Journal of Computational Methods in Engineering, 2025, 44(2), 189-224; DOI: 10.47176/jcme.44.2.1064

Journal of Computational Methods in Engineering

Journal homepage: https://jcme.iut.ac.ir/

ISSN: 2228-7698 EISSN: 2423-5741

Original Article

Parametric Study of the Thrust Augmentor of a Pulsejet Engine in a Low-Mach-Number Compressible Flow Regime Using Unsteady Numerical Simulation

Yousof Riasatfard[1]*, Mahdi Nili Ahmadabadi[1] and Farhad Ghadak[2]

1. Faculty of Mechanical Engineering, Isfahan University of Technology
2. Faculty of Aerospace Engineering, Imam Hossein Comprehensive University

Abstract: The pulsejet engine has always attracted the attention of researchers in the field of air-breathing propulsion due to its simple structure, low weight, and inexpensive manufacturing process. In this study, a parametric optimization was performed on an augmentor installed at the exhaust of a pulsejet engine. To this end, a transient axisymmetric numerical simulation of a valved pulsejet engine under flight conditions was carried out using ANSYS Fluent. The k–ω SST turbulence model was employed to capture the flow behavior, and the combustion process was modeled as a volumetric energy source. A suitable downstream section of the engine was selected to accurately compute the net thrust using the momentum equation. Simulations were conducted over multiple consecutive cycles until the flow and performance parameters exhibited harmonic oscillations. The thrust was then time-averaged over the final three cycles. Subsequently, assuming a cylindrical augmentor and parameterizing its geometry, the effects of three key parameters including the augmentor's distance from the engine exit, its diameter and its length, on the thrust augmentation were investigated. Finally, a detailed aerodynamic analysis of the engine, with and without the augmentor, was presented. The results demonstrated that the optimized augmentor, by entraining ambient air and enhancing the exhaust momentum, increased the net thrust by approximately 170% compared to the configuration without an augmentor.

Keywords: Pulsejet engine, Numerical simulation, Parametric optimization, Cylindrical augmentor, Ejector mechanism.

Received: Sep. 15, 2025; Revised: Nov. 21, 2025; Accepted: Nov. 25, 2025; Published Online: Dec. 29, 2025.

* Corresponding Author: yousofwxy@gmail.com, m.nili@iut.ac.ir, Fghadak@ihu.ac.ir

How to Cite: Riasatfard Yousof, Nili Ahmadabadi Mahdi, Ghadak Farhad, Parametric study of the thrust augmentor of a pulsejet engine in a low-mach-number compressible flow regime using unsteady numerical simulation, Journal of Computational Methods in Engineering; 2025, 44(2), 189-224; DOI: 10.47176/jcme.44.2.1064

Copyright © 2025 Isfahan University of Technology, Published by Isfahan University of Technology press. This work is licensed under a Creative Commons Attribution-Noncommercial 4.0 International license (https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/). Non-commercial uses of the work are permitted, provided the original work is properly cited.

نشریه روش‌های عددی در مهندسی
صفحه خانگی نشریه: https://jcme.iut.ac.ir/
شاپا: ۷۶۹۸-۲۲۲۸ شاپا الکترونیکی: ۵۷۴۱-۲۴۲۳

مقاله پژوهشی

مطالعه پارامتری آگمنتور تراست موتور پالس‌جت در رژیم جریان تراکم‌پذیر با عدد ماخ پایین با استفاده از شبیه‌سازی عددی غیردائم

یوسف ریاست فرد*[1]، مهدی نیلی احمدآبادی[1] و فرهاد قدک[2]

۱. دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان
۲. دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین(ع)

چکیده– موتور پالس‌جت به دلیل ساختار ساده، وزن کم و هزینه پایین تولید، همواره مورد توجه محققان حوزه پیشرانه‌های هوایی بوده است. در این پژوهش، بهینه‌سازی پارامتری آگمنتور در خروجی یک موتور پالس جت انجام گرفت. برای این هدف، ابتدا، شبیه‌سازی عددی عملکرد یک موتور پالس‌جت دارای دریچه ورودی به‌صورت گذرا و تقارن محوری در شرایط پروازی با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلوئنت بررسی شد. از مدل ***k-ω SST*** برای مدل‌سازی آشفتگی استفاده شد و فرایند احتراق به‌صورت منبع انرژی حجمی لحاظ گردید. مقطع مناسب در پائین‌دست موتور برای محاسبه صحیح نیروی خالص پیشرانش با استفاده از معادله مومنتوم انتخاب شد. شبیه‌سازی‌ها در چند سیکل متوالی انجام گرفت تا نوسانات پارامترهای جریانی و عملکردی موتور به‌صورت نوسانی هارمونیک تبدیل شود و سپس، مقدار نیروی پیشرانش در بازه سه سیکل انتهائی متوسط‌گیری زمانی شد. در ادامه، با فرض آگمنتور استوانه‌ای و پارامتری کردن هندسه آن، تأثیر سه پارامتر کلیدی فاصله آگمنتور از خروجی موتور، و همچنین قطر و طول آگمنتور روی افزایش میزان نیروی پیشرانش مورد بررسی قرار گرفت. درنهایت، تحلیل دقیق رفتار آیرودینامیکی موتور در حالت با و بدون آگمنتور ارائه شد. نتایج نشان داد آگمنتور بهینه با مکش هوای محیط اطراف موتور و تقویت مومنتوم خروجی، منجر به افزایش ۱۷۰ درصدی نیروی پیشرانش نسبت به حالت بدون آگمنتور می‌شود.

واژه‌های کلیدی: موتور پالس‌جت، شبیه‌سازی عددی، بهینه‌سازی پارامتری، آگمنتور استوانه‌ای، مکانیزم اجکتور.

دریافت مقاله: ۱۴۰۴/۰۶/۲۴، بازنگری: ۱۴۰۴/۰۸/۳۰، پذیرش: ۱۴۰۴/۰۹/۰۴، اولین انتشار: ۱۴۰۴/۱۰/۰۸

*: نویسنده مسئول، رایانامه: yousofwxy@gmail.com, m.nili@iut.ac.ir, Fghadak@ihu.ac.ir

حق انتشار این مستند، متعلق به دانشگاه صنعتی اصفهان است. ۱۴۰۳ ©.
این مقاله تحت گواهی زیر منتشر شده و هر نوع استفاده غیرتجاری از آن مشروط بر استناد صحیح به مقاله و با رعایت شرایط مندرج در آدرس زیر مجاز است:
Creative Commons Attribution-Noncommercial 4.0 International license (https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/).

فهرست علائم

علائم	نام	علائم	نام
A	مساحت سطوح	t	زمان
D	قطر آگمنتور	T	نیروی تراست
Dr	نیروی درگ	u	سرعت جریان
L	طول آگمنتور	V	سرعت عمود بر سطوح حجم کنترل
$\dot{m}$	دبی جرمی	$\forall$	حجم مربوط به حجم کنترل
N	تعداد گام زمانی	ρ	چگالی هوا
P	فشار استاتیک	δ	فاصله آگمنتور تا لوله اگزوز

۱- مقدمه

موتور پالس‌جت به‌عنوان یکی از انواع پیشرانه‌های جت، با برخورداری از ساختاری ساده و تعداد اجزای مکانیکی محدود، در زمره سامانه‌های پیشرانش با هزینه ساخت پایین قرار می‌گیرد. همان‌گونه که در شکل ۱ نشان داده شده است، اجزای اصلی این موتور شامل دریچه‌های ورودی ، محفظه احتراق و لوله اگزوز (لوله دم) هستند. به‌طور ساده‌تر این موتور یک لوله ساده است که از یک طرف سوخت به همراه هوا وارد آن شده و از طرف دیگر محصولات احتراق خارج می‌گردد. اساس عملکرد این موتور مبتنی بر تزریق متناوب سوخت به درون محفظه احتراق و اشتعال آن است، به‌گونه‌ای که گازهای داغ ناشی از احتراق با انرژی جنبشی بالا از خروجی اگزوز تخلیه شده و نیروی پیشران تولید می‌کند [۱].

فرآیندهای داخلی موتور پالس‌جت به‌صورت پالسی هارمونیک انجام می‌شود. مطابق تصویر دوم در شکل۲، ابتدا به دلیل کاهش فشار در محفظه احتراق که ناشی از خروج محصولات احتراق است، هوای محیط به درون محفظه مکیده می‌شود (تصویر سوم). پس از برابر شدن فشار محفظه با فشار محیط، دریچه ورودی بسته شده و در همین زمان، بخشی از محصولات احتراق به داخل محفظه بازمی‌گردند. در این مرحله، سوخت به داخل محفظه تزریق شده و شرایط لازم برای احتراق فراهم می‌گردد (تصویر چهارم). بازگشت محصولات احتراق، به دلیل دمای بالا و فشار زیاد، سبب اشتعال مخلوط سوخت و هوای تازه شده و درنهایت انرژی و نیروی پیشران (تراست) تولید می‌شود و چرخه بعدی تکرار می‌شود (تصویر اول و پنجم در شکل۲) [۳] .

۲- مروری بر ادبیات پژوهش

ایده‌های اولیه این موتور در سال ۱۸۶۷ توسط یک افسر بازنشسته توپخانه روسی به نام نیکولاس آفاناسیویچ تلشوف مطرح شد و امتیاز ایده این طرح موتور پالس جت که با بخار کار می‌کرد، توسط ایشان به ثبت رسید [۵].

در سال ۱۹۳۳ پل اشمیت دریچه‌هایی را روی ورودی موتور طراحی کرد که این دریچه‌ها سبب بهبود چشم‌گیری روی عملکرد موتور شد. این طرح اشمیت سبب شد تا وزارت هوانوردی آلمان از این طرح حمایت کند و پشتیبانی‌های مالی خوبی را روی پروژه اشمیت به کار گیرد. در سال ۱۹۳۴ دو مهندس آلمانی به نام های گئورگ هانس مادلونگ و مونیخ با بهره‌گیری از طرح پل‌اشمیت موتور را تولید کردند و در بمب‌افکنی به نام وی یک به کار بردند. اما موتور پالس جت آن‌ها به دلیل دقت و برد کم و هزینه ساخت زیاد شکست خورد. پس از آن شرکت زیمنس به همراه چند دانشمند دیگر روی این پروژه متمرکز شدند تا مشکلات آن را

شکل۱. قطعات و اجزای موتور پالس جت[۲]

شکل۲.چرخه موتور پالس جت با دریچه [۴]

برطرف کنند. در نهایت موتور پالس جت آرگیوس ای اس ۰۱۴ که در شکل ۳ نشان داده شده است، ساخته شد و در سال ۱۹۴۲ اولین پرواز خود را انجام داد [۶].

دانیل ای. پکسسون و همکاران دو نوع آگمنتور استوانه‌ای و مخروطی را برای پالس جت مورد مطالعه قرار دادند. شکل آگمنتورهای آزمایش‌شده در شکل ۴ نشان داده شده است. هدف آن‌ها به دست آوردن بیشینه درصد افزایش تراست[۱]، در اندازه و قطرهای مختلف آگمنتور در دو نوع استوانه‌ای و مخروطی شکل بود. آن‌ها آگمنتورهای خود را در مقیاس بزرگ آزمایش کردند و نتایج حاصل را با نتایج آگمنتورهای مقیاس کوچک که از تحقیقات گذشته به دست آمده بود، مقایسه کردند. لازم به ذکر است اکثر تحقیقات حوزه موتور و آگمنتور در مقیاس کوچک انجام شده است. آزمایش‌های آن‌ها نشان داد اضافه کردن آگمنتور استوانه‌ای و مخروطی به ترتیب تا ۷۰ و ۸۰ درصد

شکل۳. موتور پالس جت آرگیوس ای اس ۰۱۴ نصب‌شده روی بمب‌افکن وی یک [۶]

شکل۴. الف) شماتیک پالس جت به همراه آگمنتور، ب) آگمنتورهای آزمایش‌شده توسط دانیل ای پکسسون و همکاران [۷]

تراست را در مقیاس بزرگ افزایش می‌دهد. مقایسه نتایج مقیاس بزرگ با نتایج مقیاس کوچک تحقیقات گذشته بیانگر مشابهت نزدیک نتایج بود، با این تفاوت که در مقیاس کوچک نسبت افزایش تراست کمی بیشتر بود. نسبت قطر اجکتور در مقیاس بزرگ ۲.۴۶ برابر قطر پالس‌جت بود که این نسبت با نسبت قطرها در مقیاس کوچک برابر بود [۷].

فه ای ژنگ و همکاران در طراحی آگمنتور دریافتند شروع گردابه‌ها ناشی از گذرا و پالسی بودن جریان است. گذرا بودن

جدول ۱. کارایی موتور پالس جت ۵۰ سانتی‌متری با دریچه [۱۰]

سرعت جریان آزاد (m/s)	تراست بدون آگمنتور (N)	تراست نهایی با آگمنتور(N)
۰	۱۹/۵۴	۴۲/۱۵
۱۵	۱۸/۸۳	۳۰/۸۱
۲۵	۱۹/۱۴	۲۴/۶۳
۴۰	۱۹/۵۴	۱۴/۲۱

جریان دلیل اصلی استفاده از آگمنتور برای افزایش تراست است. آن‌ها از معادلات ناویراستوکس برای حل این معادلات استفاده کردند. طول موتور پالس‌جت در تحقیقات آنها۵۰ سانتی‌متر و خروجی آن نیز به صورت دایره‌ای در نظر گرفته شد. آن‌ها در انتها مقادیر شبیه‌سازی‌شده را با مقادیر تجربی مقایسه کردند که نتایج نشان داد قطر بهینه آگمنتور با مکان آن ارتباط دارد. منظور از مکان آگمنتور همان فاصله آگمنتور از انتهای لوله دم است. آن‌ها همچنین تاثیرات طول آگمنتور را روی موج آکوستیکی تحلیل کردند و درنهایت کارایی آگمنتورهای مختلف را مورد ارزیابی قرار دادند [۸].

سوبرامانی و همکاران علاوه بر طراحی آگمنتور پارامترهای دیگر موتور را نیز بررسی کردند. مصرف سوخت ویژه و تراست پارامترهای مورد مطالعه این تحقیق بود. آن‌ها روی کمیت‌ها و پارامترهای ترمودینامیکی نیز متمرکز شدند. همچنین از نرم افزار متلب برای کد نویسی خود استفاده کردند. هندسه طراحی شده برای موتورهایی با تراست ۱۰۰ پوند کاربرد داشت. این موتور از نوع بدون دریچه بود [۹].

جان اسکات سایرز ابتدا روی ساخت موتور فعالیت خود را متمرکز کرد و تراست های حاصله در سرعت‌های جریان آزاد مختلف را اندازه گرفت. در مرحله بعد آگمنتوری را روی موتور نصب کرد و تراست را دوباره اندازه‌گیری کرد. همانطور که در جدول ۱ مشخص است، در سرعت‌های پایین (کمتر از ۳۳ متر بر ثانیه) عملکرد آگمنتور در جهت افزایش تراست مؤثر بود و مخصوصا در سرعت‌های زیر ۱۵ متر بر ثانیه تراست را به مقدار قابل قبولی افزایش داده است؛ اما نکته منفی آن است که در سرعت‌های بیشتر از ۳۳ متر بر ثانیه درگ آگمنتور از تراست آن بیشتر شده و نیروی جلوبرنده کاهش یافته است. مسلماً آگمنتور در سرعت‌های بالا باید اثرات مثبت خود را نشان دهد تا بتواند در شرایط پروازی نیز مؤثر باشد [۱۰].

۳- مدل‌سازی هندسه

۳-۱- مشخصات هندسه موتور و ترسیم آن

ابعاد موتور مورد مطالعه این شبیه‌سازی مطابق جدول ۲ است. این موتور از نوع با دریچه است و طول کلی موتور ۱۷۰ سانتی‌متر است. هندسه با ابعاد جدول۲ در شکل۵ نشان داده شده است.

۳-۲- مشخصات دریچه‌های موتور

دریچه‌های ورودی موتور عملکردی مشابه با شیر یک‌طرفه دارند؛ به‌گونه‌ای که در هنگام افزایش فشار داخل محفظه احتراق، که ناشی از احتراق سوخت است، این دریچه‌ها بسته می‌شوند تا از بازگشت جریان به سمت ناحیه بالادست موتور جلوگیری شود. در مقابل، با کاهش فشار محفظه به دلیل خروج محصولات احتراق از طریق لوله اگزوز، دریچه‌ها باز شده و امکان ورود هوای تازه به داخل موتور فراهم می‌گردد. همان‌گونه که در شکل۶ نشان داده شده است، این فرآیند توسط تیغه‌های فنری نصب‌شده در پشت سطوح مثلثی کنترل می‌شود [۱۱].

در مدل‌سازی عددی موتور، دریچه‌های ورودی به‌صورت هشت المان مثلثی طراحی شده‌اند که تیغه‌های فنری میان آن‌ها قرار می‌گیرند. این هشت مثلث به‌صورت حلقوی پیرامون محور مرکزی موتور توزیع شده‌اند تا امکان بهره‌گیری از شبیه‌سازی به

جدول ۲. ابعاد موتور پالس جت شبیه‌سازی‌شده

قطر محفظه احتراق	۱۶ cm
طول محفظه احتراق	۲۰ cm
طول قسمت مخروطی	۳۰ cm
قطر لوله اگزوز (لوله دم)	۱۱/۶ Cm
طول لوله ورودی	۳۰cm
طول لوله اگزوز	۱۰۰Cm

شکل ۵. هندسه ترسیم‌شده موتور با ابعاد داده شده در جدول ۲

شکل ۶. شماتیک دریچه‌های موتور پالس جت [۱۱]

صورت تقارن محوری فراهم گردد. مطابق شکل ۷ که نشانگر تنها دو مثلث است، قاعده هر یک از این مثلث‌ها ۱۵ میلی‌متر و عرض ناحیه‌ی بین دو مثلث، که مسیر عبور جریان هوای ورودی است، برابر با پنج میلی‌متر است. مرز تفکیک‌کننده‌ی دو ناحیه‌ی «محفظه احتراق» و «ورودی هوا» ، به‌عنوان تیغه‌های های فنری در نرم‌افزار در نظر گرفته می‌شود. مدل‌سازی تیغه‌های دریچه‌ها به‌گونه‌ای است که در مرحله مکش، مرز تفکیک‌کننده اشاره‌شده به‌صورت شرط مرزی داخلی[۲] و در مراحل احتراق و

شکل ۷. شماتیک دریچه‌های ترسیم‌شده در نرم‌افزار

تخلیه، به‌صورت شرط مرزی دیواره تنظیم می‌شود. این رویکرد شبیه‌سازی، رفتار فیزیکی تیغه‌های فنری متصل به المان‌های مثلثی دریچه‌ها در شرایط واقعی را به‌خوبی بازنمایی می‌کند.

۴- شبیه‌سازی موتور در نرم‌افزار

۴-۱- تولید شبکه

شبکه‌ی محاسباتی به‌کاررفته برای این موتور از نوع بی‌سازمان[۳] است. با توجه به نقش کلیدی دریچه‌های ورودی در فرآیند عملکرد موتور، شبکه‌سازی این ناحیه از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. به همین دلیل، در ناحیه پیرامون دریچه‌ها، به‌ویژه در لایه‌های مرزی، از شبکه با اندازه سلول‌های ریزتر استفاده شده است تا امکان پیش‌بینی دقیق‌تر اغتشاشات جریان با توجه به فاصله‌ی کم میان المان‌های مثلثی فراهم گردد. شکل ۸ شبکه‌ی به‌کاررفته در ناحیه‌ی دریچه‌ها را نشان می‌دهد.

۵- پارامترهای عملکردی

۵-۱- معادله مومنتوم

معادله اصلی برای محاسبه تراست که همان معادله مومنتوم خطی برای یک حجم کنترل است به صورت زیر است:

$$\overline{\sum F_x} = \frac{\int_1^N \partial/_{\partial t} \int_{cv} \rho u \, d\forall dt + \int_1^N \int_{Cs} u\rho V \, dAdt}{N * t} \quad (۱)$$

در این رابطه، u مؤلفه محوری سرعت و $\overline{\sum F_x}$ برآیند نیروهای خارجی در راستای محور x هستند. عبارت اول سمت راست معادله، نرخ تغییرات مومنتوم خطی داخل حجم کنترل را بیان می‌کند و عبارت دوم، شار مومنتوم عبوری از سطوح کنترل را نشان می‌دهد.

ازآنجاکه فرآیند احتراق در موتور پالس‌جت ماهیتی تناوبی دارد، مقدار انتگرال حجمی در آغاز و پایان هر سیکل برابر خواهد بود. بنابراین، گرادیان زمانی این عبارت در بازه یک سیکل کامل به‌طور میانگین صفر است:

$$\frac{\int_1^N \partial/_{\partial t} \int_{cv} \rho u \, d\forall dt}{N * t} \approx 0 \quad (۲)$$

N تعداد گام‌های زمانی در یک سیکل است. شکل ۹ نام‌گذاری سطوح حجم کنترل را نشان می‌دهد. در این حالت، برآیند نیروهای وارد بر حجم کنترل $\sum F_x$ شامل نیروی تراست خالص موتور منهای نیروی درگ به‌علاوه نیروهای ناشی از فشار در سطوح ورودی و خروجی است. بنابراین می‌توان نوشت:

$$\sum F_x = T - Dr + (P_i - P_e)A \quad (۳)$$

شکل۸. شبکه تولیدی موتور و دریچه‌های موتور

با جایگذاری $\sum F_x$ در معادله مومنتوم و باز کردن انتگرال سطحی روی سطوح ورودی، خروجی و جانبی حجم کنترل و جایگزینی آن با دبی جرمی $\dot{m} = \rho AV$ ، معادله مومنتوم به صورت زیر می‌شود:

$$T - Dr = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_{lateral} u_{lateral} - \dot{m}_i u_i + (P_e - P_i)A \quad (۴)$$

که در آن $\dot{m}$ دبی جرمی جریان، u مؤلفه محوری سرعت در مقاطع مختلف، P فشار ایستای متوسط و A سطح مقطع ورودی یا خروجی است. سه جمله اول، بیانگر تغییرات مومنتوم جرمی در ورودی، خروجی و دیواره‌های جانبی هستند و دو جمله پایانی اثر نیروهای فشاری را توصیف می‌کنند [۱۲].

در محاسبه تراست موتور پالس جت، توجه به دو نکته اساسی ضروری است. نخست آن‌که در رابطه تراست، عبارت‌های فشاری مربوط به سطوح مقطع خروجی ورودی حجم کنترل باید در معادله مومنتم در نظر گرفته شوند. در غیر این صورت، با تغییر ابعاد حجم کنترل، مقادیر محاسبه‌شده برای تراست ممکن است متفاوت باشند که این امر قابلیت استناد به نتایج را زیر سؤال می‌برد. دوم آنکه در استخراج سرعت‌های جریان در مقاطع مختلف، باید از سرعت محوری استفاده شود، چراکه تراست در راستای محور x تعریف می‌شود و در محاسبات مومنتوم نیز تنها مؤلفه محوری سرعت باید مدنظر قرار گیرد [۱۳].

شکل ۹. نام‌گذاری سطوح حجم کنترل

پس از محاسبه این مقدار برای هر گام زمانی، مقادیر به دست آمده در طول یک سیکل جمع جبری شده و بر تعداد گام‌های زمانی تقسیم می‌شوند تا مقدار میانگین تراست منهای درگ در یک سیکل تعیین گردد. رابطه ۵ بیانگر این موضوع است:

$$\overline{T-Dr} = \frac{\int_1^N (T-Dr)\,dt}{N*t} = \frac{\sum_{i=1}^{N}(T-Dr)_i}{N} \qquad (۵)$$

N تعداد گام‌های زمانی و t گام زمانی تعریف شده در یک سیکل است. این رویه اطمینان می‌دهد که نتایج به دست آمده، از دقت و قابلیت اعتماد کافی برخوردار باشند.

۲-۵- نسبت هم ارزی در احتراق

نسبت هم‌ارزی (ϕ) معیاری بدون بعد برای سنجش غنی یا رقیق‌بودن مخلوط سوخت–هوا نسبت به حالت استوکیومتری است. تعریف استاندارد آن بر پایه نسبت سوخت به هوا (F/A) به صورت زیر است:

$$\phi = \frac{(F/A)}{(F/A)_{st}} = \frac{(A/F)_{st}}{(A/F)} \qquad (۶)$$

که در آن زیرنویس st به شرایط استوکیومتری اشاره دارد. ارتباط ϕ با پارامتر لامبدا (λ) به صورت زیر است:

$$\lambda = \frac{1}{\varphi} \qquad (۷)$$

تفسیر فیزیکی این نسبت سه تعبیر را به دنبال دارد: اگر $\phi = 1$ مخلوط استوکیومتری است (اکسیژن دقیقاً به‌اندازه لازم برای سوختن کامل سوخت موجود است). اگر $\phi < 1$ مخلوط رقیق است (هوا بیش از مقدار استوکیومتری). اگر $\phi > 1$ مخلوط غنی است (سوخت بیش از مقدار استوکیومتری).

دمای شعله آدیاباتیک و سرعت پیشروی شعله معمولاً نزدیک استوکیومتری بیشینه است و با رقیق‌شدن کاهش می‌یابد؛ در مخلوط‌های بسیار غنی نیز به دلیل اکسیژن ناکافی افت می‌کند. ناکس معمولاً نزدیک به نسبت هم ارزی استوکیومتری در دمای بالا بیشینه می‌شود. منواکسیدکربن و هیدروکربن‌های نسوخته با

غنی‌شدن افزایش می‌یابند؛ در مخلوط‌های خیلی رقیق نیز به علت خاموشی موضعی می‌توانند بالا بروند. دوده در ناحیه غنی (به‌ویژه در هیدروکربن‌های سنگین) محتمل‌تر است. همچنین محدوده‌های اشتعال‌پذیری و پایداری به ϕ وابسته‌اند؛ در موتورهای جرقه‌ای، کارکرد پایدار معمولاً در ۰/۸$\lesssim \phi \lesssim$۱/۲؛ توربین گاز در نواحی رقیق (مثلاً ۰/۶– ۰/۳ ~ ϕ در ناحیه اولیه)؛ موتور دیزل در محدوده بسیار رقیق ، یعنی ۱» ϕ کار می‌کند [۱۴].

۳-۵- مصرف سوخت ویژه

یکی از شاخص‌های کلیدی در ارزیابی عملکرد موتورهای هواپیما و پیشرانش، مصرف سوخت ویژه است. این کمیت بیانگر میزان کارایی مصرف سوخت برای تولید تراست یا توان مشخص بوده و به‌صورت نسبت نرخ جرمی مصرف سوخت به تراست تعریف می‌شود:

$$SFC = \frac{\dot{m}_f}{T} \qquad (۸)$$

که در آن $\dot{m}_f$ ، نرخ جرمی مصرف سوخت(kg/h) ، T، تراست تولیدی موتور(kg) هستند.

از دیدگاه فیزیکی، مقدار SFC نشان می‌دهد که موتور برای تولید یک واحد نیروی پیشران (تراست) چه مقدار سوخت مصرف می‌کند. بنابراین، هرچه SFC کمتر باشد، کارایی موتور بیشتر است، چراکه موتور در ازای مصرف سوخت کمتر، تراست بیشتری تولید می‌کند [۱۵].

۶- شرایط مرزی

با توجه به شرایط پروازی مورد نیاز مطالعه ، شرایط مرزی ورودی و خروجی دامنه محاسباتی به صورت فشار دوردست تعریف شده است. فشار در این مرز یک اتمسفر و ماخ جریان ۰/۳ و دمای در نظر گرفته شده ۳۰۰ کلوین است. شرایط اولیه حل نیز شامل فشار دوردست با عدد ماخ ۰/۳ و فشار تقریبی یک اتمسفر در نظر گرفته می‌شود. شکل ۱۰ بیانگر شرایط مرزی موتور و دامنه حل است. لازم به ذکر است همان‌گونه که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، احتراق موتور در محفظه احتراق با استفاده از ماژول منبع حجمی انرژی در نرم‌افزار با معادل‌سازی دقیق مصرف سوخت موتور شبیه‌سازی شده است.

۷- شبیه‌سازی سیکل در نرم افزار

سیکل کاری موتور با بهره‌گیری از فایل ژورنال[۴] در محیط نرم‌افزار شبیه‌سازی پیاده‌سازی شده است. این سیکل شامل ۱۳۸ گام زمانی با اندازه‌ی هر گام برابر با ۰٫۰۰۸ میلی‌ثانیه است. به‌منظور افزایش دقت و نزدیک شدن به شرایط واقعی، فرآیند باز و بسته‌شدن دریچه‌های ورودی موتور در پنج مرحله مدل‌سازی شده است. خطوط مرزی تعریف‌شده میان المان‌های مثلثی دریچه‌ها به سه بخش تقسیم گردیده و در طول این پنج مرحله، باز و بسته‌شدن دریچه‌ها به‌صورت تدریجی انجام می‌شود. در زمان‌هایی که دریچه بسته است این مرز به صورت دیواره و در زمان‌هایی که دریچه باز است به صورت مرز داخلی در نظر گرفته می‌شود. همچنین زمان‌بندی مراحل مختلف سیکل به‌گونه‌ای تنظیم‌شده است که مدت‌زمان مکش برابر با مجموع زمان‌های احتراق و تخلیه باشد. بنابراین، ۷۰ گام زمانی به فرایند مکش، ۴۳ گام به فرایند احتراق و باقی‌مانده به فرآیند تخلیه اختصاص یافته است. در شکل ۱۱، فرآیند باز و بسته‌شدن دریچه‌های ورودی در طول مراحل مختلف مکش نشان داده شده است؛ به‌گونه‌ای که این تغییر وضعیت در هر مرحله با گام زمانی مشخص قابل مشاهده است.

احتراق در این مدل به‌صورت یک عبارت منبع حجمی[۵] در ناحیه‌ی محفظه‌ی احتراق در نظر گرفته شده است که با نرخ ۳۰۰ مگاوات بر مترمکعب اعمال می‌گردد.

۸- روش حل

در این مطالعه، حل عددی جریان و محاسبه تراست با استفاده از

شکل ۱۰. شرایط مرزی موتور و دامنه محاسباتی تعریف شده

جدول ۳. جزئیات تنظیمات روش حل در نرم افزار فلوئنت

گزینه	روش انتخاب‌شده
الگوریتم اتصال فشار-سرعت	
طرح (Scheme)	Coupled
نوع فلاکس (Flux Type)	رای-چو (بر پایه فاصله)
انتخاب خودکار	غیرفعال
گسسته‌سازی مکانی	
گرادیان	مبتنی بر سلول Green-Gauss
فشار	مرتبه دوم
چگالی	Upwind مرتبه دوم
مومنتوم	Upwind مرتبه دوم
انرژی جنبشی اغتشاش	Upwind مرتبه دوم
نرخ اتلاف ویژه	Upwind مرتبه دوم
انرژی	Upwind مرتبه دوم
فرمول‌بندی گذرا	
روش پایه	ضمنی مرتبه دوم
عدد کورانت	۱

شکل ۱۱. فرایند شبیه ساز شده باز و بسته شدن دریچه موتور

حل‌گر فلوئنت انجام شده است. شبیه‌سازی‌های عددی به صورت دوبعدی با فرض تقارن محوری پیاده‌سازی شده‌اند. برای مدل‌سازی تنش‌های رینولدز در حل معادلات ناویر–استوکس، از مدل آشفتگی k-ω SST استفاده گردیده است. با توجه به پایین بودن عدد ماخ جریان و به‌منظور افزایش سرعت محاسبات، از روش حل فشار–مبنا با الگوریتم کوپل استفاده شد. دقت حل در تمامی موارد مرتبه دوم در نظر گرفته شد. برای هر سیکل موتور، تعداد ۱۳۸ گام زمانی با اندازه زمانی ۰/۰۸ میلی‌ثانیه تعریف شد؛ که معادل با فرکانس ۹۱ هرتز است. در جدول ۳ جزئیات دقیق و کامل روش حل نشان داده شده است.

شکل۱۲. نمودار مقدار تراست در هر سیکل و هارمونیک شدن آن در سیکل‌های آخر

۹- همگرایی حل

در نرم‌افزار فلوئنت، همگرایی به معنای دستیابی حل عددی به یک وضعیت پایدار است؛ به‌گونه‌ای که با افزایش تعداد تکرارها، تغییر محسوسی در مقادیر محاسبه‌شده‌ای نظیر سرعت و فشار مشاهده نشود. اهمیت همگرایی در اعتبارسنجی نتایج و اطمینان از دقت آن‌ها نهفته است. این پدیده به عوامل متعددی وابسته است که از جمله می‌توان به کیفیت شبکه‌بندی، انتخاب صحیح مدل‌های فیزیکی (مانند مدل آشفتگی)، تعریف مناسب شرایط مرزی و تنظیم پارامترهای حل نظیر ضرایب زیر تخفیف اشاره کرد. درنهایت، قضاوت در مورد دستیابی به همگرایی بر اساس تحلیل نمودار خطاها و پایداری مقادیر مانیتور شده کلیدی صورت می‌گیرد.

در شبیه‌سازی جریان‌های پالسی، همگرایی زمانی محقق می‌شود که علاوه بر پایداری حل در هر گام زمانی و عدم افزایش باقیمانده‌ها، پارامترهای کلیدی نظیر تراست نیز به الگوی هارمونیک پایدار برسند. به‌این‌ترتیب، تنها در صورت هم‌زمانی این شرایط می‌توان حل عددی را همگرا تلقی کرد. همان‌گونه که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، مقدار تراست موتور در سیکل‌های ابتدایی محاسبه‌شده یکنواخت نبوده و مقادیر متفاوتی را نشان می‌دهد. بااین‌حال، باگذشت زمان و ادامه روند محاسبات، تراست به‌تدریج به یک الگوی هارمونیک نزدیک می‌شود. این رفتار هارمونیک از حدود سیکل چهاردهم به بعد رخ می‌دهد. درنتیجه، شبیه‌سازی به همگرایی رسیده و مقادیر به‌دست‌آمده برای تراست از قابلیت اعتماد و استناد برخوردار است.

در شکل ۱۳ باقیمانده‌های مربوط به حل نشان داده شده است که نشانگر همگرایی حل است.

۱۰- انتخاب ابعاد دامنه محاسباتی موتور

دامنه محاسباتی انتخابی برای محاسبه تراست همراه با درگ، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. این امر به این دلیل است که در صورت ناکافی بودن اندازه دامنه، فرآیند همگرایی به‌درستی انجام نمی‌پذیرد. چراکه مرزهای دامنه محاسباتی نباید اغتشاشات موتور را احساس کنند. اگر این رخداد حاصل شد باقیمانده‌های حل افزایش می‌یابد و حل دچار واگرایی می‌شود. بنابراین برای

شکل۱۳. باقیمانده‌های حل عددی

شکل ۱۴. ابعاد دامنه محاسباتی موتور پالس جت

دستیابی به همگرایی مناسب در حل مسائل، پیشنهاد می‌شود که ابعاد دامنه محاسباتی به شرح زیر تعیین گردد:

الف- طول بخش بالادست موتور ۱۰ برابر طول موتور

ب- طول بخش پایین‌دست موتور ۲۰ برابر طول موتور

ج- ارتفاع حجم کنترل ۱۰ برابر طول موتور [۱۳]

لازم به ذکر است که ارتفاع دامنه محاسباتی و بخش پایین‌دست موتور تأثیر قابل‌توجهی بر همگرایی دارند. دلیل این امر آن است که سرریز جریان در ناحیه ورودی موتور، که ناشی از بسته‌شدن دریچه است، موجب ایجاد اغتشاش روی موتور می‌شود. ازاین‌رو، ارتفاع دامنه محاسباتی باید به‌گونه‌ای انتخاب گردد که مرز بالایی دامنه تحت تأثیر این سرریز جریان قرار نگیرد. ناحیه پایین‌دست موتور نیز که محل خروج جریان است و بسیار پراغتشاش است. طول موتور در این مطالعه برابر با ۱/۷ متر است. بنابراین، طول بخش بالادست موتور ۱۷ متر، طول

شکل۱۵. نمودار تغییرات فشار و سرعت در مرز جانبی بالایی دامنه محاسباتی در نواحی نزدیک و دور از موتور

شکل۱۶. نمودار تغییرات فشار و سرعت در مرز خروجی دامنه محاسباتی در نواحی نزدیک و دور از موتور

بخش پایین‌دست ۵۴ متر و ارتفاع دامنه محاسباتی ۱۷ متر در نظر گرفته می‌شود. شکل ۱۴ این مقادیر را به‌وضوح نشان می‌دهد.

در نمودارهای شکل ۱۵ و شکل ۱۶ نشان داده شده است که فشار و سرعت روی مرز جانبی واقع بر ضلع بالایی دامنه محاسباتی و مرز خروجی در طول سیکل ثابت بوده و اغتشاشات موتور به این مرز نرسیده است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت، فاصله ۱۰برابری طول موتور برای ارتفاع حجم کنترل و فاصله ۲۰ برابری طول موتور برای مرز خروجی دامنه محاسباتی مناسب بوده و موجب خطا در شبیه‌سازی عددی نمی‌شود.

۱۱- تأثیر اندازه حجم کنترل بر اندازه‌گیری تراست

موقعیت دقیق سطوح حجم کنترل از اهمیت بالایی برخوردار است، چراکه اگر اطلاعات به‌طور صحیح از نرم‌افزار فلوئنت استخراج نشود، محاسبات تابع هدف دچار خطا شده و فرآیند بهینه‌سازی به‌درستی صورت نمی‌گیرد. حجم کنترل شامل سه سطح اصلی؛ سطح ورودی حجم کنترل (i)، سطح جانبی بالایی حجم کنترل (Lateral)، سطح خروجی حجم کنترل (o) است.

جدول ۴. مقایسه تراست چند حجم کنترل در ارتفاع‌های مختلف از موتور

مصرف سوخت ویژه موتور (واحد: کیلوگرم بر کیلوگرم نیرو-ساعت)	نسبت هم ارزی موتور	تراست محاسبه‌شده (واحد: نیوتون)	فاصله سطح جانبی بالایی حجم کنترل از موتور (واحد: سانتی‌متر)
۱/۹۵	۰/۶۹	۳۴۰	۲۲
۲/۲	۰/۶۹	۳۱۰	۴۲
۲/۱۱	۰/۶۹	۳۱۵	۹۲
۱/۶۹	۰/۶۷	۳۸۶	۱۴۲
۱/۴۹	۰/۶۳	۴۳۹	۱۹۲

جدول ۵. مقایسه تراست چند حجم کنترل در سطح‌های خروجی متفاوت از آگمنتور

مصرف سوخت ویژه موتور (واحد: کیلوگرم بر کیلوگرم نیرو-ساعت)	نسبت هم ارزی موتور	تراست محاسبه‌شده (واحد: نیوتون)	فاصله سطح خروجی حجم کنترل از دهانه خروجی موتور (واحد: سانتی‌متر)
۱/۰۸	۰/۶۶	۶۱۳	۴۰
۱	۰/۶۶	۶۶۲	۶۰
۰/۸۹	۰/۶۵	۷۳۸	۸۰
۰/۸۸	۰/۶۶	۷۴۵	۱۰۰
۰/۸۹	۰/۶۵	۷۳۵	۱۲۰

به‌منظور دستیابی به‌دقت بالاتر در محاسبات، لازم است هر یک از سطوح دامنه محاسباتی در فاصله‌ای مناسب از موتور تعریف شوند تا اثرات ناشی از آشفتگی جریان به حداقل برسد. به همین منظور، نمونه‌هایی از حجم کنترل‌هایی با ارتفاع‌های متفاوت بررسی شد، به‌طوری‌که از سه سطح حجم کنترل تنها مکان سطح جانبی بالایی تغییر داده شده است. برای هر یک از این حجم‌های کنترل، نیروی تراست موتور محاسبه و نتایج حاصل در جدول ۴ مقایسه شده‌اند.

همچنین چندین حجم کنترل با سطح‌های خروجی متفاوت در موتور با آگمنتور نیز بررسی شد. نتایج این شبیه‌سازی‌ها در جدول شماره ۵ مقایسه شده است.

تراست موتور بدون آگمنتور در جریان آزاد با عدد ماخ ۰/۳ در شرایط آزمایشگاهی حدود ۳۲۰ نیوتون اندازه‌گیری شده است. همان‌طور که در جدول ۴ نشان داده شده است، در فواصل نزدیک به موتور مقدار تراست حدود ۳۴۰ نیوتون به دست آمده که اندکی با داده‌های تجربی اختلاف دارد. با افزایش فاصله از دیواره بالایی موتور، مقدار تراست محاسبه‌شده کاهش یافته و به داده‌های تجربی نزدیک‌تر می‌شود، به‌طوری‌که تا فاصله‌ای در حدود یک متر این مقدار تقریباً ثابت باقی می‌ماند. بااین‌حال، در فاصله ۱/۵ متری خطا افزایش‌یافته و نتایج از مقادیر تجربی فاصله می‌گیرند. روند مشابهی در نتایج مربوط به حجم‌های کنترل مختلف در سطوح بیرونی موتور با آگمنتور در جدول ۵ نیز مشاهده می‌شود؛ در نزدیکی دهانه خروجی موتور، مقادیر تراست از ثبات کافی برخوردار نیستند و کوچک‌ترین تغییر در حجم کنترل موجب نوسانات قابل‌توجه در مقادیر محاسبه‌شده تراست می‌شود. اما با افزایش فاصله از موتور، مقادیر تراست به سمت یک مقدار پایدار همگرا می‌شوند.

از گزاره‌های بیان شده و نتایج ارایه شده در جدول‌ها می‌توان نتیجه گرفت، از آنجاکه در شبیه‌سازی‌های فلوئنت معمولاً از مدل‌های RANS برای کاهش هزینه‌های محاسباتی استفاده

شکل ۱۷. فاصله پیشنهادی سطوح حجم کنترل تا موتور پالس جت

می‌شود، باید توجه داشت که این مدل‌ها توانایی شبیه‌سازی دقیق گردابه‌های جریان را ندارند. به همین دلیل، درصورتی‌که سطوح حجم کنترل در نواحی با آشفتگی‌های شدید ناشی از نوسانات پالسی جریان موتور قرار گیرند، محاسبات نرم‌افزار دچار خطا شده و مقادیر تراست و درگ به‌اشتباه محاسبه می‌شود. بنابراین، لازم است که سطوح حجم کنترل در فاصله‌ای مناسب از موتور دور از آن تعیین شوند.

از طرفی، اگر این سطوح در فواصل بسیار دور از موتور قرار گیرند، به دلیل درشت شدن اندازه شبکه در آن نواحی و افزایش خطای عددی ناشی از میان‌یابی داده‌ها در سطوح تعریف‌شده، مقدار تراست محاسبه‌شده نیز با خطا مواجه می‌شود.

بنابراین، به‌منظور کاهش اثرات این خطاها، سطوح حجم کنترل باید در نزدیک‌ترین ناحیه به موتور و درجایی که اثرات آشفتگی جریان کم است، قرار گیرند.

بر اساس شبیه‌سازی‌های مختلف و استخراج مقادیر تراست در حجم کنترل‌های متفاوت در جدول ۴ و جدول ۵، مشخص گردید که بهترین فاصله برای تعریف سطوح حجم کنترل به‌منظور محاسبه مقدار دقیق‌تر است، یک متر از هر طرف دیواره موتور است. این فاصله به‌عنوان نقطه‌ای در نظر گرفته می‌شود که در آن جریان به حالت پایدار رسیده و اثرات گردابه‌ای قابل‌توجهی مشاهده نمی‌شود. موقعیت تعریفی این سه مقطع در شکل ۱۷ نشان داده شده است. برای هر یک از سطوح تعریف‌شده، مقادیر دبی جرمی، سرعت و فشار در هر گام زمانی استخراج می‌شوند تا در محاسبه تراست استفاده شوند.

۱۲- تراست منهای درگ موتور

پس از شبیه‌سازی و استخراج داده‌ها مطابق با سطوح تعریفی در بخش ۱۱ و محاسبه تراست منهای درگ مطابق با رابطه ارایه در بخش ۵ در جدول ۶ آمده است.

۱۳- عملکرد و رفتار موتور در یک سیکل کاری

از نمودارهای شکل ۱۸ به‌وضوح مشاهده می‌شود که فرآیند عملکرد موتور در سیکل‌های پایانی رفتاری تکرارشونده و هارمونیک از خود نشان می‌دهد که بیانگر همگرایی شبیه‌سازی است.

جدول ۶. تراستِ منهای درگِ نهاییِ موتورِ بدون آگمنتور

تراست منهای درگ	۳۱۰ نیوتون
نسبت هم ارزی احتراق	۰/۷
مصرف سوخت ویژه	۲/۱۱ کیلوگرم بر کیلوگرم نیرو-ساعت
ماخ جریان آزاد	۰/۳
فشار هوای آزاد	۱۰۱۳۲۵پاسکال

شکل۱۸. نمودارهای هارمونیک شده عملکرد موتور در سیکل‌های آخر

شکل ۱۹ و شکل ۲۰ کانتور مربوط به فشار و سرعت در بازه‌های زمانی مشخص در یک سیکل همگرا شده را نشان می‌دهد. فرایند مکش در بازه‌ی گام‌های زمانی ۱ تا ۷۰ رخ می‌دهد؛ ازاین‌رو چهار تصویر ابتدایی در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ به این مرحله اختصاص دارند. در طول این فرایند، فشار کل موتور به مقداری کمتر از فشار اتمسفر می‌رسد (ناحیه‌ی آبی در شکل ۱۹)، که این پدیده موجب ورود هوای تازه از بالادست موتور به درون آن و همچنین بازگشت بخشی از محصولات احتراق به محفظه احتراق و لوله اگزوز می‌شود. در ادامه، با احتراق سوخت در محفظه، فشار در محفظه احتراق و لوله اگزوز افزایش‌یافته و موجی پرفشار از محفظه احتراق به سمت انتهای لوله خروجی حرکت می‌کند. این پیشروی در گام زمانی ۸۰ (تصویر پنجم از شکل ۱۹) به‌وضوح مشاهده می‌شود. پس از خروج این موج پرفشار از لوله اگزوز، فشار در ناحیه مرکزی آن کاهش می‌یابد و یک ناحیه

شکل۱۹. کانتور فشار موتور بدون آگمنتور در زمان‌های مختلف یک سیکل- واحد: Pa

شکل۲۰. کانتور سرعت موتور بدون آگمنتور در زمان‌های مختلف یک سیکل

شکل۲۱. شکل آگمنتور موتور پالس جت [۷]

کم‌فشار ایجاد می‌شود؛ این پدیده در گام زمانی ۱۰۰ (تصویر ششم از شکل ۱۹) در انتهای لوله اگزوز قابل مشاهده است. در ادامه، این ناحیه کم‌فشار گسترش یافته و منبسط می‌شود (تصویر هفتم از شکل ۱۹). به دنبال منبسط شدن این ناحیه، فشار درون موتور دچار افت می‌شود. این افت فشار در گام زمانی ۱۳۸ (تصویر نهم از شکل ۱۹) به‌وضوح قابل مشاهده است. پس از این مرحله، چرخه عملکرد موتور و فرایند مکش مجدداً آغاز می‌گردد.

۱۴- مکانیزم افزایش تراست با استفاده از مکش هوای اطراف موتور

همان‌گونه که اشاره شد، نیروی تراست مستقیماً با اختلاف مومنتوم بین جریان‌های ورودی و خروجی موتور مرتبط است. در این مطالعه، به‌منظور افزایش مومنتوم جریان خروجی و درنتیجه تقویت تراست، از تکنیک اجکتور استفاده شده است. این سازوکار از طریق القای مکش هوای محیطی، موجب افزایش دبی جرمی جریان خروجی می‌گردد. اگرچه این فرآیند موجب کاهش سرعت جریان خروجی می‌گردد، اما افزایش قابل‌توجه دبی جرمی منجر به رشد کلی مومنتوم خروجی و درنتیجه افزایش تراست می‌شود.

۱۵- بهینه‌سازی پارامترهای هندسه آگمنتور

بهینه‌سازی در یک مسئله غیردائم پالسی با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی چالش‌های جدی دارد. از طرف دیگر، در فرایند بهینه‌سازی تأثیر پارامترهای بهینه‌سازی به‌راحتی قابل رصد نیست. بنابراین، در این مطالعه برای درک بهتر فیزیک جریان حاکم بر مسئله و گریز از چالش‌های بهینه‌سازی، مطالعه پارامتری پارامترهای هندسی مهم مورد بررسی قرار گرفت. در این مطالعه پارامتری، برای بررسی هر پارامتر هندسی، یک حل غیردائم برای چند سیکل صورت گرفت تا به پاسخ هارمونیک و پایدار رسید و درنهایت، با انتگرال‌گیری زمانی در چند سیکل آخر تابع هدف محاسبه شد. در فرایند تغییر هندسه، رفتار گذاری جریان در خروجی لوله اگزوز و داخل آگمنتور به‌دقت مورد بررسی قرار گرفت تا بر اساس شناسایی فیزیک جریان حاکم بر مسئله، نحوه انتخاب مقادیر پارامترهای هندسی به‌درستی انجام شود تا بررسی تعداد پارامترهای کمتری به نقطه بهینه نزدیک شد. سه پارامتر اصلی آگمنتور که بر تابع هدف یعنی تراست اثرگذار است؛ فاصله نقطه شروع آگمنتور تا لبه انتهایی لوله اگزوز (δ)، شعاع آگمنتور استوانه‌ای (R)، طول آگمنتور (L) هستند که در شکل ۲۲ به‌صورت شماتیک نشان داده‌شده‌اند.

فرآیند بهینه‌سازی در جریان پالسی باید بر اساس میانگین عملکرد در یک سیکل کامل انجام پذیرد. به عبارت دیگر؛ حتی اگر در برخی گام‌های زمانی تراست قابل‌توجهی حاصل شود، اما در سایر گام‌های زمانی سیکل عملکرد نامطلوب باشد، هندسه مورد نظر نمی‌تواند به‌عنوان هندسه بهینه در نظر گرفته شود. این الزامات، فرآیند بهینه‌سازی را به چالشی اساسی در این پژوهش تبدیل می‌کند. بنابراین کلید اصلی برای تسریع فرآیند بهینه‌سازی، درک رفتار جریان خروجی موتور و نحوه تقابل آن با هندسه آگمنتور است. با تحلیل دقیق برهمکنش‌های آیرودینامیکی می‌توان به شناخت جامعی از سیستم دست یافت که منجر به دستیابی سریع‌تر هندسه بهینه خواهد شد.

شکل۲۲. پارامترهای آگمنتور موتور پالس جت

شکل۲۳. موقعیت ابتدایی آگمنتور در پایین‌دست لوله اگزوز (نقاط ۱ تا ۱۶ موقعیت ابتدایی آگمنتور را نسبت به لوله دم خروجی نشان می‌دهد.)

۱-۱۵- تقسیم‌بندی ناحیه پایین‌دست موتور

در فرآیند بهینه‌سازی آگمنتور، لازم است مقادیر بهینه سه پارامتر δ، R و L به دست آید؛ پارامترهای δ و R ، موقعیت ابتدای آگمنتور را در پائین‌دست موتور مشخص می‌کند. برای بهینه‌سازی، شناسایی موقعیت و طول آگمنتور که امکان بیشینه‌سازی مکش هوای محیط اطراف موتور را فراهم می‌سازد، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. به‌منظور تحلیل دقیق رفتار جریان خروجی موتور و تقابل آن با آگمنتور، مطابق شکل ۲۳، ۱۶ موقعیت ابتدای آگمنتور در پائین‌دست لوله اگزوز در نظر گرفته شد و به ازای هر موقعیت، طول‌های مختلف آگمنتور مورد بررسی قرار گرفت تا طول بهینه آگمنتور برای هر موقعیت ابتدای آگمنتور در شکل ۲۳ به دست آید. این تقسیم‌بندی امکان بهینه‌سازی طول آگمنتور (L) را برای مقادیر مشخص δ و D فراهم می‌سازد. بررسی و شناسایی فیزیک الگوی جریان خروجی و نحوه برخورد آن با آگمنتور، دستیابی به هندسه بهینه را تسریع می‌کند.

جدول۷. نتیجه نهایی تراست موتور و طول آگمنتور در ۱۶ نقطه مختلف

	$\delta = 10cm$	$\delta = 30cm$	$\delta = 50cm$	$\delta = 70cm$
$R = 25$cm	Point 4	Point 8	Point 12	Point 16
T (N)	(–)	596	697	(–)
L_{opt} (cm)	(–)	45	55	(–)
$R = 20$cm	Point 3	Point 7	Point 11	Point15
T (N)	447	646	714	576
L_{opt} (cm)	35	45	55	45
$R = 14$cm	Point 2	Point 6	Point 10	Point14
T (N)	478	843	579	663
L_{opt} (cm)	35	75	35	45
$R = 6$cm	Point 1	Point 5	Point 9	Point 13
T (N)	193	545	463	603
L_{opt} (cm)	35	35	25	35

۲-۱۵- هندسه بهینه در هر ناحیه

جدول ۷، مقادیر بهینه طول آگمنتور در هر یک از ۱۶ موقعیت مشخص‌شده در شکل ۲۳ را ارائه می‌دهد. در برخی نقاط، نظیر نقاط ۴ و ۱۶، با توجه به تحلیل فیزیکی جریان خروجی موتور و نحوه برخورد آن با هندسه آگمنتور، و به‌منظور تسریع در فرآیند بهینه‌سازی، ازآنجا شبیه‌سازی‌های تکمیلی صرف‌نظر شده است. در این نقاط، شبیه‌سازی‌ها مشابه حالت موتور بدون آگمنتور انجام‌گرفته‌اند. تمام تنظیمات حل مانند شرایط مرزی، نوع و دقت حل، شبکه‌بندی و حجم کنترل مشابه باحالت بدون آگمنتور که در بخش‌های قبلی به صورت کامل توضیح داده شد، صورت پذیرفته است. بنابراین کلیه شبیه‌سازی‌ها تحت شرایط یکسان شامل نسبت هم‌ارزی ۰/۷، فشار محیطی برابر با یک اتمسفر و عدد ماخ جریان آزاد ۰/۳ صورت پذیرفته‌اند. لازم به تأکید است که هدف اصلی این بخش از مطالعه، دستیابی به یک هندسه استوانه‌ای بهینه برای آگمنتور در شرایط جریان با سرعت بالا بوده است.

۳-۱۵- تأثیر قرارگیری آگمنتور در ناحیه نزدیک به خروجی موتور

در نزدیکی موتور، به دلیل اغتشاشات بسیار شدید جریان وجود موج پرفشار ناشی از احتراق سوخت در بخشی از سیکل، و همچنین عدم تعادل این موج با محیط اطراف، استفاده از آگمنتور در این ناحیه توصیه نمی‌شود . به معنای دیگر به دلیل پالسی بودن جریان، در مدت‌زمان کوتاهی، فشار جریان خروجی از لوله اگزوز (لوله دم) به‌شدت بالا می‌رود. مطابق شکل ۲۴ اگر هندسه آگمنتور در آن ناحیه قرار بگیرد، موجب آشفتگی بیشتر جریان و حتی برگشت آن به سمت بالادست موتور می‌شود. همان‌طور که در نتایج جدول ۷ مربوط به نقطه‌ی ۱ مشاهده می‌شود، این پدیده باعث کاهش مکش هوای اطراف موتور شده و در مقایسه باحالت بدون آگمنتور، کاهش ۱۱۰ نیوتونی در نیروی تراست را به دنبال داشته است. بنابراین بهتر است تا این موج پرفشار با محیط اطراف خود به تعادل رسیده و پس‌ازآنکه فشار آن به مقدار فشار محیط نزدیک شد وارد ناحیه آگمنتور گردد. به تعادل رسیدن این جریان پرفشار سبب افزایش سرعت و جریان برشی نیز می‌شود. همانطور که در جدول ۷ مشاهده می‌شود با فاصله گرفتن از موتور اعداد خروجی تراست افزایش‌یافته و به مقدار بهینه خود نزدیک می‌شود.

۴-۱۵- تأثیر فاصله دور از موتور بر کاهش پارامتر تراست

با فاصله گرفتن بیش‌ازحد از موتور، به دلیل افزایش اتلاف‌های ناشی از اصطکاک و برخورد آن با مولکول‌های هوا، قدرت جریان خروجی کاسته شده و تراست موتور از مقدار بهینه خود فاصله می‌گیرد. همانطور که در جدول شماره۷ نشان داده شده، اعداد با $\delta = 70cm$ از مقدار بهینه خود فاصله گرفته و اعداد مطلوب

شکل۲۴. برگشت جریان در ناحیه نزدیک به خروجی موتور در اثر قرارگیری آگمنتور در آن محدوده

نیست. بنابراین بهترین مکان برای استخراج تراست ماکزیمم در محدوده ۳۰ تا ۵۰ سانتی‌متری پایین‌دست موتور است.

۵-۱۵- رفتار سیکل موتور مجهز به آگمنتور بهینه‌شده

همان‌گونه که در شکل ۲۵ و شکل ۲۶ مشاهده می‌شود، از گام زمانی ۵ تا ۷۰ فرایند مکش رخ می‌دهد. در این بازه، فشار داخل موتور کاهش یافته و هوای محیط به درون آن مکیده می‌شود. در شکل دوم از شکل ۲۵ دیده می‌شود که فشار در بخش پایین‌دست لوله درون آگمنتور کاهش می‌یابد. پس از آن، این ناحیه کم‌فشار به سمت بالادست لوله حرکت می‌کند (تصویر سوم از شکل ۲۵) و در همین زمان، هوای اطراف موتور به درون آگمنتور کشیده می‌شود. همان‌طور که در تصویر سوم از شکل ۲۶ نشان داده شده است، سرعت جریان در ناحیه آگمنتور افزایش‌یافته که بیانگر مکش جریان به درون آگمنتور است. پس از مکش جریان، فشار در این ناحیه افزایش می‌یابد (تصویر چهارم از شکل ۲۵). با افزایش فشار در آگمنتور، احتراق در موتور آغازشده و فشار داخلی موتور بالا می‌رود (تصویر پنجم از شکل ۲۵). این افزایش فشار به صورت موجی پرفشار به سمت پایین‌دست لوله اگزوز پیشروی کرده و درنهایت از آن خارج می‌شود (تصویر ششم از شکل ۲۵). در ناحیه انتهایی لوله اگزوز، این موج پرفشار، فشار محیط بیرونی موتور را احساس کرده و سرعت آن افزایش می‌یابد. این افزایش سرعت تا پس از آگمنتور نیز ادامه دارد (تصویر ششم، هفتم و هشتم از شکل ۲۶). پس از خروج کامل موج پرفشار از ناحیه موتور، فشار در بالادست موتور کاهش یافته و فرایند مکش دوباره آغاز می‌شود (تصویر هشتم از شکل ۲۵). این چرخه به همین ترتیب تکرار می‌گردد.

۶-۱۵- پدیده حباب گاز پرفشار

در فرآیند احتراق در محفظه موتور، سوخت و هوای مشتعل شده منجر به افزایش فشار درون محفظه احتراق می‌گردد. این افزایش فشار، گازهای داغ را به سمت نازل خروجی هدایت می‌کند. هنگامی‌که این جریان پرفشار به انتهای لوله اگزوز می‌رسد، به دلیل ماهیت زیرصوت بودن جریان، فشار آن کاهش یافته و به مقداری نزدیک به فشار محیط می‌رسد. در شکل۲۷ که به عملکرد موتور بدون آگمنتور اختصاص دارد، مشاهده می‌شود که پس از خروج گازها به محیط آزاد، انبساط ناگهانی جریان منجر به تشکیل ناحیه‌ای حباب‌مانند با فشار و دمای بالا می‌گردد. فشار این موج، که به‌عنوان **حباب گاز پرفشار** یا "موج پرفشار" شناخته می‌شود، اندکی از فشار محیط بالاتر بوده و نقش مهمی در طراحی هندسه آگمنتور ایفا می‌کند. شکل شماره ۲۸ نمایی واقعی از این ساختار حبابی‌شکل را نشان می‌دهد.

شکل۲۵. کانتور فشار موتور با آگمنتور در مراحل مختلف یک سیکل - واحد:پاسکال

شکل۲۶. کانتور سرعت موتور با آگمنتور در مراحل مختلف یک سیکل

شکل۲۷. کانتور فشار در خروجی لوله دم خروجی برای حالت بدون آگمنتور

شکل۲۸. نمایی واقعی از حباب گاز پرفشار در استارت اولیه موتور[۱۶]

۷-۱۵- افت فشار در قسمت مرکزی حباب گاز پرفشار

یکی از ویژگی‌های شاخص جریان پالسی، افت فشار در ناحیه مرکزی حباب پرفشار هنگام عبور آن از مقطع خروجی است. همان‌گونه که در شکل ۲۹ مشاهده می‌شود، این افت فشار در مرکز حباب با گسترش تدریجی آن شدت می‌یابد. حباب گاز پرفشار تا زمانی که فشار در نواحی پیرامونی آن با فشار محیط برابر شود، به انبساط خود ادامه می‌دهد. این پدیده می‌تواند اثر قابل‌توجهی بر عملکرد آگمنتور داشته باشد؛ به‌گونه‌ای که منجر به افزایش دبی جرمی گازهای خروجی از موتور و درنهایت، افزایش نیروی تراست می‌گردد.

۸-۱۵- اثر ناحیه کم‌فشار در هندسه بهینه آگمنتور

برای افزایش مکش هوای اطراف موتور و درنتیجه افزایش تراست، تمرکز بر ناحیه کم‌فشار اهمیت ویژه‌ای دارد. همان‌طور که در جدول ۷ نشان داده شده است، بیشترین مقدار تراست

شکل۲۹. کانتور فشار در خروجی لوله دم خروجی و ایجاد ناحیه کم‌فشار در مرکز حباب گاز پرفشار

شکل۳۰. کانتور فشار در ناحیه پایین‌دست موتور به همراه آگمنتور و قرارگیری کامل ناحیه کم‌فشار در آگمنتور در نقطه ۶ (نقطه ۶ در فاصله ۳۰ سانتی‌متری پایین‌دست موتور واقع شده است)

مربوط به نقطه ۶ با طول آگمنتور ۷۵ سانتی‌متر است. قطر لوله آگمنتور در این ناحیه ۲۸ سانتیمتر است. قطر بهینه آگمنتور ۲/۴۱ برابر قطر لوله اگزوز موتور است. این نسبت مشابه با نسبتی است که پکسون و همکاران در آزمایش‌های تجربی خود به‌دست آوردند. جزئیات آزمایش‌های انجام شده آن‌ها در بخش ادبیات پژوهش بیان شد. در شکل ۳۰، کانتور فشار مربوط به این نقطه ارائه شده است. در این تصویر، حباب گاز پرفشار از آگمنتور خارج شده و ناحیه کم‌فشار به‌طور کامل در محدوده آگمنتور قرارگرفته است.

این افت فشار باعث مکش هوای ناحیه پیرامونی موتور شده و به‌طور قابل‌ملاحظه‌ای تراست افزایش یابد.

همانطور که در نمودار شکل ۳۱ نشان داده شده است، به دلیل قرارگیری ناحیه کم‌فشار در آگمنتور و مکیده شدن هوای اطراف، دبی خروجی آگمنتور به‌شدت افزایش می‌یابد.

شکل ۳۲ نشان می‌دهد استفاده از آگمنتور منجر به کاهش سرعت جریان خروجی از موتور می‌گردد؛ بااین‌حال، به دلیل افزایش دبی جرمی ناشی از مکش جریان محیطی توسط آگمنتور و بهره‌گیری از این جرم مکیده‌شده در چرخه پالسی بعدی، نیروی

شکل۳۱. نمودار دبی جرمی خروجی متوسط از آگمنتور در حالت موتور با آگمنتور و لوله اگزوز در حالت بدون آگمنتور برحسب شماره گام زمانی

شکل۳۲. نمودار سرعت خروجی متوسط از سطح مقطع خروجی حجم کنترل و مقایسه آن‌ها در حالت با آگمنتور و بدون آگمنتور

پیشران به‌طور قابل‌توجهی افزایش می‌یابد. به‌بیان دقیق‌تر، حباب گاز پرفشار خروجی از موتور موجب رانش و پرتاب هوای مکیده‌شده‌ای می‌شود که از سیکل قبلی در درون آگمنتور باقی مانده است. ازاین‌رو، همان‌طور که در نمودار شکل ۳۱ و در منحنی مربوط به حالت دارای آگمنتور مشاهده می‌شود، در بخشی از چرخه، دبی جرمی جریان خروجی به مقدار بیشینه خود می‌رسد. این مقدار بیشینه، نمایانگر همان جرم مکیده‌شده از سیکل قبلی است که در این زمان به خارج پرتاب می‌شود. درنتیجه، اگرچه سرعت خروجی در حضور آگمنتور کاهش می‌یابد، اما مومنتوم کلی جریان ــ به‌عنوان حاصل‌ضرب دبی

جرمی در سرعت خروجی ــ افزایش‌یافته و این پدیده، دلیل اصلی استفاده از آگمنتور به‌عنوان افزایش‌دهنده تراست در موتور پالس جت است.

۹-۱۵- کاهش نوسانات موتور در حالت با آگمنتور

به دلیل ماهیت نوسانی موتور وجود جریان رفت‌وبرگشتی در ناحیه پایین‌دست لوله اگزوز، ارتعاشات شدیدی در این بخش ایجاد می‌شود. همان‌طور که در نمودار شکل ۳۱ نشان داده شده است، در نسخه بدون آگمنتور طی فرایند تخلیه (گام‌های زمانی ۱۱۳ تا ۱۳۸)، به دلیل افت فشار درون موتور بخشی از محصولات احتراق از خارج لوله اگزوز به داخل آن مکیده می‌شود و این بازگشت جریان موجب بروز نوسانات محسوس در پایین‌دست موتور می‌گردد. بنابراین نوسان انتهای نمودار موتور بدون آگمنتور در شکل ۳۱ ناشی از همین فرایند است. در مقابل، در نسخه مجهز به آگمنتور، به دلیل مکش هوای اطراف موتور به داخل آگمنتور ـ که حاصل ایجاد ناحیه کم‌فشار در پی حباب گاز پرفشار است ـ جرم بیشتری در ناحیه پایین‌دست انباشته می‌شود. این تجمع جرم موجب افزایش اینرسی جریان در پایین‌دست موتور شده و درنتیجه ارتعاشات جریان را به‌طور مؤثری میرا می‌سازد. بدین‌ترتیب، حضور آگمنتور ضمن پایدارسازی جریان خروجی، به‌طور قابل‌ملاحظه‌ای نوسانات کلی و حتی لرزش موتور را کاهش می‌دهد.

۱۰-۱۵- مقایسه کانتورهای میانگین‌گیری‌شده سرعت در حالت‌های با آگمنتور و بدون آگمنتور

در این مطالعه، از ماژول نمونه‌گیری داده‌ها برای استخراج داده‌های عددی جریان استفاده شده است. این ماژول به صورت خودکار مقادیر مورد نظر مانند سرعت، فشار و سایر متغیرهای جریان را در تمام دامنه محاسباتی در طول شبیه‌سازی نمونه‌برداری کرده و میانگین زمانی آن‌ها را محاسبه می‌کند. استفاده از این قابلیت، امکان تحلیل دقیق و کاهش حجم داده‌ها را فراهم می‌سازد و برای استخراج مقادیر میانگین سرعت جریان در مطالعات حاضر مورد استفاده قرارگرفته است. در جریان‌های پالسی، بهره‌گیری از این ماژول اهمیت ویژه‌ای دارد؛ زیرا نمونه‌برداری دقیق و مستمر امکان درک رفتار گذرای جریان و مقایسه حالت‌های مختلف را فراهم می‌آورد و می‌تواند نوسانات و الگوهای تکرارشونده جریان را به صورت آماری تحلیل کند. همان‌طور که در شکل ۳۳ نشان داده شده است، دو حالت مختلف سرعت میانگین‌گیری‌شده مربوط به موتور با آگمنتور (نقطه ۶ در شکل شماره۲۳) و بدون آگمنتور مقایسه شده‌اند. نکته حائز اهمیت این است که محدوده سرعت پایین جریان هوا در لوله اگزوز در حالت با آگمنتور نسبت به حالت بدون آگمنتور وسیع‌تر است. این مسئله نشان می‌دهد که در حالت بدون آگمنتور، جریان بیشتری نسبت به حالت مجهز به آگمنتور به درون موتور برمی‌گردد. در موتور با آگمنتور، به دلیل افت فشار در ناحیه آگمنتور، بخش عمده‌ای از جریان هوای اطراف موتور به‌جای ورود به لوله اگزوز، به داخل آگمنتور هدایت می‌شود. این فرآیند موجب مکش هوای اطراف موتور با حداقل اتلاف و افزایش اثربخش جریان به درون آگمنتور می‌شود و تراست موتور بهبود می‌یابد.

۱۱-۱۵- اثر افزایش قطر در فواصل مختلف از لوله اگزوز

با افزایش فاصله از خروجی موتور، حباب گاز پرفشار دچار انبساط بیشتری می‌شود که این امر موجب افزایش شعاع آن و درنتیجه بزرگ‌تر شدن ناحیه کم‌فشار پیرامونی می‌گردد. از سوی دیگر، برای دستیابی به بیشینه تراست، ضروری است که این ناحیه کم‌فشار به‌طور کامل درون آگمنتور قرار گیرد؛ به‌اصطلاح، آگمنتور باید این ناحیه را به‌صورت کامل ببلعد.

برای تحقق این امر در نواحی پایین‌دست نقطه ۶، به دلیل بزرگ‌تر شدن ناحیه کم‌فشار، افزایش قطر آگمنتور الزامی است. همان‌طور که در جدول ۷ مشاهده می‌شود، در فاصله $\delta = 50$ cm، بیشینه تراست در نقطه ۱۱ حاصل می‌شود؛ نقطه‌ای که شعاع آگمنتور آن ۲۰ سانتی‌متر بوده و بزرگ‌تر از شعاع مورد استفاده در نقطه ۶ با $\delta = 30$ cm و شعاع ۱۴ سانتی‌متر است.

الف

ب

شکل۳۳. مقایسه داده‌های میانگین‌گیری شده سرعت در حالات الف)موتور بدون آگمنتور ب)موتور با آگمنتور

شکل ۳۴ این پدیده را نشان می‌دهد.

۱۶- افت اثر آگمنتور با فاصله‌گیری از موتور

با افزایش فاصله از نازل خروجی موتور، نیروی تراست تولیدی کاهش می‌یابد. این افت تراست عمدتاً ناشی از تضعیف انرژی موج پرفشار در اثر اتلاف ناشی از اصطکاک و گسترش جریان در ناحیه پایین‌دست موتور است. کاهش انرژی موج پرفشار موجب تضعیف افت فشار در ناحیه مرکزی حباب گاز پرفشار شده و درنتیجه، توانایی این موج در مکش مؤثر جریان پیرامونی موتور در آگمنتور کاهش می‌یابد. این موضوع به‌طور

شکل۳۴. کانتور فشار در ناحیه پایین‌دست موتور به همراه آگمنتور و قرارگیری کامل ناحیه کم‌فشار در آگمنتور در نقطه ۱۱ (نقطه ۱۱ در فاصله ۵۰ سانتی‌متری پایین‌دست لوله اگزوز واقع شده است)

شکل۳۵. نمودار مقایسه دبی جرمی خروجی متوسط از آگمنتور برحسب شماره گام زمانی در دونقطه ۶ و ۱۱ (نقطه ۶ در فاصله ۳۰ سانتی‌متری و نقطه ۱۱ در فاصله ۵۰ سانتی‌متری پایین‌دست لوله اگزوز واقع شده‌اند)

شکل۳۶. نمودار مقایسه سرعت خروجی متوسط از آگمنتور برحسب شماره گام زمانی در دونقطه ۶ و ۱۱ (نقطه ۶ در فاصله ۳۰ سانتی‌متری و نقطه ۱۱ در فاصله ۵۰ سانتی‌متری پایین‌دست لوله اگزوز واقع شده‌اند)

مستقیم باعث کاهش دبی جرمی ورودی به آگمنتور می‌گردد. همان‌طور که در نمودار شکل ۳۵ مشاهده می‌شود، در نقطه ۶ که نزدیک‌تر به لوله اگزوز موتور قرار دارد، مقدار مکش جریان محیطی به‌مراتب بیشتر از نقطه ۱۱ است؛ چراکه در این ناحیه، حباب گاز پرفشار هنوز بخش قابل‌توجهی از انرژی خود را حفظ کرده و درنتیجه، عملکرد مکشی آگمنتور در بالاترین سطح خود قرار دارد.

از طرفی نمودارشکل ۳۶ نشان می‌دهد که سرعت خروجی از آگمنتور در این دونقطه تفاوت چندانی ندارند. بنابراین، عامل اصلی تراست بالاتر در نقطه ۶، دبی جرمی بیشتر جریان خروجی است که ناشی از مکش قوی‌تر جریان محیطی است.

۱۷- تأثیر افزایش بیش‌ازحد قطر آگمنتور بر کاهش توان مکشی و تراست تولیدی

با افزایش بیش‌ازحد قطر آگمنتور، زمانی‌که قطر آن از قطر حباب گاز پرفشار فراتر می‌رود، ناحیه کم‌فشار موجود در بالادست این حباب به‌همراه هوای آزاد پیرامونی وارد آگمنتور می‌شود. درنتیجه، بین هوای آزاد و ناحیه کم‌فشار تعادل برقرار شده و فشار ناحیه مذکور افزایش می‌یابد. افزایش فشار در این ناحیه موجب کاهش توان مکشی آگمنتور و در پی آن کاهش تراست تولیدی می‌شود. درنتیجه، آگمنتور از شرایط بهینه خود فاصله می‌گیرد. در جدول شماره ۷، مقایسه بین نقطه ۷ و نقطه ۶ به‌روشنی گویای این پدیده است.

۱۸- نتیجه‌گیری

برای دستیابی به همگرایی مناسب در شبیه‌سازی موتور پالس جت بدون آگمنتور، ابعاد دامنه محاسباتی به‌دقت تعیین شد. طول بخش بالادست ۱۰ برابر طول موتور (۱۷ متر)، طول پایین‌دست ۲۰ برابر طول موتور (۵۴ متر) و ارتفاع دامنه ۱۰ برابر طول موتور (۱۷ متر) در نظر گرفته شد. این ابعاد از تأثیر منفی اغتشاشات جریان بر مرزهای دامنه جلوگیری می‌کند و دقت محاسبات را افزایش می‌دهد.

سطوح حجم کنترل شامل سطح ورودی، سطح بالایی و سطح خروجی تعریف شدند. بهترین فاصله برای قرارگیری این سطوح، ۱ متر از دیواره موتور تعیین شد تا از اثرات نامطلوب آشفتگی‌های جریان جلوگیری شود. این فاصله به‌اندازه‌ای

انتخاب‌شده است که جریان به حالت پایدار رسیده و در عین حال، خطاهای عددی ناشی از درشت شدن شبکه در فواصل دور از موتور تأثیر قابل‌توجهی نداشته باشد.

در حالت موتور بدون آگمنتور، تراست منهای درگ خالص ۳۱۰ نیوتن با مصرف سوخت ویژه ۲/۱۱ کیلوگرم بر کیلوگرم نیرو-ساعت محاسبه شد. این نتایج با نسبت هم‌ارزی احتراق ۰/۷ و فشار محیطی ۱ اتمسفر به دست آمد و به‌عنوان مبنا برای مقایسه عملکرد موتور با آگمنتور مورد استفاده قرار گرفت.

بهینه‌سازی هندسه آگمنتور موتور پالس‌جت در ۱۶ نقطه مختلف در نواحی پایین‌دست موتور با تغییر پارامترهای فاصله از لوله دم (δ)، قطر (D) و طول (L) مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان داد که در نقاط نزدیک به موتور مانند نقطه ۱ با δ=10cm، به دلیل اغتشاشات شدید جریان و موج پرفشار خروجی، نصب آگمنتور نه‌تنها باعث افزایش تراست نشد، بلکه کاهش ۱۱۰ نیوتنی تراست را در پی داشت.

بررسی حباب گاز پرفشار خروجی از موتور نشان داد که این پدیده نقش کلیدی در طراحی آگمنتور دارد. انبساط این حباب و افت فشار در ناحیه مرکزی آن، مکانیزم اصلی افزایش دبی جرمی و درنتیجه تراست است. شکل‌های شبیه‌سازی‌شده به‌وضوح نشان دادند که وقتی ناحیه کم‌فشار به‌طور کامل درون آگمنتور قرار می‌گیرد، بیشترین افزایش تراست حاصل می‌شود.

با افزایش فاصله آگمنتور از موتور، عملکرد آن بهبود یافت به‌طوری‌که در محدوده ۳۰ تا ۵۰ سانتی‌متری پایین‌دست موتور، بیشترین افزایش تراست مشاهده شد. نقطه ۶ با δ=30cm، R=14cm و L=75cm بیشترین تراست (۸۴۳ نیوتن) را تولید کرد که نشان‌دهنده افزایش ۱۷۱ درصدی نسبت به حالت بدون آگمنتور بود. این بهبود عملکرد ناشی از قرارگیری مناسب ناحیه کم‌فشار درون آگمنتور و مکش مؤثر هوای محیط بود.

تأثیر ابعاد آگمنتور نیز بررسی شد. نتایج نشان داد که با افزایش فاصله از موتور، لازم است قطر آگمنتور نیز افزایش یابد تا ناحیه کم‌فشار را به‌طور کامل در برگیرد. به‌عنوان‌مثال، در نقطه ۱۱ با δ=50cm، قطر بهینه آگمنتور به ۲۰ سانتی‌متر افزایش یافت.

بااین‌حال، افزایش بیش‌ازحد قطر آگمنتور (بیش از ۲۰ سانتی‌متر) باعث کاهش عملکرد شد، زیرا ناحیه کم‌فشار با هوای پیرامون آن به‌طور هم‌زمان وارد آگمنتور شده و اثر مکش آگمنتور را به دلیل افزایش فشار ناحیه مذکور، کاهش می‌دهد.

این مطالعه نشان داد که طراحی بهینه آگمنتور نیازمند تعادل دقیق بین پارامترهای هندسی ویژگی‌های جریان پالسی خروجی از موتور است. بهترین عملکرد زمانی حاصل می‌شود که آگمنتور در فاصله ۵۰-۳۰ سانتی‌متری موتور، با قطر ۲۰-۱۴ سانتی‌متر و طول ۷۵-۵۵ سانتی‌متر نصب شود.

درنهایت در میان پیکربندی‌های بررسی‌شده، نقطه شماره ۶ با مقادیر δ=30cm، R=14cm و L=75cm بیشترین تراست تولیدی را با مقدار ۸۴۳ نیوتن ایجاد می‌کند که این میزان، افزایش چشمگیر ۲/۷۱ برابری نسبت به حالت بدون آگمنتور را نشان می‌دهد. این هندسه به‌عنوان بهینه‌ترین پیکربندی اولیه، مبنای انجام تحلیل‌های تکمیلی و طراحی دقیق‌تر آیرودینامیکی قرار می‌گیرد.

۱۹. واژه‌نامه

1. Thrust augmentation ratio
2. Interior boundary condition
3. Unstructured Mesh
4. Journal file
5. Source Term

منابع

1. Bogdanov V. Interaction of masses in the operating process of pulse jet engines as a means of increasing their thrust efficiency. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*. 2006; 79: 506-511.https://doi.org/10.1007/s10891-006-0128-8
2. Maqbool D., Cadou C.P. Acoustic analysis of valveless pulsejet engines. *Journal of Propulsion and Power*. 2017; 33: 62-70. https://doi.org/10.2514/1.B36078
3. Nazar Parvar A., Fathali M. Impact of the geometrical parameters of valveless pulsejet engine on the thrust. *Aerospace Knowledge and Technology Journal*. 2015; 3: 89-101 (In Persian).
4. Agarwal A., Pitso I. Modelling and numerical exploration of pulsejet engine using eddy dissipation combustion model. *Materials Today: Proceedings*. 2020; 27(2):1341-1349. https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.02.620
5. Peterson A.C. Combustion jet propulsion means. U.S. Patent 1,980,266. 1944.
6. Mindling G., Bolton R. *US Air Force tactical missiles*. Lulu, 2008. Available from:https://www.abebooks.com/9780557000296/U.S-Air-Force-Tactical-Missiles-0557000297/plp
7. Paxson, D., Litke, P., Schauer, F., Bradley, R., and Hoke, J. Performance assessment of a large scale pulsejet-driven ejector system. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, 2006. https://doi.org/10.2514/6.2006-1021.
8. Zheng, F., Kuznetsov, A. V., Roberts, W. L., and Paxson, D. E. Influence of Geometry on Starting Vortex and Ejector Performance. *ASME. J. Fluids Eng*. 2011; 133(5): 051204. https://doi.org/10.1115/1.4004082.
9. Subramanian, M., Venkatesh, N., Gopikannan, S., Harish, V., and Kavin, V. Estimation of mechanical properties of water augmented pulse jet engine. Int. J. of Adv. Res. 2020; 8: 747-755. https://dx.doi.org/10.21474/IJAR01/10689.
10. Sayres J.S. Computational fluid dynamics for pulsejets and pulsejet related technologies. M.S. thesis. North Carolina State University. 2011. Available from: http://www.lib.ncsu.edu/resolver/1840.16/6902
11. Paxson D., Wilson J., Dougherty K. Unsteady ejector performance: an experimental investigation using a pulsejet driver. *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Indianapolis, 2002.
12. Fox R.W., McDonald A.T., Pritchard P.J. Introduction to fluid mechanics. Wiley online library, 10th Edition, 2020.
13. Hill P.G., Peterson C.R. Mechanics and thermodynamics of propulsion. 2nd Edition, Pearson, 1991.
14. Turns S.R. An introduction to combustion: concepts and applications, 3rd Edition, Mechanical Engineering Series, McGraw-Hill, 2011.
15. Mattingly J.D., and Boyer K.M. Elements of propulsion: gas turbines and rockets, 2nd Edition. Amer Inst of Aeronautics, 2016.
16. Engineering L. Building a gasoline pulse jet engine. [video] 2020. Available: https://www.youtube.com/watch?v=v-6ltwJAiLk.