظریه جریان آیزنتروپیک رابطه ۱۴ و ۱۵ برقرار می‌باشد.

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \quad (14)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (15)$$

رابطه ۹ را می‌توان با استفاده از عدد ماخ، به صورت رابطه ۱۶ و با ساده‌سازی برای محاسبه سرعت ناحیه 3b به صورت رابطه ۱۷ نوشت.

$$u_{3b} = a_{3b} M_{a_{3b}} = \frac{2(a_4 - a_{3b})}{\gamma-1} \quad (16)$$

$$a_{3b} = \frac{a_4}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{a_{3b}}^2} \quad (17)$$

در ناحیه بین 3a و ۲، که گاز در حال حرکت است، سرعت گاز و فشار در دو ناحیه برابر، اما دانسیته و سرعت صوت متفاوت است. با چنین فرضی بازنویسی رابطه ۱۳ به صورت رابطه ۱۸ می‌شود.

نسبت گرمای ویژه (برای هوا ۱/۴ ژول بر کیلوگرم کلوین) رابطه ۱ بین سرعت صوت، دما و فشار برقرار است.

$$\frac{a_4}{a_1} \approx \sqrt{\frac{T_4}{T_1}} \approx \sqrt{\frac{P_4}{P_1}} \quad (1)$$

رابطه ۲ طبق نظریه مشخصه‌های موج برقرار است:

$$\frac{2a_4}{\gamma-1} = u_2 + \frac{2a_3}{\gamma-1} \quad (2)$$

از ترکیب رابطه ۲ با معادله مشابه، که بین ناحیه ۱ و ۲ برقرار است، رابطه ۳ حاصل می‌شود:

$$\frac{2a_1}{\gamma-1} = \frac{2a_2}{\gamma-1} - u_2 = \frac{2(a_2 - a_4 + a_3)}{\gamma-1} \quad (3)$$

در ناحیه بین ۳ و ۲ که گاز در حال حرکت است، سرعت گاز و فشار در دو ناحیه برابر، اما دانسیته و سرعت صوت متفاوت است.

$$\frac{a_3}{a_4} = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} = \left(\frac{P_2}{P_1} \times \frac{P_1}{P_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} = \frac{a_2}{a_1} \left(\frac{P_1}{P_4}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \quad (4)$$

با ترکیب روابط ۳ و ۴ سرعت صوت در ناحیه ۲ به صورت رابطه ۵ به دست می‌آید:

$$a_2 = \frac{a_1 + a_4}{1 + \frac{a_4}{a_1} \left(\frac{P_4}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}}} \quad (5)$$

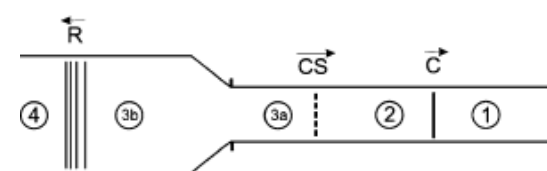
با مرتب‌سازی روابط دیگر مشخصه‌های جریان در ناحیه ۲ از روابط ۶ تا ۸ محاسبه می‌شوند.

$$P_2 = P_1 \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$

$$\rho_2 = \rho_1 \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (7)$$

$$u_2 = \frac{2(a_2 - a_1)}{\gamma-1} \quad (8)$$

اگر ناحیه یکنواخت نباشد، همانند شکل ۱۱، ناحیه اتصال محفظه احتراق به لوله ورودی و خروجی از نظریه مشخصه موج در دینامیک گازها رابطه ۹ بین ناحیه ۴ و ۳ (قبل و بعد از موج انبساطی) برقرار است.



بنابراین در هر ناحیه از موتور پالس جت با داشتن شرایط جریان می‌توان از طریق فرضیات و روابط ذکر شده در این نمونه حل تحلیلی، مشخصه‌های دیگر جریان را به دست آورد و نیروی پیشران را محاسبه نمود. روش دیگر برای آنالیز امواج در موتور پالس جت، حل عددی معادلات حاکم بر جریان است. در این مقاله با استفاده از این روش، میدان جریان به صورت دوبعدی، تراکم‌پذیر و غیر لزج مدل شده است. بنابراین معادلات حاکم بر سیستم، معادلات اوپلر می‌باشد که در ادامه معرفی شده است. معادلات اوپلر شامل معادله پیوستگی به صورت رابطه ۲۵، معادله مومنتوم (اوپلر) در راستای x ، از رابطه ۲۶ و در راستای y ، از رابطه ۲۷ و همچنین معادله انرژی به صورت رابطه ۲۸ حل می‌شود [۱۷-۱۸]. در این مقاله، برای شبیه‌سازی جریان از نرم افزار فلوئنت استفاده شده است [۱۷].

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (25)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2 + P)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} = 0 \quad (26)$$

$$\frac{\partial \rho v}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2 + P)}{\partial y} = 0 \quad (27)$$

$$\frac{\partial \rho e_t}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u h_t)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v h_t)}{\partial y} = 0 \quad (28)$$

برای تکمیل روابط از معادله حالت ۲۹ و رابطه ۳۰ استفاده می‌شود. فرض می‌کنیم که گرمای ویژه حجم ثابت مقدار ثابتی داشته و مقدار آن از رابطه ۳۱ به دست می‌آید [۱۷].

$$P = \rho RT \quad (29)$$

$$e = C_V T \quad (30)$$

$$C_V = \frac{R}{\gamma - 1} \quad (31)$$

نیروی پیشران در حالت کلی از رابطه ۳۲ به دست می‌آید؛ که در آن ترم اول را مومنتوم تراست و ترم دوم را تراست فشاری می‌گویند [۱۹].

$$F = m_e (V_e - V_a) + A_e (P_e - P_a) \quad (32)$$

با توجه به حل ناپایای مسئله، شکل انتگرالی مومنتوم تراست نیز از رابطه ۳۳ به دست می‌آید. چون موتور روی میز تست فرض شده؛ بنابراین ترم سرعت وسیله پرنده V_a صفر لحاظ شده است [۱۹].

$$\tau = \int \dot{m}_e V_e dA_e \quad (33)$$

$$a_2 = \frac{\gamma - 1}{2} \left(a_3 M_{a_{3b}} + \frac{2}{\gamma - 1} a_1 \right) \quad (18)$$

با استفاده از روابط جریان آیزنتروپیک ۱۴ و ۱۵، رابطه ۱۹ حاصل خواهد شد.

$$a_2 = a_1 \frac{a_{3a}}{a_4} \left(\frac{P_4}{P_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{2\gamma}} = \left(\frac{P_{3a}}{P_4} \frac{P_4}{P_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{2\gamma}} \quad (19)$$

$$a_2 = \frac{\gamma - 1}{2\gamma} a_{3a} M_{a_{3a}} + a_1$$

نهایتاً سرعت صوت در ناحیه 3a از طریق روابط ۲۰ و ۲۱ قابل محاسبه است.

$$a_{3a} = \frac{a_1}{\frac{a_1}{a_4} \left(\frac{P_4}{P_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{2\gamma}} - \frac{\gamma - 1}{2} M_{a_{3a}}} \quad (20)$$

$$a_{3a} = a_{3b} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{a_{3b}}^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{a_{3a}}^2}} \quad (21)$$

در لوله خروجی موتور، که در شکل ۱۲ نمایش داده شده، نیز نظریه مشخصه امواج رابطه ۲۲ بین دو ناحیه قبل و بعد از موج انبساطی برقرار است.



شکل ۱۲. امواج در یک لوله به سمت خروجی به هوای اتمسفر [۱۱]

$$u_2 + \frac{2a_2}{\gamma - 1} = u_5 + \frac{2a_5}{\gamma - 1} \quad (22)$$

با فرض اینکه اختلاف فشار ناحیه ۵ با فشار اتمسفر ناچیز است، فشار ناحیه ۵ را می‌توان تقریباً برابر با فشار ناحیه ۱ در شکل ۱۰ در نظر گرفت. بنابراین روابط آیزنتروپیک زیر بین دو ناحیه ۲ و ۵ برقرار است:

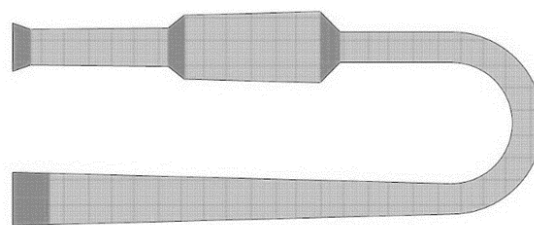
$$\frac{a_5}{a_2} = \left(\frac{P_5}{P_2} \right)^{\frac{\gamma - 1}{2\gamma}} \approx \left(\frac{P_1}{P_2} \right)^{\frac{\gamma - 1}{2\gamma}} \approx \frac{a_1}{a_2} \quad (23)$$

با تقریب برابر بودن سرعت صوت در نواحی ۱ و ۵ می‌توان نتیجه گرفت که دما و دانسیته در این دو ناحیه برابر است. پس می‌توان معادله ۲۲ را به صورت رابطه ۲۴ بازنویسی کرد.

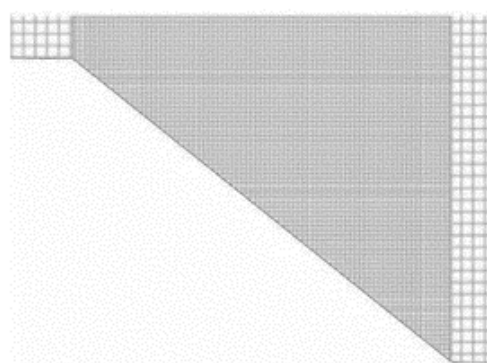
$$u_5 = u_2 + \frac{2(a_2 - a_1)}{\gamma - 1} \quad (24)$$

۵. آماده‌سازی و شرایط حل

برای حل جریان به تولید شبکه نیاز است؛ این کار توسط نرم‌افزار پیش‌پردازنده تولید شبکه گمبیت انجام شده است. مطالعه روی تولید شبکه در این موتور با دقت خاصی و به‌صورت با سازمان انجام گرفته و در این راستا با تعریف چندین نوع شبکه سعی شده با ریزتر کردن تراکم شبکه در نواحی که گرادیان جریان وجود دارد، استقلال از شبکه مورد بررسی قرار گیرد. در مطالعه صورت‌گرفته چهار شبکه بررسی شده است، اولی با ۳۲۰۰، دومی با ۵۰۰۰، سومی با ۱۲۵۰۰ و چهارمی با ۲۰۰۰۰ سلول که حل عددی نشان می‌دهد اختلاف نتایج بین حالت سوم و چهارم مقدار ناچیز ۰/۰۰۸ بوده و بنابراین حالت سوم به‌عنوان حالت مناسب (شکل ۱۳)، در نظر گرفته شده است. همان‌طور که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود، در نواحی که گرادیان جریان وجود دارد با ریزتر کردن شبکه با نسبت منطقی مناسب، سعی شده تا دقت محاسبات افزایش داده شود.



شکل ۱۳. تولید شبکه در موتور پالس جت بدون دریچه



شکل ۱۴. ریزتر کردن شبکه در مناطقی که گرادیان وجود دارد

روش حل به این صورت است که کل موتور را به دو رژیم پرفشار با دمای بالا (درون محفظه احتراق) و کم‌فشار با دمای پایین (مابقی موتور) تقسیم می‌کنیم. این نواحی را با یک دیافراگم فرضی از هم جدا می‌کنیم. فرض این است که در این لحظه

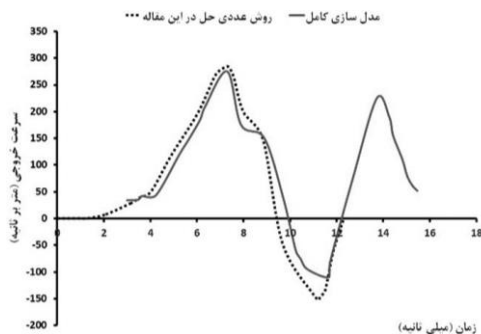
احتراق به‌صورت کامل انجام شده و دما و فشار به ماکزیمم مقدار خود در محفظه احتراق رسیده است [۲۰]. میزان دما و فشار ماکزیمم این موتور از نتایج تجربی استخراج شده است. با شروع حل دیافراگم فرضی حذف و امواج ضربه‌ای [۲۱] در موتور پدیدار می‌شوند. این فرایند یک سیکل کاری را (بدون مدلسازی احتراق) با اعمال احتراق به‌صورت شرایط اولیه شبیه‌سازی می‌کند و با افزایش مجدد فشار محفظه به فشار پیش از احتراق، حل تمام می‌شود. حل عددی معادلات به‌روش تقریب مرتبه دوم آپویند^{۱۴} به‌صورت صریح انجام گرفته است.

۶. نتایج

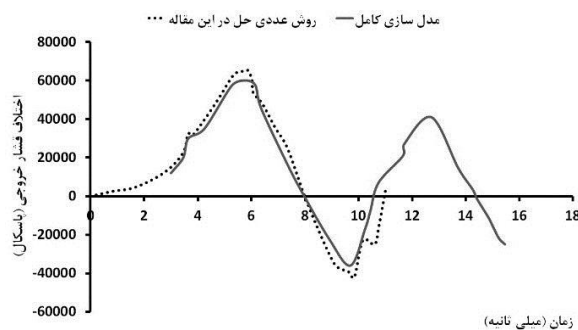
برای اطمینان از این روش، قبل از حل اصلی، نخست روش را برای یک لوله موج ضربه‌ای به‌کار می‌بریم [۲۲] سپس یک موتور پالس جت با دریچه را، که نتایج آن مشخص است، به این روش حل می‌کنیم و نتایج را با داده‌های مربوط به مدلسازی کامل احتراقی از آن موتور [۲۳-۲۴] مقایسه می‌نماییم. از داده‌ها چنین برمی‌آید که فشار محفظه احتراق در حالت ماکزیمم به فشار ۱۳۰ کیلوپاسکال و دما به ۱۹۱۰ کلوین رسیده است و مابقی جریان درون موتور با دمای ۳۰۰ کلوین و فشار ۱۰۰ کیلوپاسکال می‌باشد. در نمودار شکل‌های ۱۵ و ۱۶ نتایج حل عددی مورد استفاده در این مقاله با نتایج شبیه‌سازی در مقاله مربوطه [۲۳] نمایش داده شده است. لازم به‌ذکر است که روش عددی حل، که در این مقاله استفاده شده است، یک سیکل کامل را شبیه‌سازی می‌کند اما در شبیه‌سازی کامل سیکل دوم هم رخ می‌دهد.

نتایج صحه‌گذاری حل نشان می‌دهد که این روش برای حل یک سیکل از موتور پالس جت با خطای میانگین ۵ درصد (با توجه به اینکه هدف از این پروژه یک آنالیز حساسیت است) قابل قبول است. پس از صحه‌گذاری نتایج با موتور دریچه‌دار همین روش را برای موتور پالس جت U شکل به‌کار برده‌ایم. در این راستا از مقالات و کتاب‌های موجود درباره موتور ۲۴۵ نیوتنی، میزان ماکزیمم فشار و دمای محفظه احتراق در سیکل اول حاصل از نتایج تجربی استخراج شده است [۲۵-۲۶]. بنابراین دو رژیم جریان در موتور را تعریف کرده‌ایم: رژیم اول رژیم پرفشار با فشار ۱۴۰ کیلوپاسکال و دمای ۲۰۰۰ کلوین در محفظه احتراق و رژیم دوم مابقی هوای موجود در موتور است با دمای ۳۰۰ کلوین و فشار ۱۰۰ کیلوپاسکال. این دو رژیم با یک دیافراگم فرضی از هم

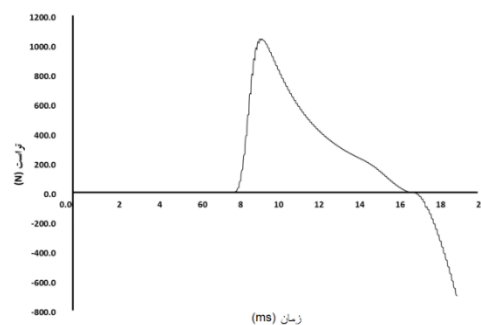
به‌دست می‌آید. نمودار مومنتوم تراست از لوله ورودی و لوله خروجی به‌ترتیب در شکل ۱۷ و ۱۸ نمایش داده شده است.



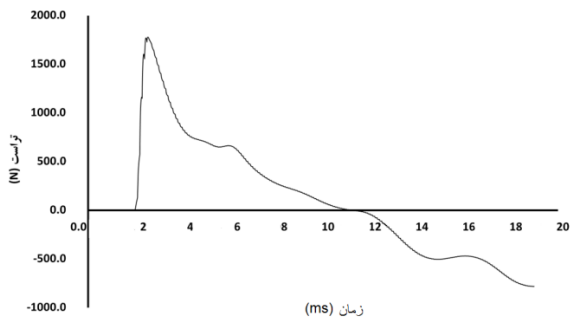
شکل ۱۶. ساختار کلی موتور پالس جت بدون دریچه



شکل ۱۵. اختلاف فشار خروجی روش دو حل



شکل ۱۸. میزان مومنتوم تراست لحظه‌ای از لوله خروجی حالت اصلی



شکل ۱۷. میزان مومنتوم تراست لحظه‌ای از لوله ورودی حالت اصلی

۷. جمع‌بندی

از یک موتور پالس جت بدون دریچه که به‌طور منظم کار کند و به فرکانس کاری خود رسیده باشد انتظار می‌رود نیروی پیشران از دهانه خروجی بیشتر از ۵۰ درصد نیروی پیشران کل باشد [۲۷]. در واقع برگشت هوا به‌هنگام ورود هوا به محفظه سبب این پدیده می‌شود [۲۸-۲۹]. در سه حالت اول به‌طور چشمگیر افزایش نیروی پیشران ملاحظه می‌شود. لازم به‌ذکر است چون نسبت طول به قطر لوله خروجی موتور زیاد شده، وزن موتور مشخص ناچیزی افزایش یافته است. اهمیت این نسبت در نتایج مشخص است؛ زیرا بیشترین رانش در این سه حالت تولید شده است. بنابراین پارامتر طول به قطر میانگین لوله خروجی را می‌توان به‌عنوان مهمترین مشخصه هندسی موتور در نظر گرفت. نسبت تراست لوله خروجی به کل هم که باید بیشتر از ۵۰ درصد باشد نیز مقدار قابل قبولی است. پس هرچه نسبت طول به قطر میانگین لوله خروجی به ۲۹ نزدیک‌تر باشد تراست بیشتر است.

همان‌گونه که مشاهده می‌شود نحوه ایجاد تراست از لوله ورودی و لوله خروجی مشخص است و با میانگین‌گرفتن از مقدار تراست در یک سیکل میزان آن به‌دست می‌آید. در انتهای چرخه کاری، موتور لوله خروجی نیز دچار تراست منفی می‌گردد و بنابراین قبل از افزایش این تراست منفی می‌بایست سیکل دوم شروع شود. از همین روش برای هر ده حالت مختلف هندسی به‌دست آمده که در بخش مشخصه‌های هندسی توضیح داده شد، نیز استفاده شده و نتایج استخراج شده‌اند. تمامی ده حالت با گام زمانی ۰/۱ میلی‌ثانیه، با تعداد حدوداً ۴۰۰۰ تکرار (تقریباً یک سیکل) حل شده است. جدول‌های ۵ و ۶ نتایج حاصل از این آنالیز حساسیت را نشان می‌دهد. میزان تراست کل، نسبت تراست خروجی به کل و میزان تغییر تراست در هر حالت به‌همراه حالت اصلی در این جدول آورده شده است. مقدار نیروی پیشران نیز در هر حالت در نمودار شکل ۱۹ ارائه و بررسی هر حالت و انتخاب حالت بهینه در قسمت نتیجه‌گیری بحث شده است.

بنابر مطالب گفته شده می‌توان نتیجه گرفت که افزایش نسبت طول به قطر محفظه احتراق (در حدود میانگین بازه) که منجر به افزایش حجم نیز می‌گردد باعث بهبود عملکرد موتور است. فقط باید توجه داشت که افزایش بیش از حد محفظه سبب افت فشار و عدم توزیع فشار یکنواخت در محفظه احتراق نگردد [۳۰]. افزایش طول به قطر لوله خروجی موتور نیز سبب بهبود تراست خواهد شد، اما موتور برای طی مسیر طولانی‌تر لوله خروجی به فشار اولیه بیشتری نیاز دارد و در مینیمم بازه افزایش تراست بیشتر دیده می‌شود. لوله ورودی نیز از حساسیت بالایی برخوردار است و بهتر است متناسب با لوله خروجی موتور طراحی گردد تا افت بازدهی نداشته باشد. طول به قطر لوله ورودی در نزدیک به مینیمم بازه به دلیل افزایش فضای محفظه احتراق سبب رانش بیشتری خواهد شد. نوآوری‌های حاصل از این مقاله را می‌توان به این صورت خلاصه کرد که، در ابتدای طراحی یک موتور پالس جت بدون دریچه، ابتدا با توجه به نوع مأموریت وسیله مورد نظر تراست مورد نظر محاسبه می‌گردد، سپس با توجه به مطالب ارائه شده می‌توان هندسه مناسب را با توجه به حجم و وزن مورد نظر برای ساخت تعیین نمود. با تعیین هندسه موتور، آنالیز حساسیت روی دیگر عواملی چون مطالعه احتراق، مصرف سوخت و مصرف سوخت ویژه و همچنین بررسی و مدلسازی آثار توربولنسی را روی چرخه‌های بعدی طراحی این موتور می‌توان پیشنهاد نمود.

سه حالت دوم روی مشخصه هندسی طول به قطر محفظه احتراق متمرکز است. همان‌طور که در نمودار دیده می‌شود، تراست نسبت به حالت اصلی افزایش داشته است، اما به میزان افزایش سه حالت اول نیست. می‌توان دلیل آن را افزایش بیش از حد حجم محفظه احتراق دانست. نسبت تراست خروجی به تراست کل برای حالت ششم، ۷۸ درصد به دست آمده که مناسب‌تر از دو حالت دیگر است. بنابراین محفظه را به هر قیمتی نمی‌توان افزایش حجم داد، اما هرچه نسبت طول به قطر میانگین محفظه احتراق به ۱/۲۵ نزدیک‌تر باشد، تراست بیشتر است. باید توجه داشت تغییر هندسی مشخصه، سبب برهم زدن یکنواختی توزیع فشار و کاهش فشار ماکزیمم محفظه نگردد. سه حالت سوم روی مشخصه هندسی طول به قطر لوله ورودی موتور متمرکز است که مشاهده می‌شود افزایش تراست فقط در نزدیکی نسبت طول به قطر میانگین ۳/۵ رخ می‌دهد و با پیشروی این مشخصه در بازه در حالت‌های ۸ و ۹ تراست کاهش دارد. از طرفی نسبت تراست خروجی به کل مناسب نیست. در حالت دهم که تمامی مشخصه‌های هندسی در میانگین خود قرار دارند، افزایش تراست بسیار خوب است، اما نسبت تراست همچنان مطلوب نیست؛ یعنی موتور افت (ناشی از تراست منفی) زیادی دارد. اما با این حال تراست موتور حدود ۱۲۰ درصد افزایش نسبت به حالت اصلی دارد.

جدول ۵. مقادیر نیروی رانش، نسبت رانش و درصد تغییر حالت‌های ۱ تا ۵

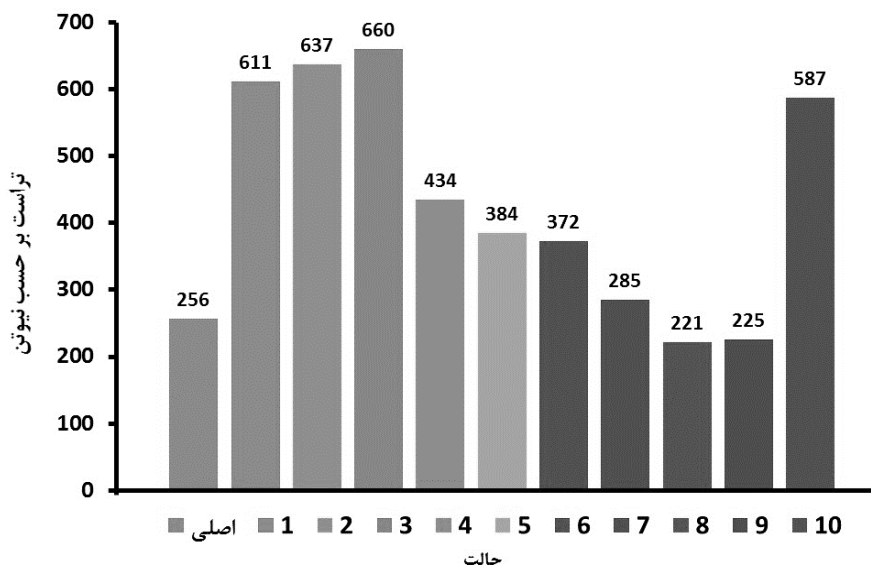
تراست/حالت	اصلی	۱	۲	۳	۴	۵
خروجی به کل (درصد)	۶۱/۷	۶۹/۶	۷۰	۷۰	۳۲/۹	۶۵/۶
تراست کل	۲۵۶/۲	۶۱۱/۸	۶۳۷/۱	۶۶۰/۵	۳۴۳/۲	۳۸۴/۵
درصد تغییر	۴/۵	۱۳۰/۸	۱۴۰/۴	۱۴۹/۲	۶۳/۸۶	۴۵/۰۷

* واحد تراست (نیروی پشران) نیوتن است.

جدول ۶. مقادیر نیروی رانش، نسبت رانش و درصد تغییر حالت‌های ۶ تا ۱۰

تراست/حالت	۶	۷	۸	۹	۱۰
خروجی به کل (درصد)	۷۸/۶	۳۷/۱	۳۵/۳	۳۳/۴	۴۰/۱
تراست کل	۳۷۲/۲	۲۸۵/۳	۲۲۱/۲	۲۲۵/۹	۵۸۷/۱
درصد تغییر	۴۰/۴۳	۶/۶۷	۱۶/۵۴	۱۴/۷۴	۱۲۱/۵

* واحد تراست (نیروی پشران) نیوتن است.



شکل ۱۹. تراست کل به دست آمده در حالت اصلی و ده حالت تعریف شده

۸. مآخذ

- [1] Ordon, R. L. 2006. Experimental Investigation into the Operational Parameters of a 50 Centimeter Class Pulse Jet Engine, M.Sc. dissertation North Carolina State University.
- [2] Ogorelec, Bruno. 2005. *A Historical Review of Valveless Pulse Jet Designs*. Zegreb.
- [3] Schoen, M. S. 2005. Experimental Investigation in 15 centimeter Pulse Jet Engine. North Carolina State University.
- [۴] علیرضا مستوفی‌زاده، مهرداد بزاز زاده و حامد گلچین. ۱۳۸۶. بررسی اثرات به‌کارگیری پیکربندی‌های مختلف ایجکتور بر افزایش رانش پالس‌جت سویاپ دار کوچک، ارائه شده در هفتمین همایش سالانه انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی شریف.
- [5] Lockwood, R. M. 1970. Thrust Augmented Intermittent Jet Lift Propulsion System. *United States Patent Office Journal*.
- [6] Sayres, J. S. 2011. Computational Fluid Dynamics for Pulsejets and Pulsejet Related Technologies. M.Sc. Thesis. North Carolina State University.
- [7] California Institute of Technology. 1946. *Jet Propulsion*.
- [۸] محمد حسن قربانی، مجتبی احمدی، ۲۰۱۱. افزایش راندمان توربین گازی با بهره‌گیری از روشی نو در استفاده از پالس جت، سومین کنفرانس نیروگاه‌های حرارتی.
- [9] Greatrix, D. R. 2012. *Powered Flight*. 1st Edition, Ryerson University of Toronto.
- [10] Westberg, F. 2000. *Inside the Pulse Jet Engine*.
- [11] Kerr, C., and Reynolds J. 2010. Valve less Pulse Jet Engine. M.Sc. dissertation California Polytechnic State University.
- [12] Lockwood, R. M. 1969. Pulse Jet Engine, *United States Patent Office Journal*.
- [13] Bruce. Simpson. 2005. *The Enthusias's Guide to Pulse Jet Engines*. Third revision
- [14] Cottrill, L. 2008. A Primitive Valveless PulseJet Design Method for Simple Engines with Rear Facing Intakes.
- [15] Richardson, J. S. 1984. Observation on the Design and Operation of Pulsejet Engines as Derived from an Experimental and Theoretical Investigation. University of Belfast.
- [16] Grunow, F. S. 1947. *Gas Dynamic Investigation of The Pulse Jet Tube*.
- [17] Anderson. D. A. 1984. *Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer*. 2nd Edition.
- [18] Institute for Mathematics and Mechanics. 1946. A Gas Dynamical Formulation for Waves and Combustion in Pulse Jets.
- [19] Fluent Publish Team. 2006. *User Guide of Fluent 6.0*. Fluent Inc. Lebanon.
- [20] Department of Aeronautical Engineering. 1954. *A Gas Dynamics of Combustion*. New York University.

- [21] Seitzman, J. M. 2001. *Shock Waves*. Georgia Tech University.
- [22] Lamnaouer, M. 2010. Numerical Modeling of the Shock Tube Flow Fields Before and During Ignition Delay Time Experiments at Practical Conditions. B.Sc. Thesis. University of Central Florida.
- [۲۳] فتح الله امی، سید مصطفی حسینعلی پور، فواد ظهوری و مجید سروش. ۱۳۸۶. بررسی احتراق در موتور پالس جت. پوستر ارائه شده در هفتمین همایش سالانه انجمن هوا فضای ایران، تهران.
- [24] Geng, T., Paxon, D. E., Zheng, F., Kuznetsov, A., Roberts, W. L., Kerr, Reynolds, J., Comparison Between Numerically Simulated and Experimentally Measured Flowfield Quantities Behind a Pulsejet. 2008. National Aeronautics and Space Administration (NASA), Ohio.
- [25] Arjomandi, M., Coombes, J., Hollands, M., Jones, S., Matthewson, S., Smith, R. 2007. Design and Build a Pulse Jet Engine and Thrust Measurement Stand. University of Adelaide.
- [26] Bartosh, B. J. 2007. Thrust Measurement of a Split-Path Valveless Pulse Detonation Engine. M.Sc. Thesis. California Polytechnic State University.
- [27] Carpenter, P. J. 1956. Investigation of the Propulsive Characteristic of a Helicopter Type Pulse Jet Engine Over Range of Mach Numbers and Angle of Yaw. Washington.
- [28] Geng, T. 2007. Numerical Simulations of Pulsejet Engines. Phd. Dissertation. Raleigh University.
- [۲۹] حسین رجیبی کوکنده، کریم مظاهری، ۱۳۸۹. طراحی، ساخت و تست موتور پالس جت خطی، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف.
- [30] Shekar, R. D., Rajanna, D. 2011. Numerical Simulation and Validation of Inviscid Transient Flow in Shock Tube. 14th Seminar MTEch.

پی‌نوشت

-
1. Thomas Piot
 2. Karavodin
 3. George Marconnet
 4. Paul Schmidt
 5. V-1
 6. Hiller
 7. Kadenacy effect
 8. Lenoir
 9. Humphury
 10. pulse detonation engine
 11. R. Lockwood
 12. Bennet
 13. Grabber
 14. second order upwind