

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 Ahmadabadi¹ and Farhad Ghadak²

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 $k-\omega$ 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





مطالعه پارامتری آگمتور تراست موتور پالس جت در رژیم جریان تراکم‌پذیر با عدد ماخ پایین با استفاده از شبیه‌سازی عددی غیردائم

یوسف ریاست فرد^{۱*}، مهدی نبیلی احمدآبادی^۱ و فرهاد قدک^۲

۱. دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

۲. دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه جامع امام حسین(ع)

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

واژه‌های کلیدی: موتور پالس جت، شبیه‌سازی عددی، بهینه‌سازی پارامتری، آگمتور استوانه‌ای، مکانیزم اجکتور.

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

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



فهرست علائم

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

۱- مقدمه

موتور پالس جت به عنوان یکی از انواع پیشرفته‌های جت، با برخورداری از ساختاری ساده و تعداد اجزای مکانیکی محدود، در زمره سامانه‌های پیشرفته 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].

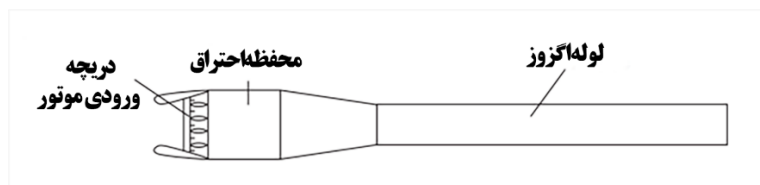
فراایندهای داخلی موتور پالس جت به‌صورت پالسی هارمونیک انجام می‌شود. مطابق تصویر دوم در شکل ۲، ابتدا به دلیل کاهش فشار در محفظه احتراق که ناشی از خروج محصولات احتراق است، هوای محیط به درون محفظه مکیده می‌شود (تصویر سوم). پس از برابر شدن فشار محفظه با فشار محیط، دریچه ورودی بسته شده و در همین زمان، بخشی 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 در نهایت انرژی و نیروی پیشران (تراست) تولید می‌شود و چرخه بعدی تکرار می‌شود (تصویر اول و پنجم در شکل ۲) [۳].

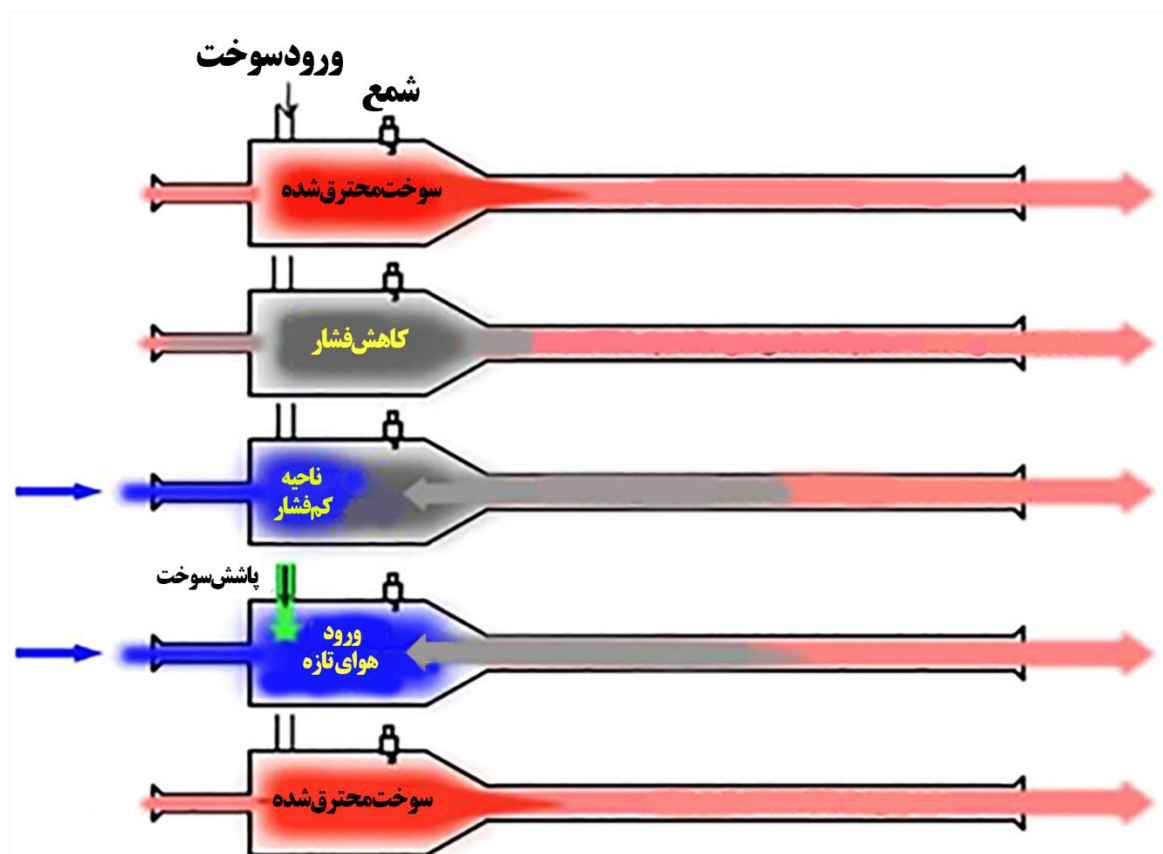
۲- مروری بر ادبیات پژوهش

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 نام‌های گئورگ هانس مادلونگ و مونیخ با بهره‌گیری از طرح پل اشمیت 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



شکل ۱. قطعات و اجزای موتور پالس جت [۲]



شکل ۲. چرخه موتور پالس جت با دریچه [۴]

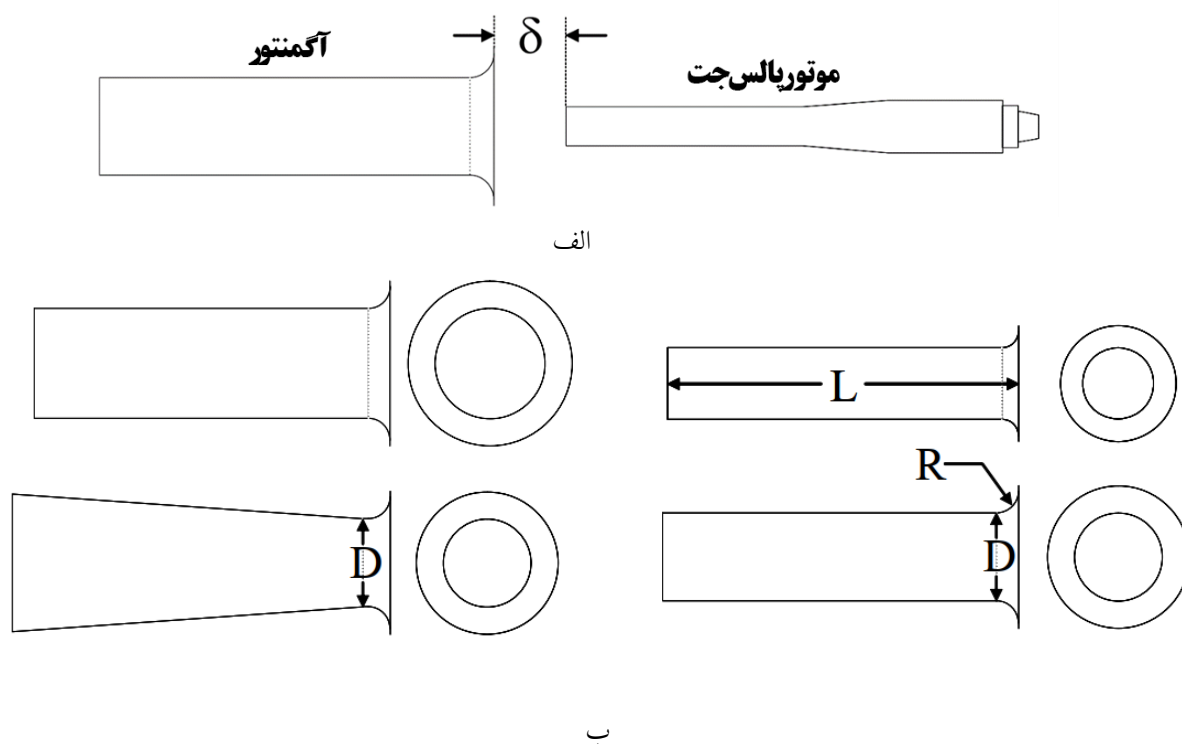
قطرهای مختلف آگمتور در دو نوع استوانه‌ای و مخروطی شکل بود. آن‌ها آگمتورهای خود را در مقیاس بزرگ آزمایش کردند و نتایج حاصل را با نتایج آگمتورهای مقیاس کوچک که از تحقیقات گذشته به دست آمده بود، مقایسه کردند. لازم به ذکر است اکثر تحقیقات حوزه موتور و آگمتور در مقیاس کوچک انجام شده است. آزمایش‌های آن‌ها نشان داد اضافه کردن آگمتور استوانه‌ای و مخروطی به ترتیب تا ۷۰ و ۸۰ درصد

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. پکسون و همکاران دو نوع آگمتور استوانه‌ای و مخروطی را برای پالس جت مورد مطالعه قرار دادند. شکل آگمتورهای آزمایش شده در شکل ۴ نشان داده شده است. هدف آن‌ها به دست آوردن بیشینه درصد افزایش تراست^۱، در اندازه و



شکل ۳. موتور پالس جت آرگیوس ای اس ۱۴۰ نصب‌شده روی بمبافکن وی یک [۶]



شکل ۴. الف) شماتیک پالس جت به همراه آگمتور، ب) آگمتورهای آزمایش‌شده توسط دانیل ای پکسون و همکاران [۷]

مقیاس بزرگ ۲.۴۶ برابر قطر پالس‌جت بود که این نسبت با نسبت قطرهای در مقیاس کوچک برابر بود [۷].
فه ای ژنگ و همکاران در طراحی آگمتور دریافتند شروع گردابه‌ها ناشی از گذرا و پالسی بودن جریان است. گذرا بودن

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

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

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

آگمتور از تراست آن بیشتر شده و نیروی جلوبرنده کاهش یافته است. مسلماً آگمتور 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 سانتی متر است. هندسه با ابعاد جدول ۲ در شکل ۵ نشان داده شده است.

۳-۲- مشخصات دریچه‌های موتور

دریچه‌های ورودی موتور عملکردی مشابه با شیر یک‌طرفه دارند؛ به گونه‌ای 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 آگزوز، دریچه‌ها باز شده و امکان ورود هوای تازه به داخل موتور فراهم می‌گردد. همان‌گونه که در شکل ۶ نشان داده شده است، این فرآیند توسط تیغه‌های فنری نصب‌شده در پشت سطوح مثلی کنترل می‌شود [۱۱].

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

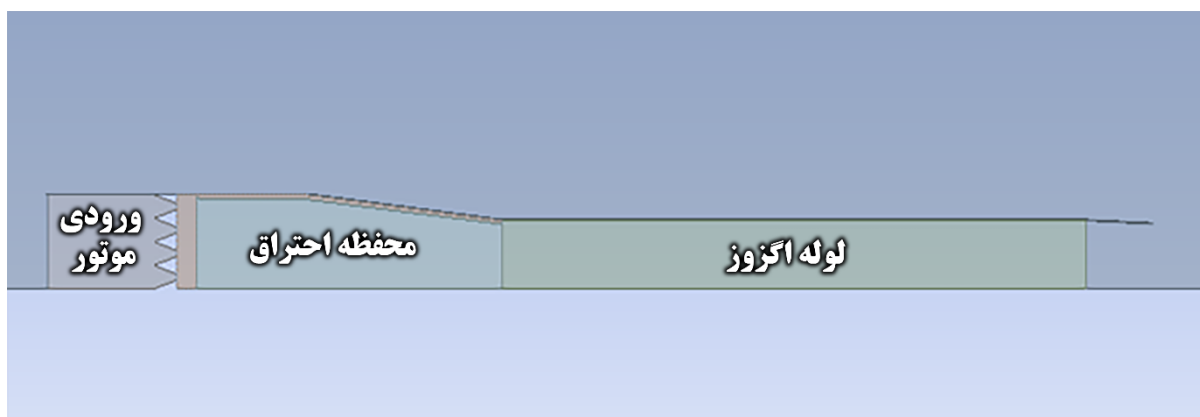
جریان دلیل اصلی استفاده از آگمتور برای افزایش تراست است. آن‌ها از معادلات ناویراستوکس برای حل این معادلات استفاده کردند. طول موتور پالس جت در تحقیقات آن‌ها ۵۰ سانتی متر و خروجی آن نیز به صورت دایره‌ای در نظر گرفته شد. آن‌ها در انتها مقادیر شبیه‌سازی‌شده را با مقادیر تجربی مقایسه کردند که نتایج نشان داد قطر بهینه آگمتور با مکان آن ارتباط دارد. منظور از مکان آگمتور همان فاصله آگمتور از انتهای لوله دم است. آن‌ها همچنین تأثیرات طول آگمتور را روی موج آکوستیکی تحلیل کردند و در نهایت کارایی آگمتورهای مختلف را مورد ارزیابی قرار دادند [۸].

سوبرامانی و همکاران علاوه بر طراحی آگمتور 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].

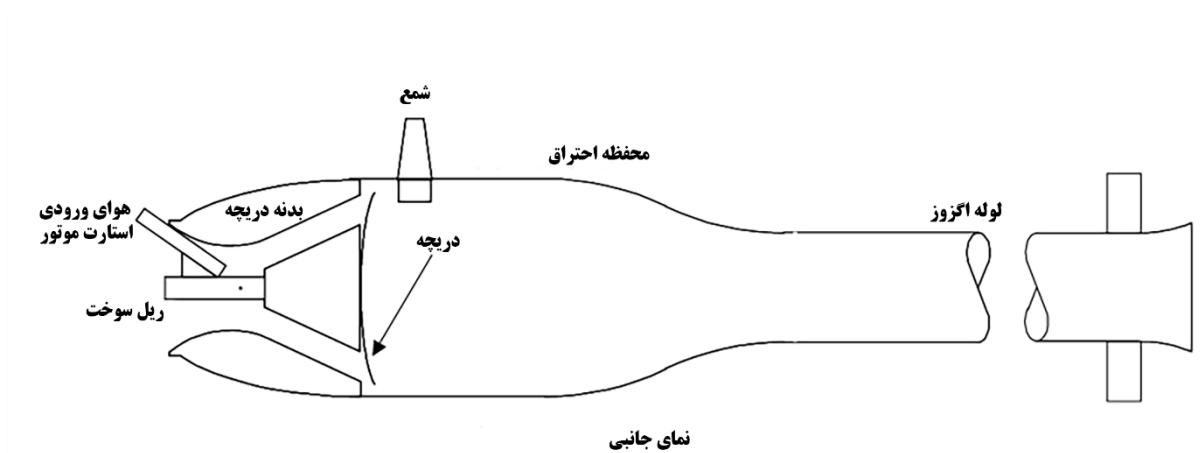
جان اسکات سایرز ابتدا روی ساخت موتور فعالیت خود را متمرکز کرد و تراست‌های حاصله در سرعت‌های جریان آزاد مختلف را اندازه گرفت. در مرحله بعد آگمتوری را روی موتور نصب کرد و تراست را دوباره اندازه‌گیری کرد. همانطور که در جدول ۱ مشخص است، در سرعت‌های پایین (کمتر از ۳۳ متر بر ثانیه) عملکرد آگمتور در جهت افزایش تراست مؤثر بود و مخصوصاً 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

جدول ۲. ابعاد موتور پالس جت شبیه سازی شده

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



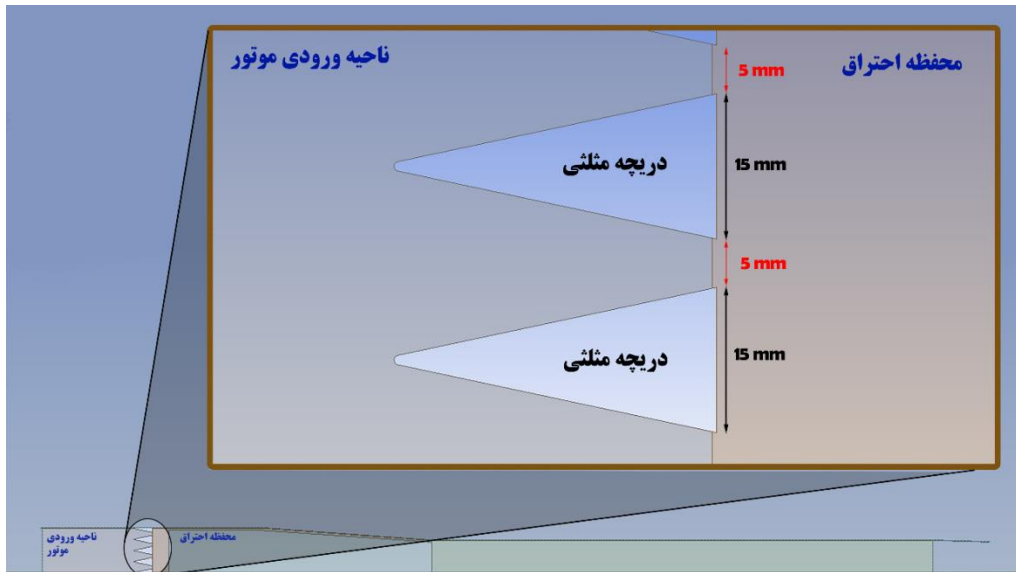
شکل ۵. هندسه ترسیم شده موتور با ابعاد داده شده در جدول ۲



شکل ۶. شماتیک دریچه های موتور پالس جت [۱۱]

«محفظه احتراق» و «ورودی هوا»، به عنوان تیغه های های فنی در نرم افزار در نظر گرفته می شود. مدل سازی تیغه های دریچه ها به گونه ای است که در مرحله مکش، مرز تفکیک کننده اشاره شده به صورت شرط مرزی داخلی^۲ و در مراحل احتراق و

صورت تقارن محوری فراهم گردد. مطابق شکل ۷ که نشانگر تنها دو مثلث است، قاعده هر یک از این مثلث ها ۱۵ میلی متر و عرض ناحیه ی بین دو مثلث، که مسیر عبور جریان هوای ورودی است، برابر با پنج میلی متر است. مرز تفکیک کننده ی دو ناحیه ی



شکل ۷. شماتیک دریچه‌های ترسیم شده در نرم افزار

برای یک حجم کنترل است به صورت زیر است:

$$\overline{\Sigma F_x} = \frac{\int_1^N \frac{\partial}{\partial t} \int_{cv} \rho u dV dt + \int_1^N \int_{cs} u p V dA dt}{N * t} \quad (1)$$

در این رابطه، u مؤلفه محوری سرعت و $\overline{\Sigma F_x}$ 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.

از آنجاکه فرآیند احتراق در موتور پالس جت 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 به طور میانگین صفر است:

$$\frac{\int_1^N \frac{\partial}{\partial t} \int_{cv} \rho u dV dt}{N * t} \approx 0 \quad (2)$$

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 ΣF_x شامل نیروی تراست خالص موتور منهای نیروی درگ به علاوه نیروهای ناشی از فشار در سطوح ورودی و خروجی است. بنابراین می‌توان نوشت:

$$\Sigma F_x = T - Dr + (P_i - P_e)A \quad (3)$$

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

۴- شبیه‌سازی موتور در نرم افزار

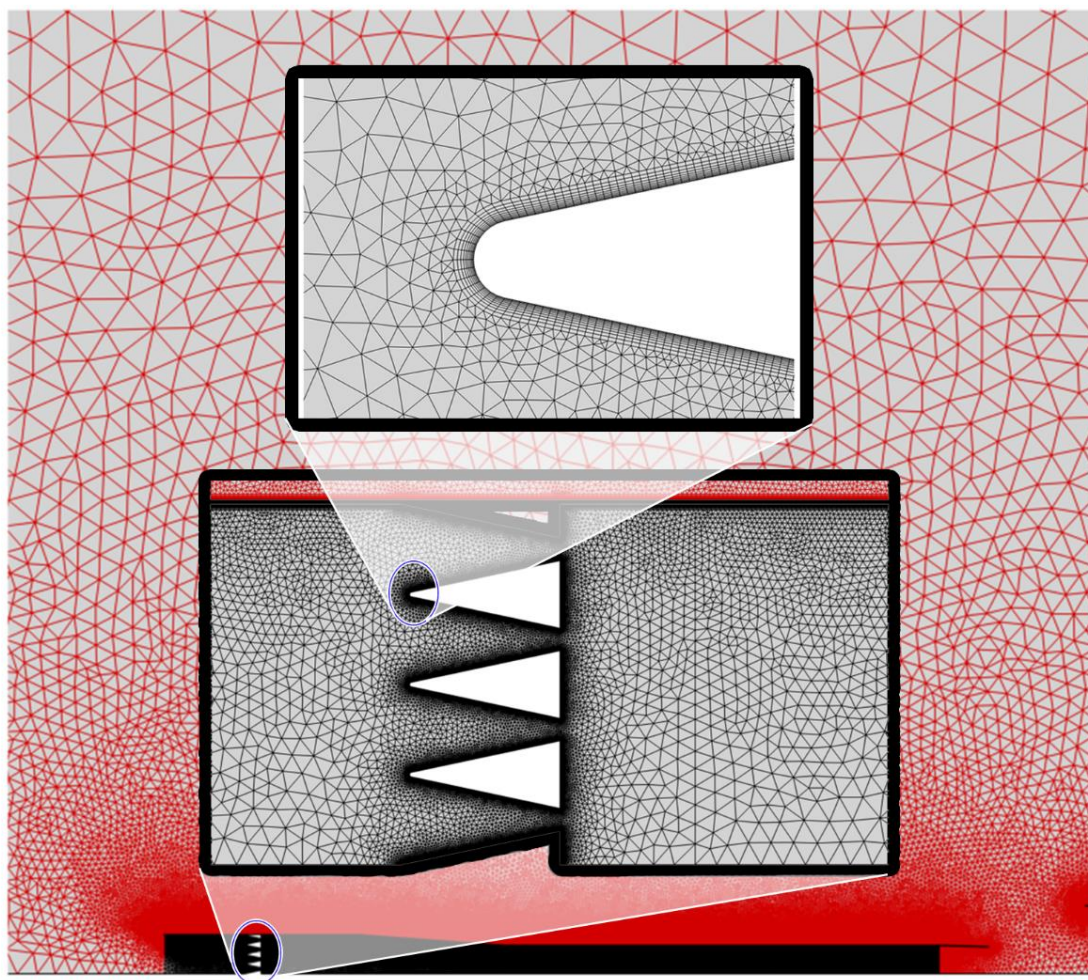
۴-۱- تولید شبکه

شبکه‌ی محاسباتی به کاررفته 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، به ویژه 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 به کاررفته در ناحیه‌ی دریچه‌ها را نشان می‌دهد.

۵- پارامترهای عملکردی

۵-۱- معادله مومنتوم

معادله اصلی برای محاسبه تراست که همان معادله مومنتوم خطی



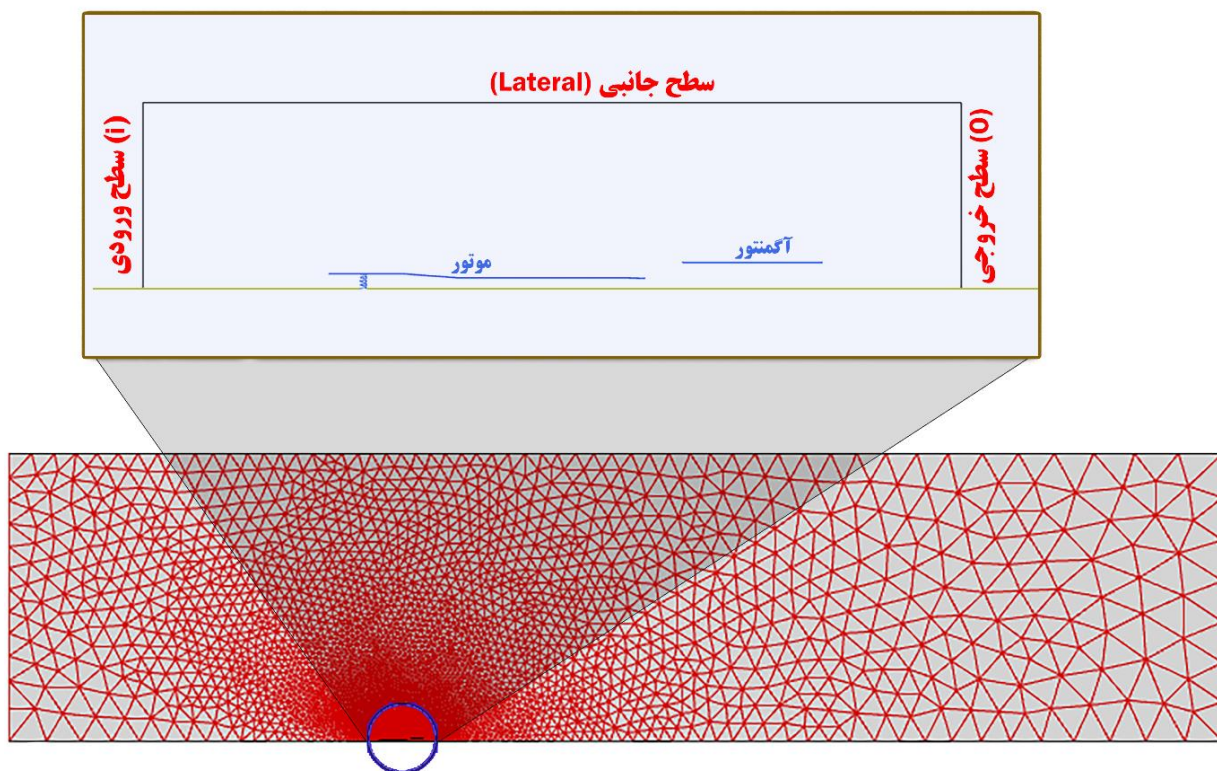
شکل ۸. شبکه تولیدی موتور و دریچه‌های موتور

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 محاسبه شده 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].

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:

$$T - Dr = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_{lateral} u_{lateral} - \dot{m}_i u_i + (P_e - P_i)A \quad (4)$$

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].



شکل ۹. نام گذاری سطوح حجم کنترل

$$\phi = \frac{(F/A)}{(F/A)_{st}} = \frac{(A/F)_{st}}{(A/F)} \quad (6)$$

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

$$\lambda = \frac{1}{\phi} \quad (7)$$

تفسیر فیزیکی این نسبت سه تعبیر را به دنبال دارد: اگر $\phi = 1$ مخلوط استوکیومتری است (اکسیژن دقیقاً به اندازه 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 رقیق شدن کاهش می یابد؛ در مخلوط های بسیار غنی نیز به دلیل اکسیژن ناکافی افت می کند. ناکس معمولاً نزدیک به نسبت هم ارزی استوکیومتری در دمای بالا بیشینه می شود. منواکسیدکربن و هیدروکربن های نسوخته با

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

$$\overline{T - Dr} = \frac{\int_1^N (T - Dr) dt}{N * t} = \frac{\sum_{i=1}^N (T - Dr)_i}{N} \quad (8)$$

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

۲-۵- نسبت هم ارزی در احتراق

نسبت هم ارزی (ϕ) معیاری بدون بعد برای سنجش غنی یا رقیق بودن مخلوط سوخت-هوا نسبت به حالت استوکیومتری است. تعریف استاندارد آن بر پایه نسبت سوخت به هوا (F/A) به صورت زیر است:

بیانگر شرایط مرزی موتور و دامنه حل است. لازم به ذکر است همان گونه که در شکل ۱۰ نشان داده شده است، احتراق موتور در محفظه احتراق با استفاده از مازول منبع حجمی انرژی در نرم افزار با معادل سازی دقیق مصرف سوخت موتور شبیه سازی شده است.

۷- شبیه سازی سیکل در نرم افزار

سیکل کاری موتور با بهره گیری از فایل ژورنال^۴ در محیط نرم افزار شبیه سازی پیاده سازی شده است. این سیکل شامل ۱۳۸ گام زمانی با اندازه ی هر گام برابر با ۰.۰۰۸ میلی ثانیه است. به منظور افزایش دقت و نزدیک شدن به شرایط واقعی، فرآیند باز و بسته شدن دریچه های ورودی موتور در پنج مرحله مدل سازی شده است. خطوط مرزی تعریف شده میان المان های مثلثی دریچه ها به سه بخش تقسیم گردیده و در طول این پنج مرحله، باز و بسته شدن دریچه ها به صورت تدریجی انجام می شود. در زمان هایی که دریچه بسته است این مرز به صورت دیواره و در زمان هایی که دریچه باز است به صورت مرز داخلی در نظر گرفته می شود. همچنین زمان بندی مراحل مختلف سیکل به گونه ای تنظیم شده است که مدت زمان مکش برابر با مجموع زمان های احتراق و تخلیه باشد. بنابراین، ۷۰ گام زمانی به فرآیند مکش، ۴۳ گام به فرآیند احتراق و باقی مانده به فرآیند تخلیه اختصاص یافته است. در شکل ۱۱، فرآیند باز و بسته شدن دریچه های ورودی در طول مراحل مختلف مکش نشان داده شده است؛ به گونه ای که این تغییر وضعیت در هر مرحله با گام زمانی مشخص قابل مشاهده است.

احتراق در این مدل به صورت یک عبارت منبع حجمی^۵ در ناحیه ی محفظه ی احتراق در نظر گرفته شده است که با نرخ ۳۰۰ مگاوات بر مترمکعب اعمال می گردد.

۸- روش حل

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

غنی شدن افزایش می یابند؛ در مخلوط های خیلی رقیق نیز به علت خاموشی موضعی می توانند بالا بروند. دوده در ناحیه غنی (به ویژه در هیدروکربن های سنگین) محتمل تر است. همچنین محدوده های اشتعال پذیری و پایداری به ϕ وابسته اند؛ در موتورهای جرقه ای، کارکرد پایدار معمولاً در $0.8 \leq \phi \leq 1.2$ ؛ توربین گاز در نواحی رقیق (مثلاً $0.6 - 0.3 \sim \phi$ در ناحیه اولیه)؛ موتور دیزل در محدوده بسیار رقیق، یعنی $\phi < 1$ کار می کند [۱۴].

۳-۵- مصرف سوخت ویژه

یکی از شاخص های کلیدی در ارزیابی عملکرد موتورهای هواپیما و پیش رانش، مصرف سوخت ویژه است. این کمیت بیانگر میزان کارایی مصرف سوخت برای تولید تراست یا توان مشخص بوده و به صورت نسبت نرخ جرمی مصرف سوخت به تراست تعریف می شود:

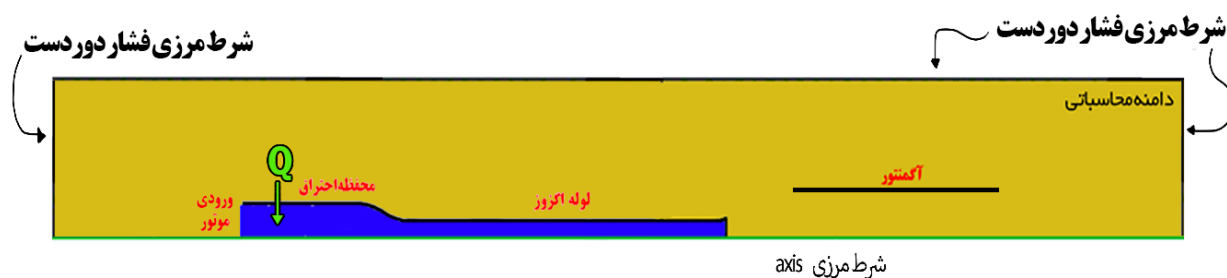
$$SFC = \frac{\dot{m}_f}{T} \quad (8)$$

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

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

۶- شرایط مرزی

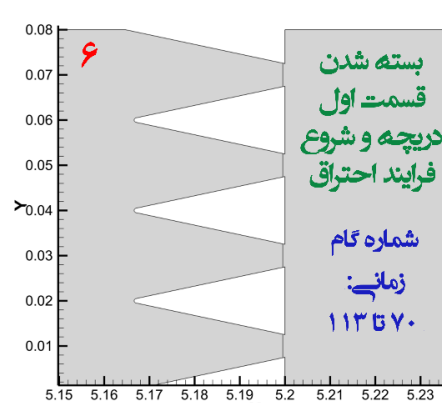
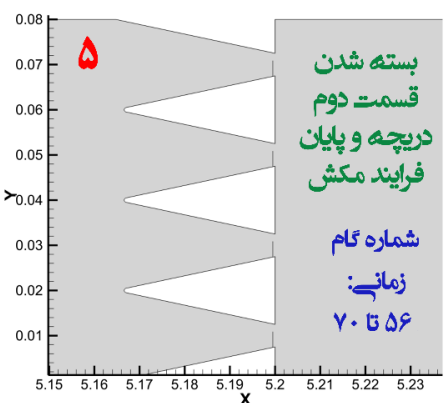
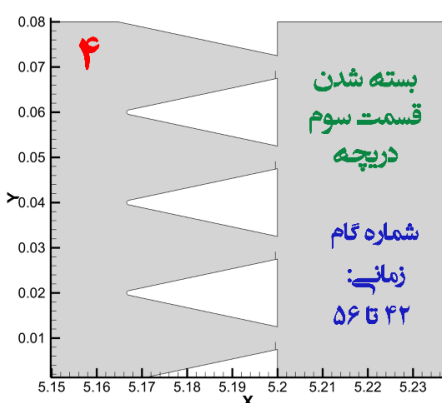
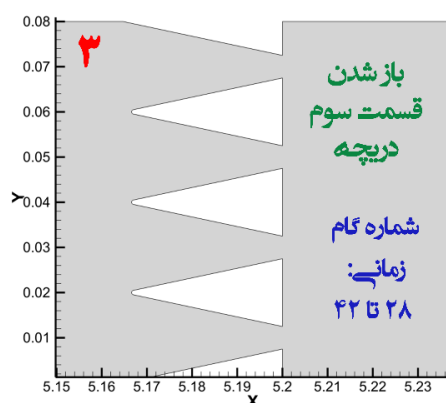
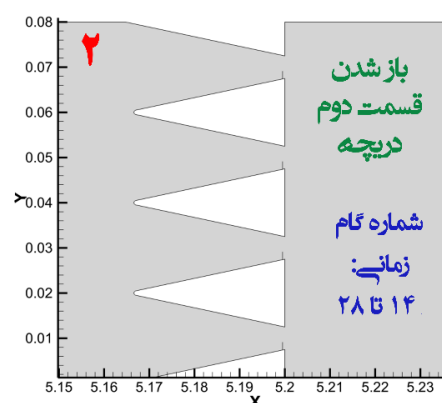
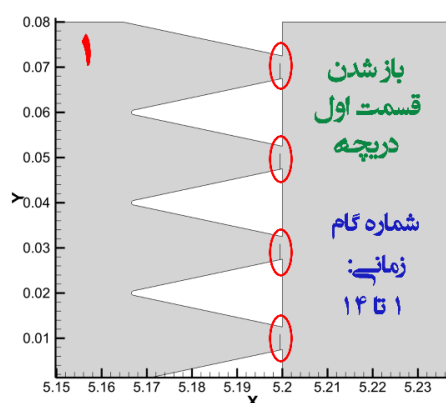
با توجه به شرایط پروازی مورد نیاز مطالعه، شرایط مرزی ورودی و خروجی دامنه محاسباتی به صورت فشار دوردست تعریف شده است. فشار در این مرز یک اتمسفر و ماک جریانی ۰/۳ و دمای در نظر گرفته شده ۳۰۰ کلوین است. شرایط اولیه حل نیز شامل فشار دوردست با عدد ماک ۰/۳ و فشار تقریبی یک اتمسفر در نظر گرفته می شود. شکل ۱۰



شکل ۱۰. شرایط مرزی موتور و دامنه محاسباتی تعریف شده

جدول ۳. جزئیات تنظیمات روش حل در نرم افزار فلوئنت

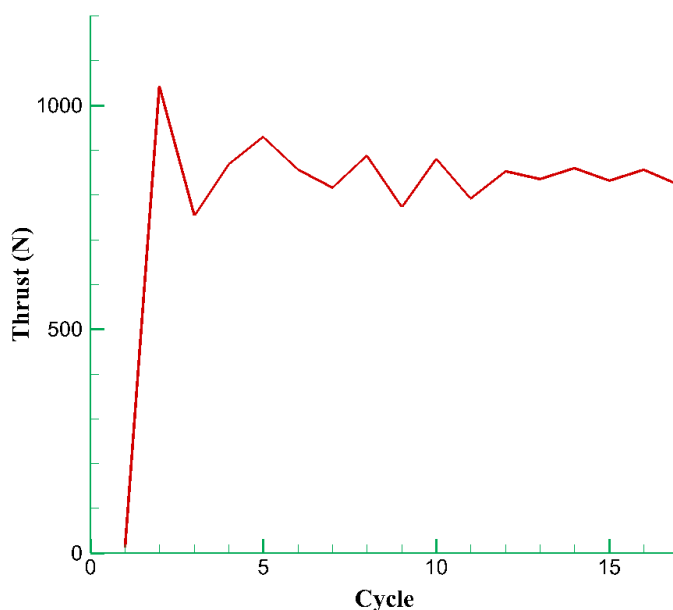
گزینه	روش انتخاب شده
الگوریتم اتصال فشار-سرعت	
طرح (Scheme)	Coupled
نوع فلاکس (Flux Type)	رای-چو (بر پایه فاصله)
انتخاب خودکار	غیرفعال
گسسته سازی مکانی	
گرادیان	مبتنی بر سلول Green-Gauss
فشار	مرتبه دوم
چگالی	Upwind مرتبه دوم
مومنتوم	Upwind مرتبه دوم
انرژی جنبشی اغتشاش	Upwind مرتبه دوم
نرخ اتلاف ویژه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



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

روش حل فشار-مینا 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 میلی ثانیه تعریف شد؛ که معادل با فرکانس ۹۱ هرتز است. در جدول ۳ جزئیات دقیق و کامل روش حل نشان داده شده است.

حل گر فلونت انجام شده است. شبیه سازی های عددی به صورت دوبعدی با فرض تقارن محوری پیاده سازی شده اند. برای مدل سازی تنش های رینولدز در حل معادلات ناویر-استوکس، از مدل آشفتگی $k-\omega$ SST استفاده گردیده است. با توجه به پایین بودن عدد ماخ جریان و به منظور افزایش سرعت محاسبات، از



شکل ۱۲. نمودار مقدار تراست در هر سیکل و هارمونیک شدن آن در سیکل های آخر

در شکل ۱۲ مشاهده می شود، مقدار تراست موتور در سیکل های ابتدایی محاسبه شده یکنواخت نبوده و مقادیر متفاوتی را نشان می دهد. با این حال، با گذشت زمان و ادامه روند محاسبات، تراست به تدریج به یک الگوی هارمونیک نزدیک می شود. این رفتار هارمونیک از حدود سیکل چهاردهم به بعد رخ می دهد. در نتیجه، شبیه سازی به همگرایی رسیده و مقادیر به دست آمده برای تراست از قابلیت اعتماد و استناد برخوردار است.

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

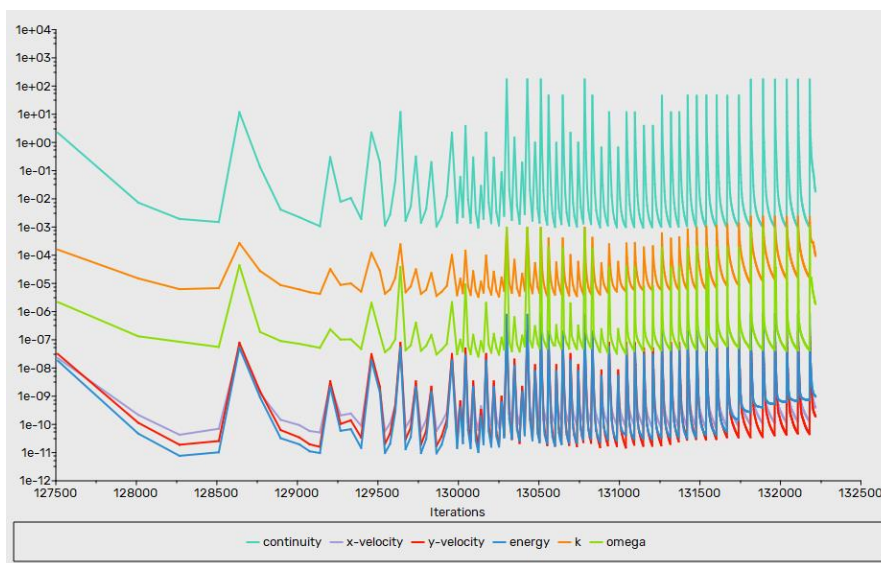
۱۰- انتخاب ابعاد دامنه محاسباتی موتور

دامنه محاسباتی انتخابی برای محاسبه تراست همراه با درگ، از اهمیت ویژه ای برخوردار است. این امر به این دلیل است که در صورت ناکافی بودن اندازه دامنه، فرآیند همگرایی به درستی انجام نمی پذیرد. چراکه مرزهای دامنه محاسباتی نباید اغتشاشات موتور را احساس کنند. اگر این رخداد حاصل شد باقیمانده های حل افزایش می یابد و حل دچار واگرایی می شود. بنابراین برای

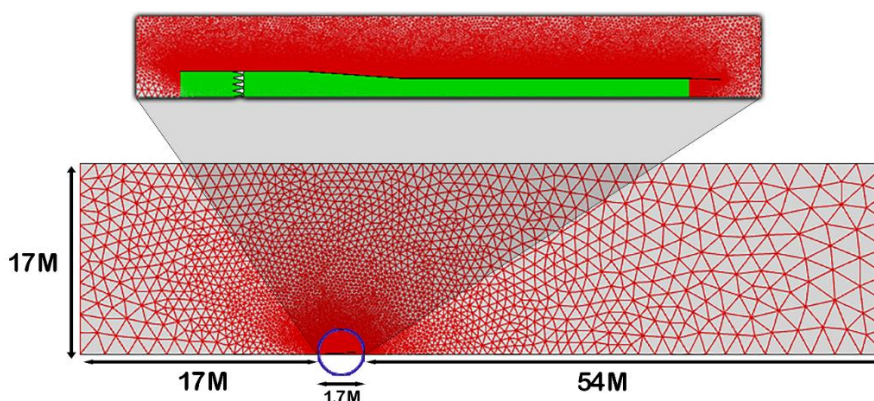
۹- همگرایی حل

در نرم افزار فلوئنت، همگرایی به معنای دستیابی حل عددی به یک وضعیت پایدار است؛ به گونه ای که با افزایش تعداد تکرارها، تغییر محسوسی در مقادیر محاسبه شده ای نظیر سرعت و فشار مشاهده نشود. اهمیت همگرایی در اعتبارسنجی نتایج و اطمینان از دقت آن ها نهفته است. این پدیده به عوامل متعددی وابسته است که از جمله می توان به کیفیت شبکه بندی، انتخاب صحیح مدل های فیزیکی (مانند مدل آشفستگی)، تعریف مناسب شرایط مرزی و تنظیم پارامترهای حل نظیر ضرایب زیر تخفیف اشاره کرد. در نهایت، قضاوت در مورد دستیابی به همگرایی بر اساس تحلیل نمودار خطاها و پایداری مقادیر مانیتور شده کلیدی صورت می گیرد.

در شبیه سازی جریان های پالسی، همگرایی زمانی محقق می شود که علاوه بر پایداری حل در هر گام زمانی و عدم افزایش باقیمانده ها، پارامترهای کلیدی نظیر تراست نیز به الگوی هارمونیک پایدار برسند. به این ترتیب، تنها در صورت هم زمانی این شرایط می توان حل عددی را همگرا تلقی کرد. همان گونه که



شکل ۱۳. باقیمانده‌های حل عددی



شکل ۱۴. ابعاد دامنه محاسباتی موتور پالس جت

امر آن است که سرریز جریان در ناحیه ورودی موتور، که ناشی از بسته شدن دریچه است، موجب ایجاد اغتشاش روی موتور می‌شود. از این رو، ارتفاع دامنه محاسباتی باید به گونه‌ای انتخاب گردد که مرز بالایی دامنه تحت تأثیر این سرریز جریان قرار نگیرد. ناحیه پایین دست موتور نیز که محل خروج جریان است و بسیار پراغتشاش است. طول موتور در این مطالعه برابر با $1/7$ متر است. بنابراین، طول بخش بالادست موتور 17 متر، طول

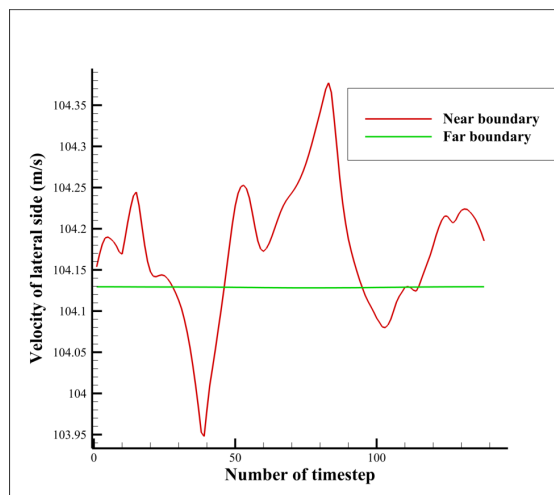
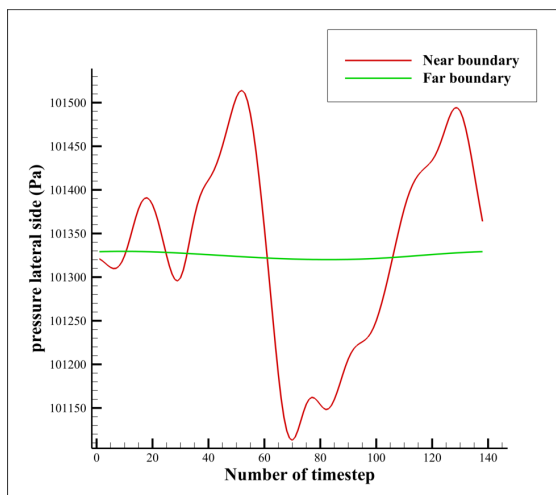
دستیابی به همگرایی مناسب در حل مسائل، پیشنهاد می‌شود که ابعاد دامنه محاسباتی به شرح زیر تعیین گردد:

الف- طول بخش بالادست موتور 10 برابر طول موتور

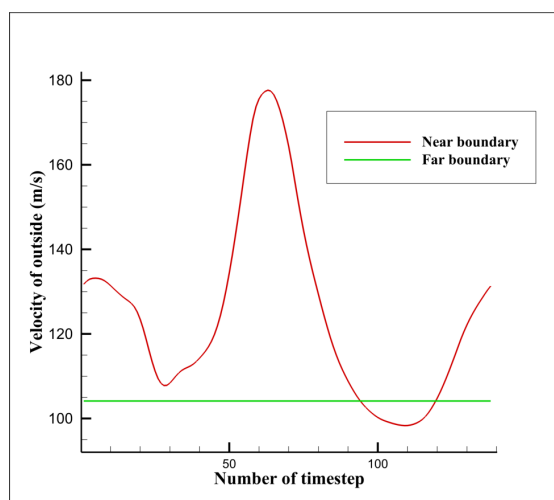
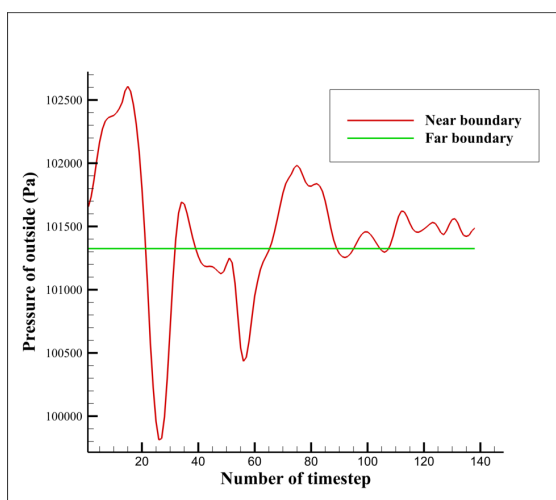
ب- طول بخش پایین دست موتور 20 برابر طول موتور

ج- ارتفاع حجم کنترل 10 برابر طول موتور [۱۳]

لازم به ذکر است که ارتفاع دامنه محاسباتی و بخش پایین دست موتور تأثیر قابل توجهی بر همگرایی دارند. دلیل این



شکل ۱۵. نمودار تغییرات فشار و سرعت در مرز جانبی بالایی دامنه محاسباتی در نواحی نزدیک و دور از موتور



شکل ۱۶. نمودار تغییرات فشار و سرعت در مرز خروجی دامنه محاسباتی در نواحی نزدیک و دور از موتور

۱۱- تأثیر اندازه حجم کنترل بر اندازه گیری تراست

موقعیت دقیق سطوح حجم کنترل از اهمیت بالایی برخوردار است، چراکه اگر اطلاعات به طور صحیح از نرم افزار فلوئنت استخراج نشود، محاسبات تابع هدف دچار خطا شده و فرآیند بهینه سازی به درستی صورت نمی گیرد. حجم کنترل شامل سه سطح اصلی؛ سطح ورودی حجم کنترل (i)، سطح جانبی بالایی حجم کنترل (Lateral)، سطح خروجی حجم کنترل (o) است.

بخش پایین دست ۵۴ متر و ارتفاع دامنه محاسباتی ۱۷ متر در نظر گرفته می شود. شکل ۱۴ این مقادیر را به وضوح نشان می دهد. 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 می توان نتیجه گرفت، فاصله ۱۰ برابری طول موتور برای ارتفاع حجم کنترل و فاصله ۲۰ برابری طول موتور برای مرز خروجی دامنه محاسباتی مناسب بوده و موجب خطا در شبیه سازی عددی نمی شود.

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 محاسبه شده (واحد: نیوتون)	فاصله سطح جانبی بالایی حجم کنترل از موتور (واحد: سانتی متر)
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 آگمتور

مصرف سوخت ویژه موتور (واحد: کیلوگرم بر کیلوگرم نیرو-ساعت)	نسبت هم ارزی موتور	تراست محاسبه شده (واحد: نیوتون)	فاصله سطح خروجی حجم کنترل از دهانه خروجی موتور (واحد: سانتی متر)
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

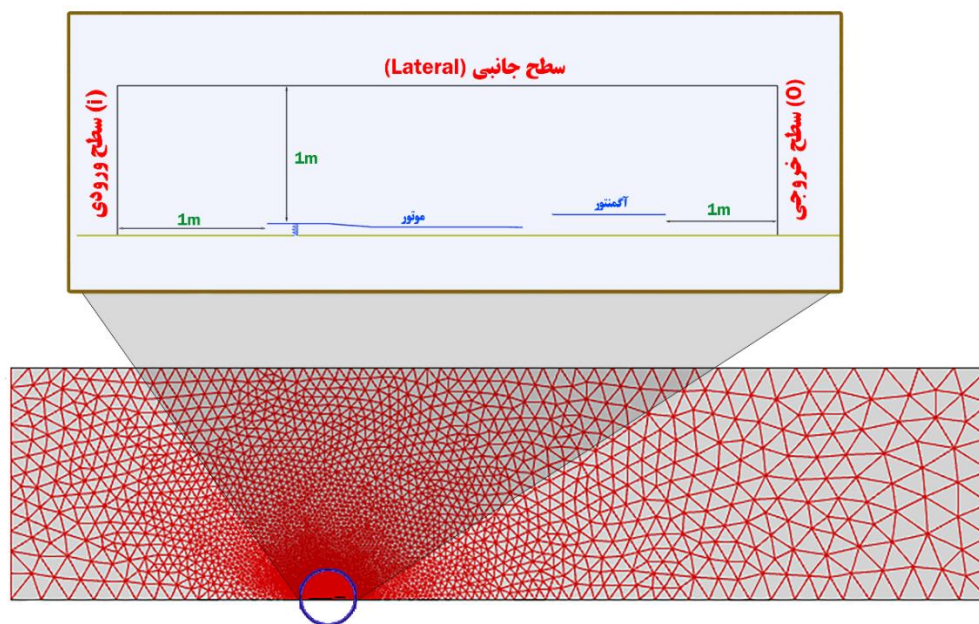
با داده‌های تجربی اختلاف دارد. با افزایش فاصله از دیواره بالایی موتور، مقدار تراست محاسبه شده کاهش یافته و به داده‌های تجربی نزدیک‌تر می‌شود، به طوری که تا فاصله‌ای در حدود یک متر این مقدار تقریباً ثابت باقی می‌ماند. با این حال، در فاصله ۱/۵ متری خطا افزایش یافته و نتایج از مقادیر تجربی فاصله می‌گیرند. روند مشابهی در نتایج مربوط به حجم‌های کنترل مختلف در سطوح بیرونی موتور با آگمتور 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 قابل توجه در مقادیر محاسبه شده تراست می‌شود. اما با افزایش فاصله از موتور، مقادیر تراست به سمت یک مقدار پایدار همگرا می‌شوند.

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

به منظور دستیابی به دقت 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، به طوری که 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 آگمتور نیز بررسی شد. نتایج این شبیه‌سازی‌ها در جدول شماره ۵ مقایسه شده است.

تراست موتور بدون آگمتور 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



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

است. این فاصله به عنوان نقطه‌ای در نظر گرفته می‌شود که در آن جریان به حالت پایدار رسیده و اثرات گردابه‌ای قابل توجهی مشاهده نمی‌شود. موقعیت تعریفی این سه مقطع در شکل ۱۷ نشان داده شده است. برای هر یک از سطوح تعریف شده، 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.

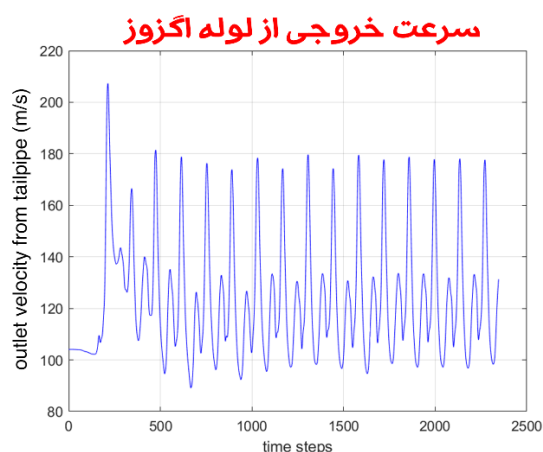
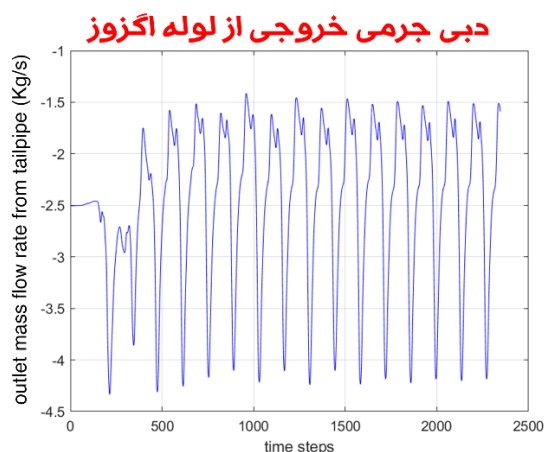
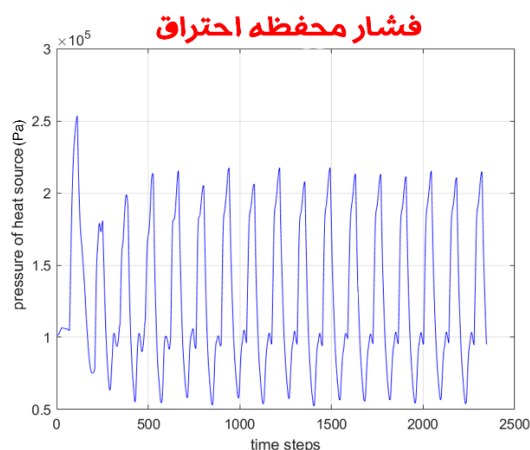
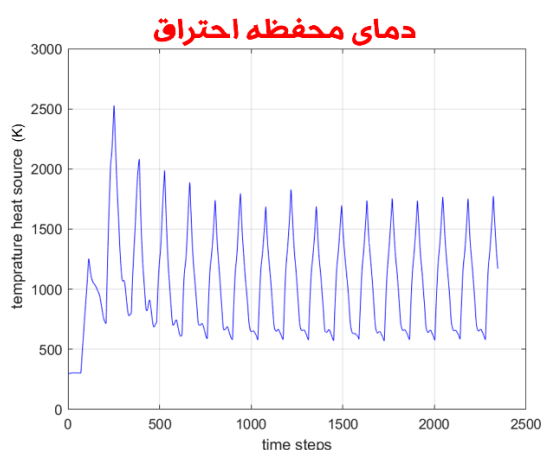
می‌شود، باید توجه داشت که این مدل‌ها توانایی شبیه‌سازی دقیق گردابه‌های جریان را ندارند. به همین دلیل، در صورتی که سطوح حجم کنترل در نواحی با آشفتگی‌های شدید ناشی از نوسانات پالسی جریان موتور قرار گیرند، محاسبات نرم‌افزار دچار خطا شده و مقادیر تراست و درگ به‌اشتباه محاسبه می‌شود. بنابراین، لازم است که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

جدول ۶. تراست منهای درگ نهایی موتور بدون آگمتور

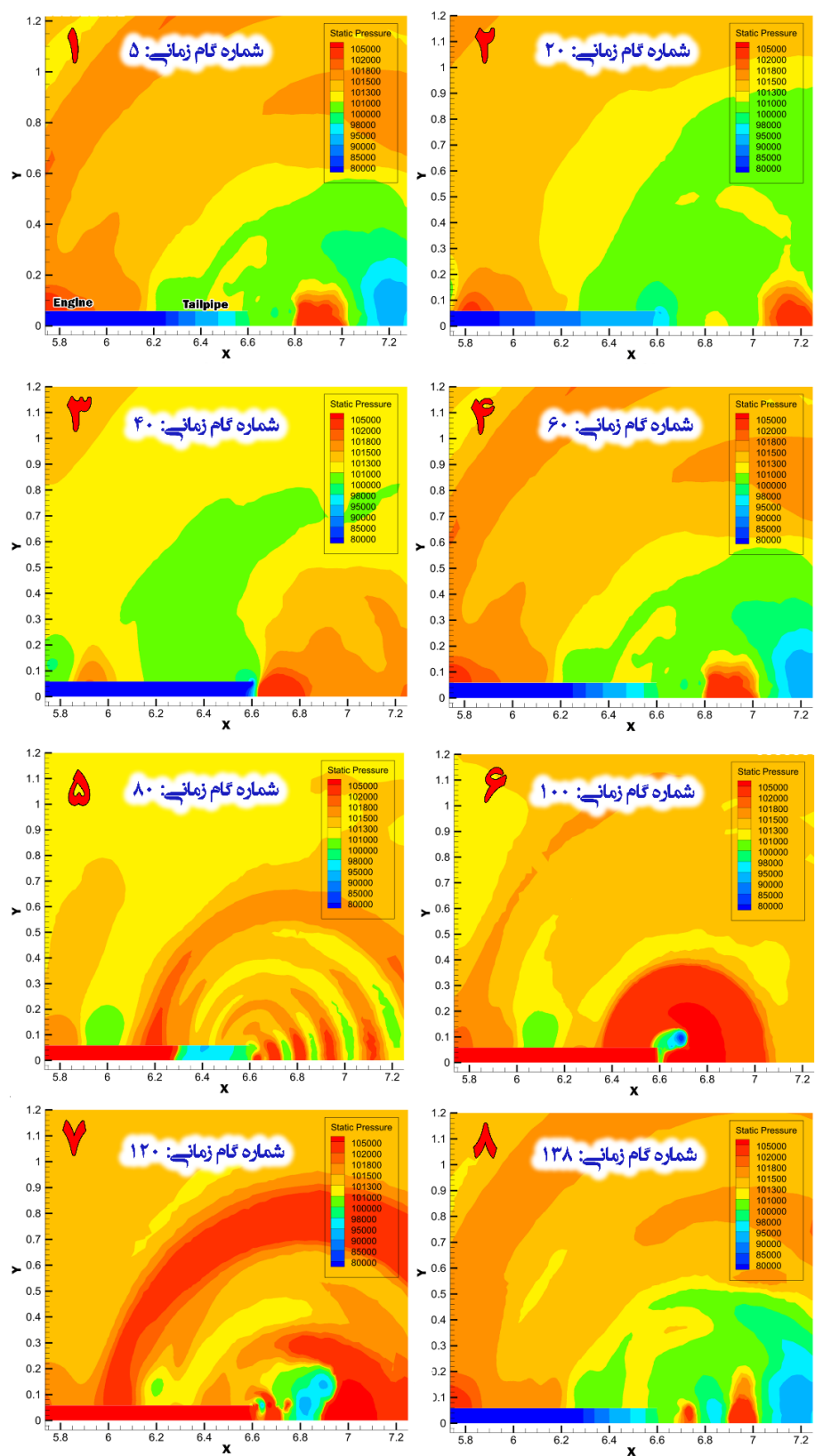
تراست منهای درگ	۳۱۰ نیوتون
نسبت هم ارزی احتراق	۰/۷
مصرف سوخت ویژه	۲/۱۱ کیلوگرم بر کیلوگرم نیرو-ساعت
ماخ جریان آزاد	۰/۳
فشار هوای آزاد	۱۰۱۳۲۵ پاسکال



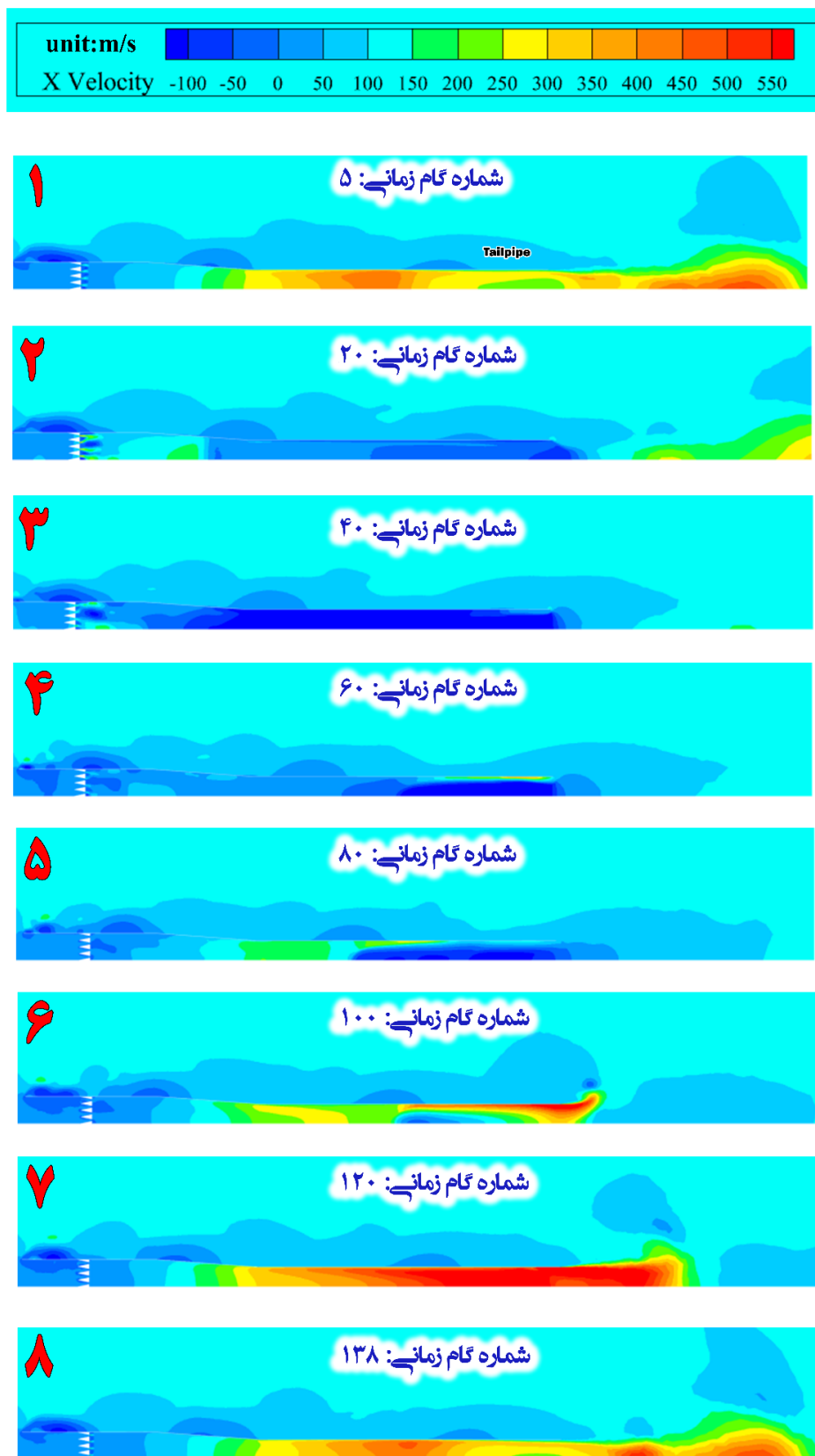
شکل ۱۸. نمودارهای هارمونیک شده عملکرد موتور در سیکل های آخر

همچنین بازگشت بخشی از محصولات احتراق به محفظه احتراق و لوله آگزوز می شود. در ادامه، با احتراق سوخت در محفظه، فشار در محفظه احتراق و لوله آگزوز افزایش یافته و موجی پرفشار از محفظه احتراق به سمت انتهای لوله خروجی حرکت می کند. این پیشروی در گام زمانی ۸۰ (تصویر پنجم از شکل ۱۹) به وضوح مشاهده می شود. پس از خروج این موج پرفشار از لوله آگزوز، فشار در ناحیه مرکزی آن کاهش می یابد و یک ناحیه

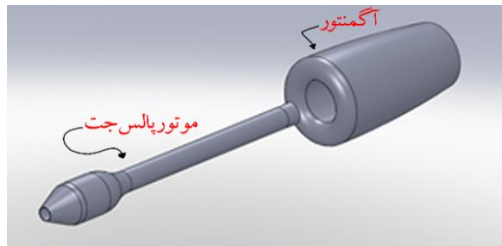
شکل ۱۹ و شکل ۲۰ کانتور مربوط به فشار و سرعت در بازه های زمانی مشخص در یک سیکل همگرا شده را نشان می دهد. فرایند مکش در بازه های گام های زمانی ۱ تا ۷۰ رخ می دهد؛ از این رو چهار تصویر ابتدایی در شکل های ۱۹ و ۲۰ به این مرحله اختصاص دارند. در طول این فرایند، فشار کل موتور به مقداری کمتر از فشار اتمسفر می رسد (ناحیه ی آبی در شکل ۱۹)، که این پدیده موجب ورود هوای تازه از بالادست موتور به درون آن و



شکل ۱۹. کانتور فشار موتور بدون آگمتور در زمان‌های مختلف یک سیکل - واحد: Pa



شکل ۲۰. کانتور سرعت موتور بدون آگمنتور در زمان‌های مختلف یک سیکل



شکل ۲۱. شکل آگمتور موتور پالس جت [۷]

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 در نهایت، با انتگرال‌گیری زمانی در چند سیکل آخر تابع تابع هدف محاسبه شد. در فرایند تغییر هندسه، رفتار گذاری جریان در خروجی لوله آگمتور و داخل آگمتور به دقت مورد بررسی قرار گرفت تا بر اساس شناسایی فیزیک جریان حاکم بر مسئله، نحوه انتخاب مقادیر پارامترهای هندسی به درستی انجام شود تا بررسی تعداد پارامترهای کمتری به نقطه بهینه نزدیک شد. سه پارامتر اصلی آگمتور که بر تابع هدف یعنی تراست اثرگذار است؛ فاصله نقطه شروع آگمتور تا لبه انتهایی لوله آگمتور (δ)، شعاع آگمتور استوانه‌ای (R)، طول آگمتور (L) هستند که در شکل ۲۲ به صورت شماتیک نشان داده شده‌اند.

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 قابل توجهی حاصل شود، اما در سایر گام‌های زمانی سیکل عملکرد نامطلوب باشد، هندسه مورد نظر نمی‌تواند به عنوان 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 آگمتور است. با تحلیل دقیق برهمکنش‌های آیرودینامیکی می‌توان به شناخت جامعی از سیستم دست یافت که منجر به دستیابی سریع‌تر هندسه بهینه خواهد شد.

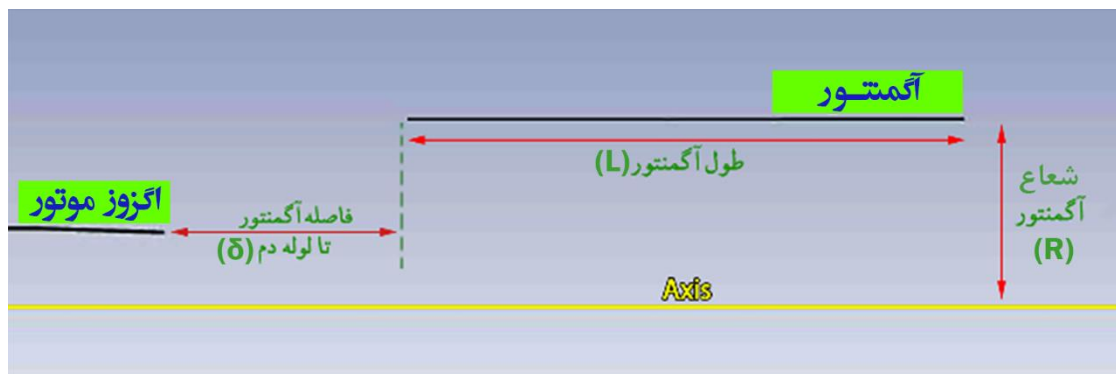
کم‌فشار ایجاد می‌شود؛ این پدیده در گام زمانی ۱۰۰ (تصویر ششم از شکل ۱۹) در انتهای لوله آگمتور قابل مشاهده است. در ادامه، این ناحیه کم‌فشار گسترش یافته و منبسط می‌شود (تصویر هفتم از شکل ۱۹). به دنبال منبسط شدن این ناحیه، فشار درون موتور دچار افت می‌شود. این افت فشار در گام زمانی ۱۳۸ (تصویر نهم از شکل ۱۹) به وضوح 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

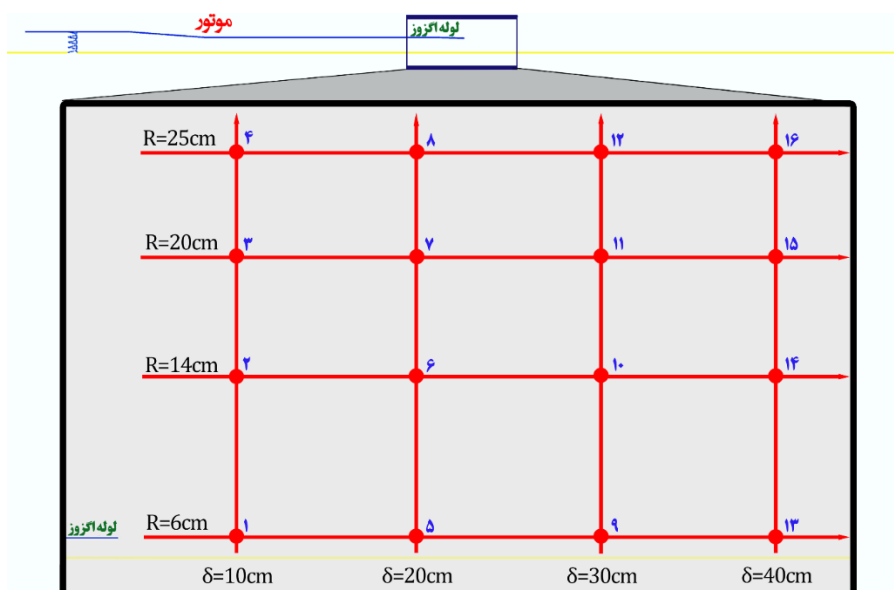
همان‌گونه که اشاره شد، نیروی تراست مستقیماً با اختلاف مومنتوم بین جریان‌های ورودی و خروجی موتور مرتبط است. در این مطالعه، به منظور افزایش مومنتوم جریان خروجی و در نتیجه تقویت تراست، از تکنیک اجکتور استفاده شده است. این سازوکار از طریق القای مکش هوای محیطی، موجب افزایش دبی جرمی جریان خروجی می‌گردد. اگرچه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

۱۵- بهینه‌سازی پارامترهای هندسه آگمتور

بهینه‌سازی در یک مسئله غیردائم پالسی با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی چالش‌های جدی دارد. از طرف دیگر، در فرایند بهینه‌سازی تأثیر پارامترهای بهینه‌سازی به راحتی قابل



شکل ۲۲. پارامترهای آگمتور موتور پالس جت



شکل ۲۳. موقعیت ابتدایی آگمتور در پایین دست لوله اگزوز (نقاط ۱ تا ۱۶ موقعیت ابتدایی آگمتور را نسبت به لوله دم خروجی نشان می دهد).

۱۶ موقعیت ابتدای آگمتور در پائین دست لوله اگزوز در نظر گرفته شد و به ازای هر موقعیت، طولهای مختلف آگمتور مورد بررسی قرار گرفت تا طول بهینه آگمتور برای هر موقعیت ابتدای آگمتور در شکل ۲۳ به دست آید. این تقسیم بندی امکان بهینه سازی طول آگمتور (L) را برای مقادیر مشخص δ و D فراهم می سازد. بررسی و شناسایی فیزیک الگوی جریان خروجی و نحوه برخورد آن با آگمتور، دستیابی به هندسه بهینه را تسریع می کند.

۱-۱۵- تقسیم بندی ناحیه پایین دست موتور

در فرآیند بهینه سازی آگمتور، لازم است مقادیر بهینه سه پارامتر δ ، R و L به دست آید؛ پارامترهای δ و R ، موقعیت ابتدای آگمتور را در پائین دست موتور مشخص می کند. برای بهینه سازی، شناسایی موقعیت و طول آگمتور که امکان بیشینه سازی مکش هوای محیط اطراف موتور را فراهم می سازد، از اهمیت ویژه ای برخوردار است. به منظور تحلیل دقیق رفتار جریان خروجی موتور و تقابل آن با آگمتور، مطابق شکل ۲۳،

جدول ۷. نتیجه نهایی تراست موتور و طول آگمتور در ۱۶ نقطه مختلف

	$\delta = 10cm$	$\delta = 30cm$	$\delta = 50cm$	$\delta = 70cm$
$R = 25cm$	Point 4	Point 8	Point 12	Point 16
$T (N)$	(-)	596	697	(-)
$L_{opt} (cm)$	(-)	45	55	(-)
$R = 20cm$	Point 3	Point 7	Point 11	Point 15
$T (N)$	447	646	714	576
$L_{opt} (cm)$	35	45	55	45
$R = 14cm$	Point 2	Point 6	Point 10	Point 14
$T (N)$	478	843	579	663
$L_{opt} (cm)$	35	75	35	45
$R = 6cm$	Point 1	Point 5	Point 9	Point 13
$T (N)$	193	545	463	603
$L_{opt} (cm)$	35	35	25	35

۱۵-۲- هندسه بهینه در هر ناحیه

جدول ۷، مقادیر بهینه طول آگمتور در هر یک از ۱۶ موقعیت مشخص شده در شکل ۲۳ را ارائه می دهد. در برخی نقاط، نظیر نقاط ۴ و ۱۶، با توجه به تحلیل فیزیکی جریان خروجی موتور و نحوه برخورد آن با هندسه آگمتور، و به منظور تسریع در فرآیند بهینه سازی، از آنجا شبیه سازی های تکمیلی صرف نظر شده است. در این نقاط، شبیه سازی ها مشابه حالت موتور بدون آگمتور انجام گرفته اند. تمام تنظیمات حل مانند شرایط مرزی، نوع و دقت حل، شبکه بندی و حجم کنترل مشابه با حالت بدون آگمتور که در بخش های قبلی به صورت کامل توضیح داده شد، صورت پذیرفته است. بنابراین کلیه شبیه سازی ها تحت شرایط یکسان شامل نسبت هم آری ۰/۷، فشار محیطی برابر با یک اتمسفر و عدد ماخ جریان آزاد ۰/۸۳ صورت پذیرفته اند. لازم به تأکید است که هدف اصلی این بخش از مطالعه، دستیابی به یک هندسه استوانه ای بهینه برای آگمتور در شرایط جریان با سرعت بالا بوده است.

۱۵-۳- تأثیر قرارگیری آگمتور در ناحیه نزدیک به خروجی

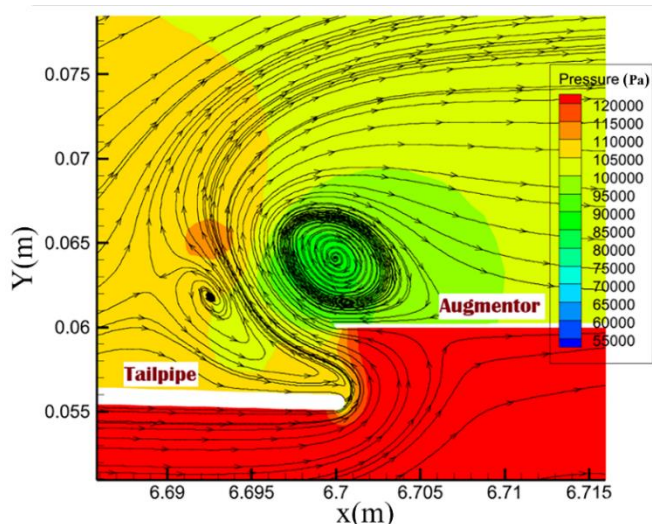
موتور

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 آگمتور در این ناحیه توصیه نمی شود. به معنای

دیگر به دلیل پالسی بودن جریان، در مدت زمان کوتاهی، فشار جریان خروجی از لوله آگزوز (لوله دم) به شدت بالا می رود. مطابق شکل ۲۴ اگر هندسه آگمتور در آن ناحیه قرار بگیرد، موجب آشفتگی بیشتر جریان و حتی برگشت آن به سمت بالادست موتور می شود. همان طور که در نتایج جدول ۷ مربوط به نقطه ۱ مشاهده می شود، این پدیده باعث کاهش مکش هوای اطراف موتور شده و در مقایسه با حالت بدون آگمتور، 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 پس از آنکه فشار آن به مقدار فشار محیط نزدیک شد وارد ناحیه آگمتور گردد. به تعادل رسیدن این جریان پرفشار سبب افزایش سرعت و جریان برشی نیز می شود. همان طور که در جدول ۷ مشاهده می شود با فاصله گرفتن از موتور اعداد خروجی تراست افزایش یافته و به مقدار بهینه خود نزدیک می شود.

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

با فاصله گرفتن بیش از حد از موتور، به دلیل افزایش اتلاف های ناشی از اصطکاک و برخورد آن با مولکول های هوا، قدرت جریان خروجی کاسته شده و تراست موتور از مقدار بهینه خود فاصله می گیرد. همان طور که در جدول شماره ۷ نشان داده شده، اعداد با $\delta = 70cm$ از مقدار بهینه خود فاصله گرفته و اعداد مطلوب



شکل ۲۴. برگشت جریان در ناحیه نزدیک به خروجی موتور در اثر قرارگیری آگمتور در آن محدوده

پس از آگمتور 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 می شود (تصویر هشتم از شکل ۲۵). این چرخه به همین ترتیب تکرار می گردد.

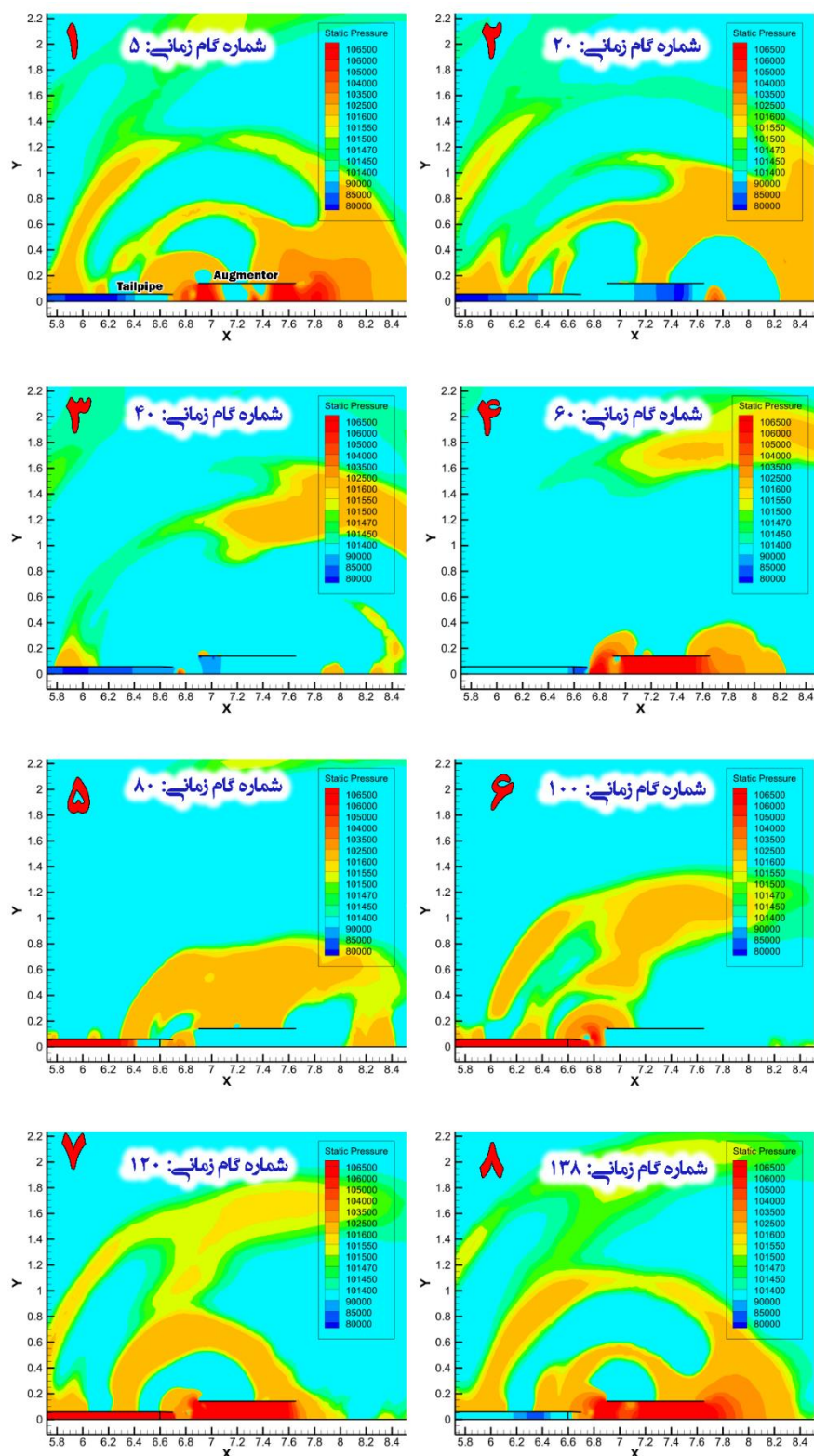
۱۵-۶- پدیده حباب گاز پرفشار

در فرآیند احتراق در محفظه موتور، سوخت و هوای مشتعل شده منجر به افزایش فشار درون محفظه احتراق می گردد. این افزایش فشار، گازهای داغ را به سمت نازل خروجی هدایت می کند. هنگامی که این جریان پرفشار به انتهای لوله اگزوز می رسد، به دلیل ماهیت زیرصوت بودن جریان، فشار آن کاهش یافته و به مقداری نزدیک به فشار محیط می رسد. در شکل ۲۷ که به عملکرد موتور بدون آگمتور اختصاص دارد، مشاهده می شود که پس از خروج گازها به محیط آزاد، انبساط ناگهانی جریان منجر به تشکیل ناحیه ای حباب مانند با فشار و دمای بالا می گردد. فشار این موج، که به عنوان حباب گاز پرفشار یا "موج پرفشار" شناخته می شود، اندکی از فشار محیط بالاتر بوده و نقش مهمی در طراحی هندسه آگمتور ایفا می کند. شکل شماره ۲۸ نمایی واقعی از این ساختار حبابی شکل را نشان می دهد.

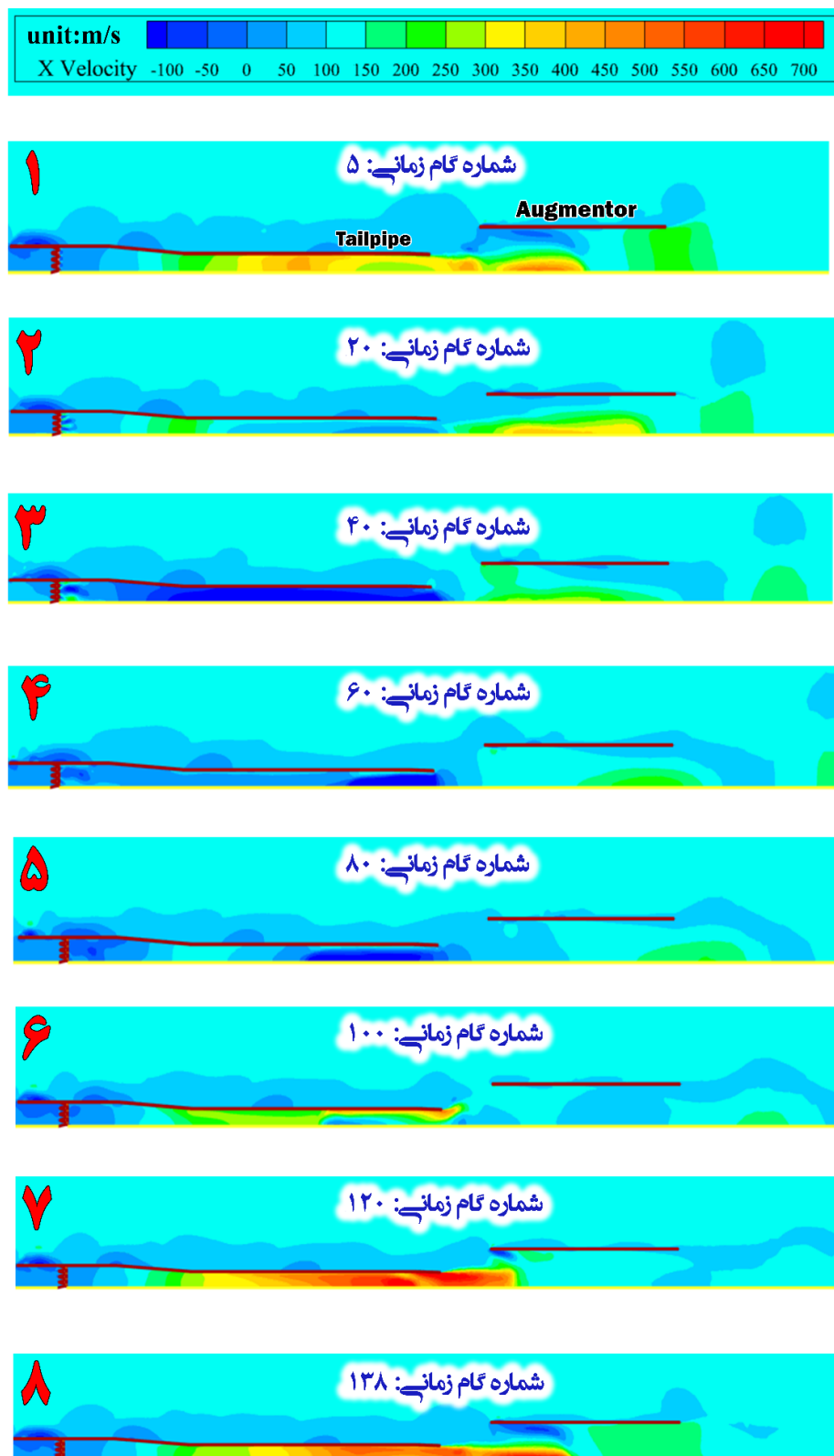
نیست. بنابراین بهترین مکان برای استخراج تراست ماکزیمم در محدوده ۳۰ تا ۵۰ سانتی متری پایین دست موتور است.

۱۵-۵- رفتار سیکل موتور مجهز به آگمتور بهینه شده

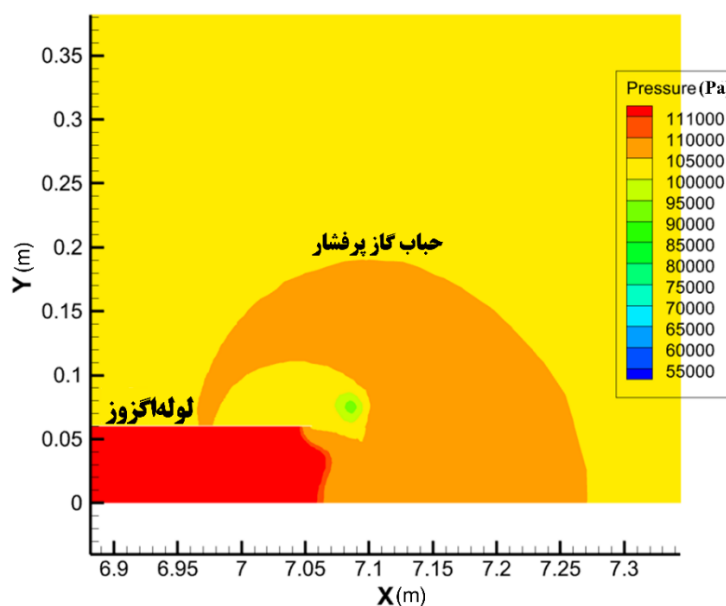
همان گونه که در شکل ۲۵ و شکل ۲۶ مشاهده می شود، از گام زمانی ۵ تا ۷۰ فرایند مکش رخ می دهد. در این بازه، فشار داخل موتور کاهش یافته و هوای محیط به درون آن مکیده می شود. در شکل دوم از شکل ۲۵ دیده می شود که فشار در بخش پایین دست لوله درون آگمتور کاهش می یابد. پس از آن، این ناحیه کم فشار به سمت بالادست لوله حرکت می کند (تصویر سوم از شکل ۲۵) و در همین زمان، هوای اطراف موتور به درون آگمتور کشیده می شود. همان طور که در تصویر سوم از شکل ۲۶ نشان داده شده است، سرعت جریان در ناحیه آگمتور افزایش یافته که بیانگر مکش جریان به درون آگمتور است. پس از مکش جریان، فشار در این ناحیه افزایش می یابد (تصویر چهارم از شکل ۲۵). با افزایش فشار در آگمتور، احتراق در موتور آغاز شده و فشار داخلی موتور بالا می رود (تصویر پنجم از شکل ۲۵). این افزایش فشار به صورت موجی پرفشار به سمت پایین دست لوله اگزوز پیشروی کرده و در نهایت از آن خارج می شود (تصویر ششم از شکل ۲۵). در ناحیه انتهایی لوله اگزوز، این موج پرفشار، فشار محیط بیرونی موتور را احساس کرده و سرعت آن افزایش می یابد. این افزایش سرعت تا



شکل ۲۵. کانتور فشار موتور با آگمتور در مراحل مختلف یک سیکل - واحد: پاسکال



شکل ۲۶. کانتور سرعت موتور با آگمنتور در مراحل مختلف یک سیکل



شکل ۲۷. کانتور فشار در خروجی لوله دم خروجی برای حالت بدون آگمتور



شکل ۲۸. نمایی واقعی از حباب گاز پرفشار در استارت اولیه موتور [۱۶]

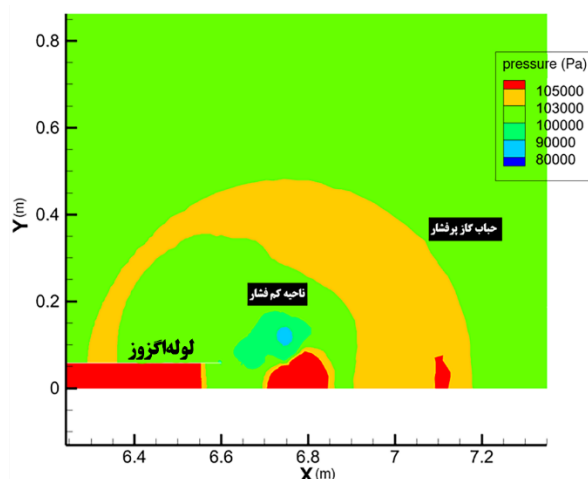
به افزایش دبی جرمی گازهای خروجی از موتور و درنهایت، افزایش نیروی تراست می‌گردد.

۸-۱۵- اثر ناحیه کم فشار در هندسه بهینه آگمتور

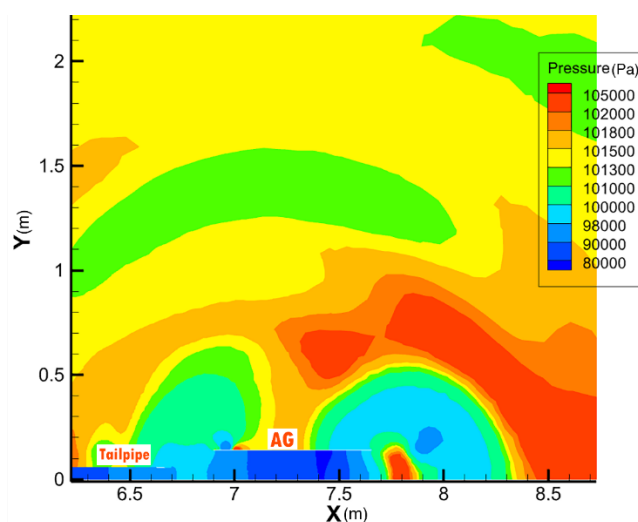
برای افزایش مکش هوای اطراف موتور و در نتیجه افزایش تراست، تمرکز بر ناحیه کم فشار اهمیت ویژه‌ای دارد. همان‌طور که در جدول ۷ نشان داده شده است، بیشترین مقدار تراست

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 قابل توجهی بر عملکرد آگمتور داشته باشد؛ به گونه‌ای که منجر



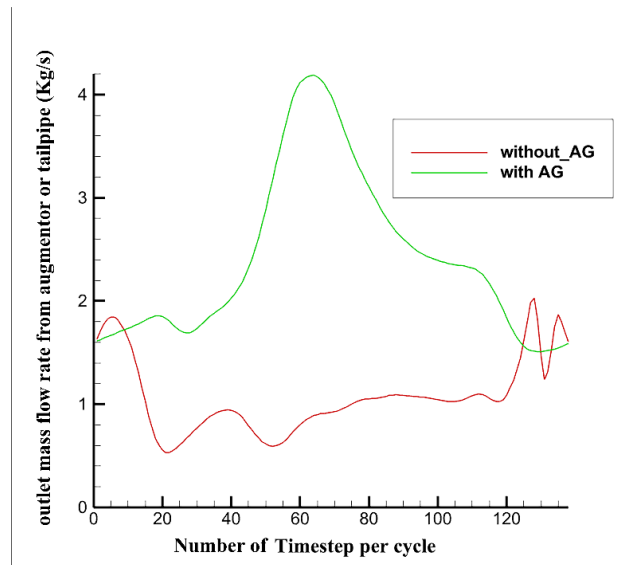
شکل ۲۹. کانتور فشار در خروجی لوله دم خروجی و ایجاد ناحیه کم فشار در مرکز حباب گاز پر فشار



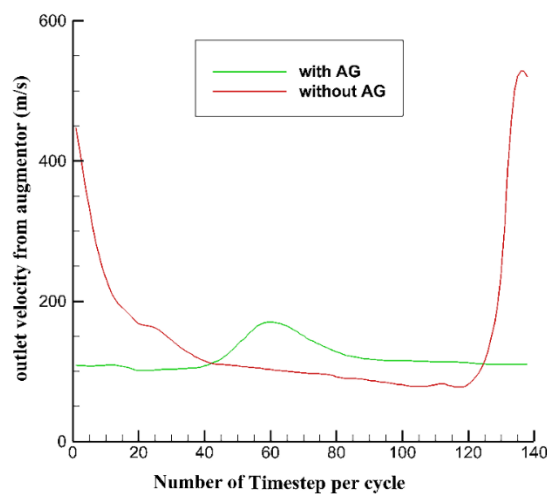
شکل ۳۰. کانتور فشار در ناحیه پایین دست موتور به همراه آگمتور و قرارگیری کامل ناحیه کم فشار در آگمتور در نقطه ۶ (نقطه ۶ در فاصله ۳۰ سانتی متری پایین دست موتور واقع شده است)

این افت فشار باعث مکش هوای ناحیه پیرامونی موتور شده و به طور قابل ملاحظه ای تراست افزایش یابد. همانطور که در نمودار شکل ۳۱ نشان داده شده است، به دلیل قرارگیری ناحیه کم فشار در آگمتور و مکیده شدن هوای اطراف، دبی خروجی آگمتور به شدت افزایش می یابد. شکل ۳۲ نشان می دهد استفاده از آگمتور منجر به کاهش سرعت جریان خروجی از موتور می گردد؛ باین حال، به دلیل افزایش دبی جرمی ناشی از مکش جریان محیطی توسط آگمتور و بهره گیری از این جرم مکیده شده در چرخه پالسی بعدی، نیروی

مربوط به نقطه ۶ با طول آگمتور ۷۵ سانتی متر است. قطر لوله آگمتور در این ناحیه ۲۸ سانتی متر است. قطر بهینه آگمتور ۲/۴۱ برابر قطر لوله آگزوز موتور است. این نسبت مشابه با نسبتی است که پکسون و همکاران در آزمایش های تجربی خود به دست آوردند. جزئیات آزمایش های انجام شده آن ها در بخش ادبیات پژوهش بیان شد. در شکل ۳۰، کانتور فشار مربوط به این نقطه ارائه شده است. در این تصویر، حباب گاز پر فشار از آگمتور خارج شده و ناحیه کم فشار به طور کامل در محدوده آگمتور قرار گرفته است.



شکل ۳۱. نمودار دبی جرمی خروجی متوسط از آگمتور در حالت موتور با آگمتور و لوله اگزوز در حالت بدون آگمتور برحسب شماره گام زمانی



شکل ۳۲. نمودار سرعت خروجی متوسط از سطح مقطع خروجی حجم کنترل و مقایسه آنها در حالت با آگمتور و بدون آگمتور

از چرخه، دبی جرمی جریان خروجی به مقدار بیشینه خود می‌رسد. این مقدار بیشینه، نمایانگر همان جرم مکیده شده از سیکل قبلی است که در این زمان به خارج پرتاب می‌شود. در نتیجه، اگرچه سرعت خروجی در حضور آگمتور کاهش می‌یابد، اما مومنتوم کلی جریان — به عنوان حاصل ضرب دبی

پیشران به طور قابل توجهی افزایش می‌یابد. به بیان دقیق‌تر، حباب گاز پرفشار خروجی از موتور موجب رانش و پرتاب هوای مکیده شده‌ای می‌شود که از سیکل قبلی در درون آگمتور باقی مانده است. از این رو، همان‌طور که در نمودار شکل ۳۱ و در منحنی مربوط به حالت دارای آگمتور مشاهده می‌شود، در بخشی

در مطالعات حاضر مورد استفاده قرار گرفته 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 میانگین‌گیری شده مربوط به موتور با آگمتور (نقطه ۶ در شکل شماره ۲۳) و بدون آگمتور مقایسه شده‌اند. نکته حائز اهمیت این است که محدوده سرعت پایین جریان هوا در لوله اگزوز در حالت با آگمتور نسبت به حالت بدون آگمتور وسیع‌تر است. این مسئله نشان می‌دهد که در حالت بدون آگمتور، جریان بیشتری نسبت به حالت مجهز به آگمتور به درون موتور برمی‌گردد. در موتور با آگمتور، به دلیل افت فشار در ناحیه آگمتور، بخش عمده‌ای از جریان هوای اطراف موتور به جای ورود به لوله اگزوز، به داخل آگمتور هدایت می‌شود. این فرآیند موجب مکش هوای اطراف موتور با حداقل اتلاف و افزایش اثربخش جریان به درون آگمتور 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 در نتیجه بزرگ‌تر شدن ناحیه کم‌فشار پیرامونی می‌گردد. از سوی دیگر، برای دستیابی به بیشینه تراست، ضروری است که این ناحیه کم‌فشار به‌طور کامل درون آگمتور قرار گیرد؛ به اصطلاح، آگمتور باید این ناحیه را به‌صورت کامل ببلعد. برای تحقق این امر در نواحی پایین‌دست نقطه ۶، به دلیل بزرگ‌تر شدن ناحیه کم‌فشار، افزایش قطر آگمتور الزامی است. همان‌طور که در جدول ۷ مشاهده می‌شود، در فاصله $\delta = 50 \text{ cm}$ ، بیشینه تراست در نقطه ۱۱ حاصل می‌شود؛ نقطه‌ای که شعاع آگمتور آن 20 سانتی‌متر بوده و بزرگ‌تر از شعاع مورد استفاده در نقطه ۶ با $\delta = 30 \text{ cm}$ و شعاع 14 سانتی‌متر است.

جرمی در سرعت خروجی — افزایش یافته و این پدیده، دلیل اصلی استفاده از آگمتور به‌عنوان افزایش‌دهنده تراست در موتور پالس جت است.

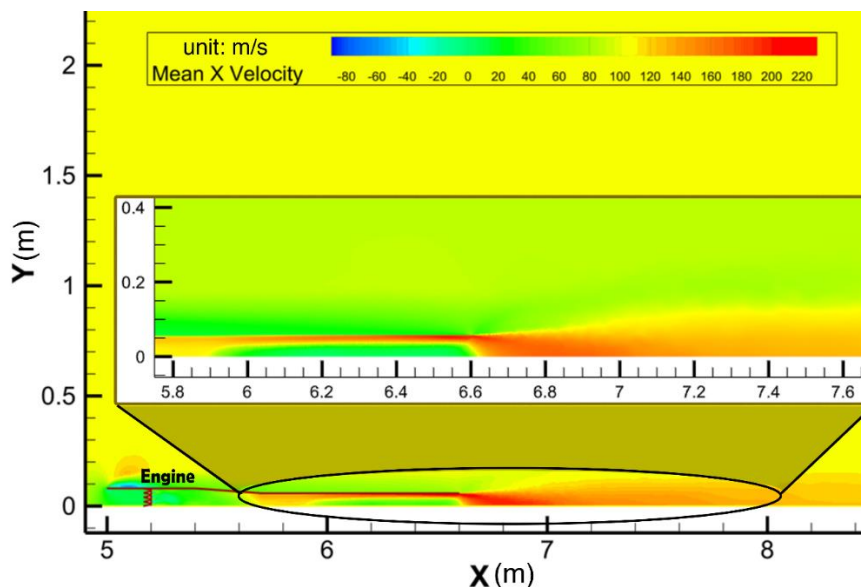
۹-۱۵- کاهش نوسانات موتور در حالت با آگمتور

به دلیل ماهیت نوسانی موتور وجود جریان رفت و برگشتی 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 آگمتور 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 آگمتور در شکل ۳۱ ناشی از همین فرایند است. در مقابل، در نسخه مجهز به آگمتور، به دلیل مکش هوای اطراف موتور به داخل آگمتور — که حاصل ایجاد ناحیه کم‌فشار در پی حباب گاز پرفشار است — جرم بیشتری در ناحیه پایین‌دست انباشته می‌شود. این تجمع جرم موجب افزایش اینرسی جریان در پایین‌دست موتور شده و در نتیجه ارتعاشات جریان را به‌طور مؤثری میرا می‌سازد. بدین ترتیب، حضور آگمتور ضمن پایداری جریان خروجی، به‌طور قابل ملاحظه‌ای نوسانات کلی و حتی لرزش موتور را کاهش می‌دهد.

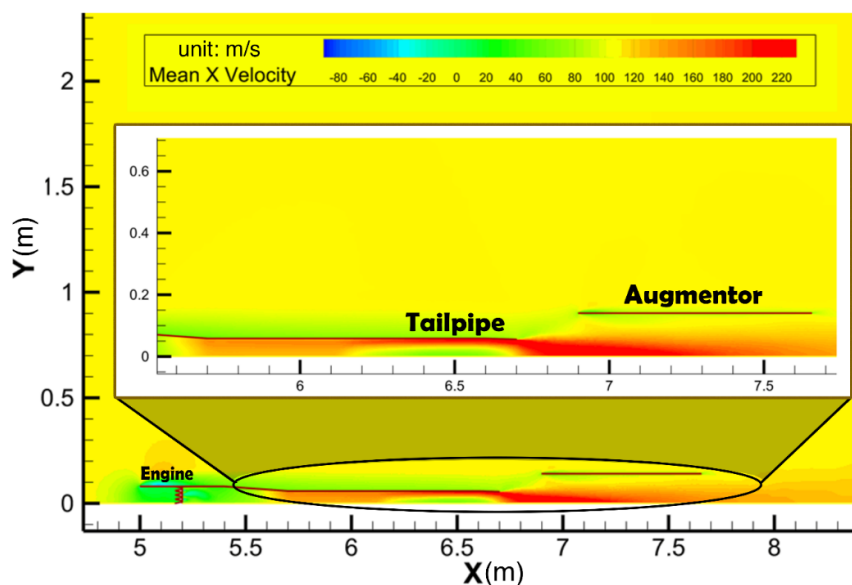
۱۰-۱۵- مقایسه کانتورهای میانگین‌گیری شده سرعت در

حالت‌های با آگمتور و بدون آگمتور

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



الف



ب

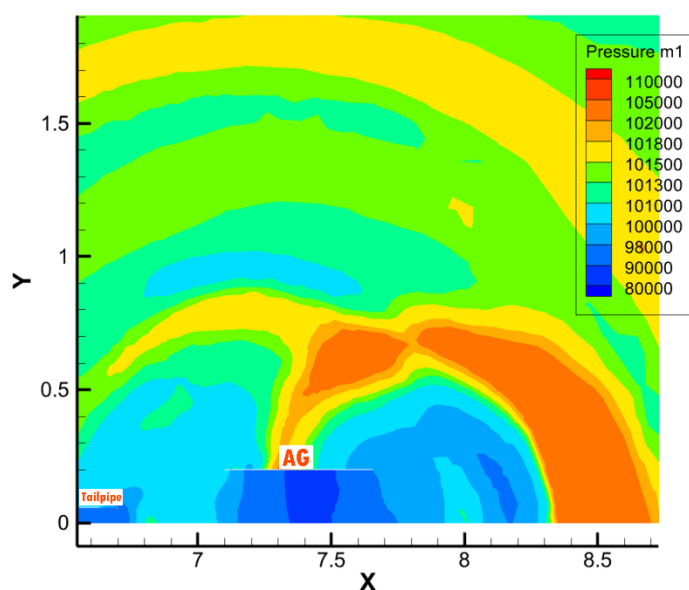
شکل ۳۳. مقایسه داده‌های میانگین گیری شده سرعت در حالات الف) موتور بدون آگمتور ب) موتور با آگمتور

شکل ۳۴ این پدیده را نشان می‌دهد.

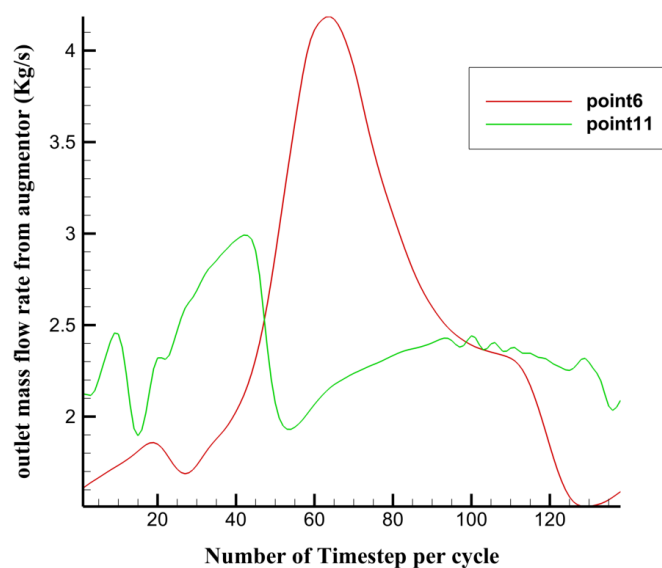
انرژی موج پرفشار در اثر اتلاف ناشی از اصطکاک و گسترش جریان در ناحیه پایین دست موتور است. کاهش انرژی موج پرفشار موجب تضعیف افت فشار در ناحیه مرکزی حباب گاز پرفشار شده و در نتیجه، توانایی این موج در مکش مؤثر جریان پیرامونی موتور در آگمتور کاهش می‌یابد. این موضوع به‌طور

۱۶- افت اثر آگمتور با فاصله‌گیری از موتور

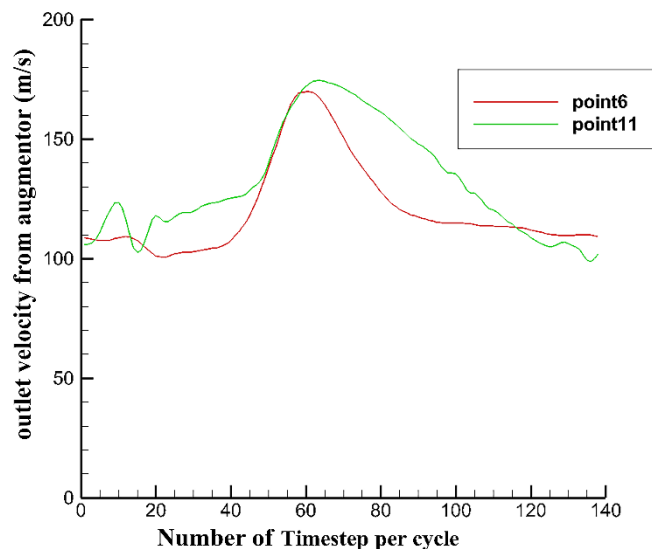
با افزایش فاصله از نازل خروجی موتور، نیروی تراست تولیدی کاهش می‌یابد. این افت تراست عمدتاً ناشی از تضعیف



شکل ۳۴. 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 آگزوز واقع شده است)



شکل ۳۵. نمودار مقایسه دبی جرمی خروجی متوسط از آگمنتور برحسب شماره گام زمانی در دو نقطه ۶ و ۱۱ (نقطه ۶ در فاصله ۳۰ سانتی‌متری و نقطه ۱۱ در فاصله ۵۰ سانتی‌متری پایین‌دست لوله آگزوز واقع شده‌اند)



شکل ۳۶. نمودار مقایسه سرعت خروجی متوسط از آگمتور برحسب شماره گام زمانی در دو نقطه ۶ و ۱۱ (نقطه ۶ در فاصله ۳۰ سانتی متری و نقطه ۱۱ در فاصله ۵۰ سانتی متری پایین دست لوله آگزوز واقع شده‌اند)

فشار ناحیه مذکور افزایش می‌یابد. افزایش فشار در این ناحیه موجب کاهش توان مکشی آگمتور و در پی آن کاهش تراست تولیدی می‌شود. در نتیجه، آگمتور از شرایط بهینه خود فاصله می‌گیرد. در جدول شماره ۷، مقایسه بین نقطه ۷ و نقطه ۶ به روشنی گویای این پدیده است.

۱۸- نتیجه گیری

برای دستیابی به همگرایی مناسب در شبیه‌سازی موتور پالس جت بدون آگمتور، ابعاد دامنه محاسباتی به دقت تعیین شد. طول بخش بالادست ۱۰ برابر طول موتور (۱۷ متر)، طول پایین دست 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 به اندازه‌ای

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

از طرفی نمودار شکل ۳۶ نشان می‌دهد که سرعت خروجی از آگمتور در این دو نقطه 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 بیش از حد قطر آگمتور بر کاهش توان مکشی و تراست تولیدی

با افزایش بیش از حد قطر آگمتور، زمانی که قطر آن از قطر حباب گاز پرفشار فراتر می‌رود، ناحیه کم فشار موجود در بالادست این حباب به همراه هوای آزاد پیرامونی وارد آگمتور می‌شود. در نتیجه، بین هوای آزاد و ناحیه کم فشار تعادل برقرار شده و

$\delta=30\text{cm}$, $R=14\text{cm}$ و $L=75\text{cm}$ بیشترین تراست (۸۴۳ نیوتن) را تولید کرد که نشان دهنده افزایش ۱۷۱ درصدی نسبت به حالت بدون آگمتور بود. این بهبود عملکرد ناشی از قرارگیری مناسب ناحیه کم فشار درون آگمتور و مکش مؤثر هوای محیط بود.

تأثیر ابعاد آگمتور نیز بررسی شد. نتایج نشان داد که با افزایش فاصله از موتور، لازم است قطر آگمتور نیز افزایش یابد تا ناحیه کم فشار را به طور کامل در برگیرد. به عنوان مثال، در نقطه ۱۱ با $\delta=50\text{cm}$ ، قطر بهینه آگمتور به ۲۰ سانتی متر افزایش یافت.

با این حال، افزایش بیش از حد قطر آگمتور (بیش از ۲۰ سانتی متر) باعث کاهش عملکرد شد، زیرا ناحیه کم فشار با هوای پیرامون آن به طور هم زمان وارد آگمتور شده و اثر مکش آگمتور را به دلیل افزایش فشار ناحیه مذکور، کاهش می دهد.

این مطالعه نشان داد که طراحی بهینه آگمتور نیازمند تعادل دقیق بین پارامترهای هندسی ویژگی های جریان پالسی خروجی از موتور است. بهترین عملکرد زمانی حاصل می شود که آگمتور در فاصله ۵۰-۳۰ سانتی متری موتور، با قطر ۲۰-۱۴ سانتی متر و طول ۷۵-۵۵ سانتی متر نصب شود.

در نهایت در میان پیکربندی های بررسی شده، نقطه شماره ۶ با مقادیر $\delta=30\text{cm}$, $R=14\text{cm}$ و $L=75\text{cm}$ بیشترین تراست تولیدی را با مقدار ۸۴۳ نیوتن ایجاد می کند که این میزان، افزایش چشمگیر ۲/۷۱ برابری نسبت به حالت بدون آگمتور را نشان می دهد. این هندسه به عنوان بهینه ترین پیکربندی اولیه، مبنای انجام تحلیل های تکمیلی و طراحی دقیق تر آیرودینامیکی قرار می گیرد.

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

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

بهینه سازی هندسه آگمتور موتور پالس جت در ۱۶ نقطه مختلف در نواحی پایین دست 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 $\delta=10\text{cm}$ ، به دلیل اغتشاشات شدید جریان و موج پرفشار خروجی، نصب آگمتور نه تنها 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 آگمتور دارد. انبساط این حباب و افت فشار در ناحیه مرکزی آن، مکانیزم اصلی افزایش دبی جرمی و در نتیجه تراست است. شکل های شبیه سازی شده به وضوح نشان دادند که وقتی ناحیه کم فشار به طور کامل درون آگمتور قرار می گیرد، بیشترین افزایش تراست حاصل می شود.

با افزایش فاصله آگمتور از موتور، عملکرد آن بهبود یافت به طوری که در محدوده ۳۰ تا ۵۰ سانتی متری پایین دست موتور، بیشترین افزایش تراست مشاهده شد. نقطه ۶ با

۱۹. واژه نامه

1. Thrust augmentation ratio
4. Journal file

2. Interior boundary condition
5. Source Term

3. Unstructured Mesh

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=-6ltwJAiLk>.