

طراحی و شبیه‌سازی عملکرد دهانه ورودی فراصوت به همراه محفظه احتراق بر اساس نیازمندی‌های موتور رمجت مشخص

محمدحسین محمدی

دانشجوی کارشناسی‌ارشد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان، ایران

مهرداد بزاززاده*

دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان، ایران

محسن آقاسیدمیرزابزرگ

استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، اصفهان، ایران

چکیده

دهانه ورودی در موتورهای رمجت به‌منظور کاهش سرعت هوا از جریان آزاد تا سرعت لازم جهت پایداری شعله در محفظه احتراق، بکار می‌رود. از این‌رو طراحی دقیق و صحیح دهانه ورودی، تاثیر بسزایی بر عملکرد کل سیستم و پارامترهای اصلی موتور رمجت دارد. در کار حاضر یک دهانه ورودی تراکم خارجی متقارن محوری برای عملکرد در عدد ماخ پروازی ۲/۱ براساس نیازمندی‌های موتور رمجت خاص طراحی شد. با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی، شبیه‌سازی جریان بروی دهانه ورودی به صورت مجزا انجام گرفت. بمنظور بررسی عملکرد دهانه به صورت یکپارچه با سایر اجزای موتور، شبیه‌سازی پایا در دبی‌های سوخت مختلف و اعداد ماخ متفاوت انجام شد، در ادامه با انتخاب یک تابع خاص تزریق سوخت نسبت به زمان در محفظه احتراق، شبیه‌سازی گذرا برای موتور بصورت یکپارچه صورت پذیرفت. نتایج حاصل از شبیه‌سازی، سرعت حرکت موج ضربه‌ای و عملکرد دهانه ورودی در تعامل با سایر اجزا را نشان داد. همچنین نتایج نشان می‌دهد که دهانه ورودی طراحی شده می‌تواند الزامات مورد نیاز موتور، با توجه به توانمندی‌های سیستم کنترل سوخت را برآورده سازد. **واژه‌های کلیدی:** موتور رمجت، دهانه ورودی فراصوت، دینامیک سیالات محاسباتی، محفظه احتراق، سیستم کنترل سوخت.

Design and simulation of supersonic inlet performance with combustion chamber based on specific ramjet requirements

M. H. Mohammadi

MalekAshtar University of Technology, Esfahan, Iran

M. Bazazzadeh

MalekAshtar University of Technology, Esfahan, Iran

M. Mirzabozorg

MalekAshtar University of Technology, Esfahan, Iran

Abstract

Inlet in ramjet engines are used to reduce the air flow from free stream to the required speed for flame stability in the combustion chamber. Hence the precise and correct design of inlet have rightly influence on whole system of ramjet engine performance. At the present work, an axisymmetric supersonic inlet with external compression has been designed based on requirements of the ramjet engine at Mach 2.1. Steady flow simulation was done for inlet individually by CFD software in different fuel flow and Mach numbers to investigate the inlet performance that integrated by other parts of engine. Then transient simulation performed for integrated engine by selection of a special fuel flow-time function that injected in combustor. The results of simulation exhibited the shock velocity and performance of inlet that integrated by the engine. The results show that the designed geometry can meet the desired performance requirements considering the fuel control system ability.

Keywords: Ramjet engine, supersonic inlet, computational fluid dynamics, combustion chamber, fuel control system.

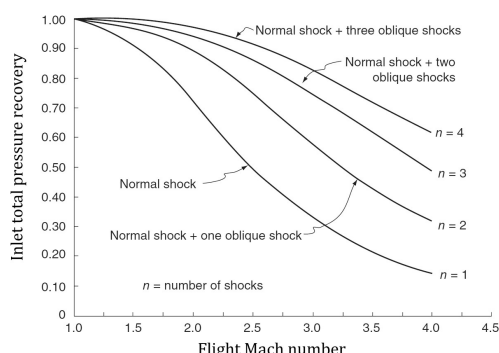
۱- مقدمه

دهانه بستگی دارد، یک افت فشارسکون کم نیز سبب افت رانش قابل توجهی خواهد شد [۳]. از این رو به منظور دستیابی به دهانه‌ای با بازده بالا بهتر است که کاهش سرعت جریان با کمترین افت فشار سکون انجام شود.

بدلیل افت زیاد فشار سکون در عرض موج ضربه‌ای عمودی، این نوع موج ضربه‌ای برای دهانه ورودی مطلوب نیست. یکی از موثرترین روش‌ها برای کاهش سرعت و افزایش فشار جریان، چندمرحله‌ای کردن فرایند تراکم با ایجاد یک یا چند موج ضربه‌ای مایل در جلوی دهانه و به دنبال آن یک موج ضربه‌ای عمودی در گلوگاه یا لبه دهانه است [۴].

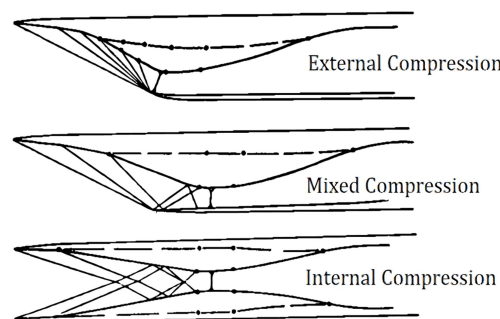
هواپیماها و موشک‌ها با سیستم رانش هواتنفسی، اکسیژن مورد نیاز برای احتراق را از هوای پیرامون خود دریافت می‌کنند. در موتورهای رمجت بدلیل عدم وجود کمپرسور، کاهش سرعت هوای ورودی و تحویل هوای پرفشار با سرعت مناسب به محفظه احتراق به منظور تشکیل احتراق پایدار، صرفاً بر عهده دهانه ورودی است. بنابراین دهانه ورودی از اهمیت بالایی برخوردار بوده و از بخش‌های اصلی موتور رمجت محسوب می‌شود چرا که عملکرد آن بر عملکرد محفظه احتراق و کل موتور تاثیر می‌گذارد [۱]. طراحی دهانه باید به گونه‌ای باشد که هوای مورد نیاز محفظه احتراق را با دبی مناسب و به صورت پایدار فراهم کند و همچنین بازیافت فشارسکون بالایی داشته باشد [۲]. در ورودی فراصوت این کاهش سرعت جریان به وسیله سیستم امواج ضربه‌ای صورت می‌گیرد. از آنجا که رانش موتور رمجت به بازیافت فشار

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: bazazzadeh@mut-es.ac.ir



شکل ۲- تغییرات بازیافت فشار سکون دهانه در اعداد ماخ مختلف و تعداد موج ضربه‌ای متفاوت [۷]

هنگامی که موج ضربه‌ای عمودی در لبه دیفیوزر قرار می‌گیرد عملکرد آن را بحرانی^۳ می‌گویند. در صورتیکه فشار خروجی دهانه کمتر از مقداری باشد که موج ضربه‌ای عمودی را در لبه نگه دارد، عملکرد دهانه را فرابحرانی^۴ می‌گویند که در این حالت بخشی از جریان داخلی، فرا صوت است که به دلیل اثرات لایه مرزی، افزایش فشار در عرض این امواج از افزایش فشار در عرض یک موج کمتر است [۸]. اگر پس‌فشار دهانه بیشتر از حالت بحرانی باشد، موج ضربه‌ای عمودی انتهایی از دیفیوزر بیرون زده و به سمت نوک جسم مرکزی حرکت می‌کند در این شرایط، جریان در پشت موج ضربه‌ای عمودی فروصوت است و جریان از اطراف پوسته دهانه سرریز خواهد. به عملکرد دهانه در این شرایط، فرو بحرانی^۵ گفته می‌شود [۹]. محدوده عملکردی دهانه ورودی فرا صوت در شکل ۳ نشان داده شده است. با افزایش سرریز دهانه در حالت فرو بحرانی، جریان نوسانی می‌تواند رخ دهد که در آن، دهانه بین دو عملکرد فرو و فرا بحرانی جابه‌جا خواهد شد. این پدیده به عنوان باز شناخته می‌شود. نوسانات فشار در محفظه احتراق و یا اعوجاج در جریان آزاد نیز می‌تواند سبب نوسان موج در جلوی دهانه شود [۱۰]. این پدیده می‌تواند سبب کاهش رانش موتور و یا خاموشی محفظه احتراق شود [۱۱]. همچنین حرکت موج ضربه‌ای بارهایی را بر سازه اعمال می‌کند که می‌تواند تا ۱۰ برابر بیش از شرایط پایا باشد [۱۲]. موقعیت موج ضربه‌ای عمودی به صورت منحصربه‌فرد می‌تواند نقطه کاری دیفیوزر را تعیین نماید. با استفاده از تغییر فشار زیاد در عرض موج عمودی می‌توان موقعیت موج ضربه‌ای را تعیین نمود. یک سیستم کنترل سوخت در موتور رجعت با ایجاد ارتباط بین موقعیت موج ضربه‌ای عمودی انتهایی و عملکرد دهانه، دهانه را در وضعیت عملکرد بحرانی حفظ می‌کند. بر این اساس توانمندی سامانه کنترل سوخت نیز بر طراحی دهانه تأثیرگذار است. سرعت حرکت موج در دهانه باید به اندازه‌ای باشد که سیستم کنترل بتواند آن را احساس کرده، دبی سوخت مورد نیاز را تزریق نموده و موج ضربه‌ای را در موقعیت مورد نظر نگه دارد. این مساله طراحی هندسی مناسب دهانه را می‌طلبد که حداکثر سرعت حرکت موج در آن، در دامنه توانمندی



شکل ۱- انواع دهانه ورودی فرا صوت [۵]

دهانه ورودی شامل یک جسم نوک تیز (جلو بدنه^۱ یا جسم مرکزی^۲) جهت ایجاد یک یا چند موج ضربه‌ای مایل و در ادامه یک کانال متصل به آن است. براساس محل شکل‌گیری سیستم امواج ضربه‌ای، دهانه را می‌توان مطابق شکل ۱ در سه نوع تراکم داخلی، تراکم خارجی و تراکم مخلوط دسته‌بندی نمود. چنانچه کل سیستم امواج ضربه‌ای اعم از موج ضربه‌ای مایل و عمودی در خارج از کانال دهانه انجام گیرد، دهانه از نوع تراکم خارجی نامیده می‌شود و اگر قسمتی از فرایند تراکم جریان در خارج از کانال دهانه انجام گیرد، دهانه را تراکم مخلوط می‌گویند. در دهانه ورودی با تراکم داخلی، کلیه امواج ضربه‌ای در درون کانال دهانه ایجاد می‌شوند. موج ضربه‌ای عمودی مرز بین جریان فرا صوت و فرو صوت ورودی به محفظه است که موقعیت آن نیز بر اساس فشار پشت دهانه تعیین می‌شود.

هنگام طراحی دهانه ورودی فراصوت، افزایش عدد ماخ پروازی نیازمند افزایش تعداد موج‌های ضربه‌ای مایل است تا بازیافت فشارسکون حفظ شود. همانگونه که در شکل ۲ مشاهده می‌شود، همچنان که تعداد امواج ضربه‌ای مایل قبل از موج ضربه‌ای عمودی انتهایی افزایش می‌یابند، بازیافت فشارسکون بیشتر می‌شود تا جاییکه تعداد موج ضربه‌ای مایل به بینهایت افزایش یابد که نشان دهنده جریان آیزنتروپیک است ولی اینکار به طولانی شدن جسم مرکزی، رشد لایه مرزی و پیامدهای تداخل آن با امواج ضربه‌ای می‌انجامد. از آنجا که ورودی موشک‌ها تقریباً همیشه دارای هندسه ثابت بوده، بنابراین بازیافت فشار در دهانه‌های دارای چند موج ضربه‌ای، تابع زوایای مخروط‌ها هستند. اسواتیش نشان داد که در یک دهانه ورودی، بازیابی فشارسکون که به صورت نسبت فشارسکون در خروجی دهانه به فشار سکون جریان آزاد تعریف می‌شود، زمانی به حداکثر می‌رسد که امواج ضربه‌ای مایل دارای قدرت یکسان باشند بنابراین زوایای مخروط‌ها باید به گونه‌ای انتخاب شوند که مولفه عمود بر موج به جز موج ضربه‌ای عمودی انتهایی بایکدیگر برابر باشند [۶]. شکل ۲ تغییرات بازیافت فشار دهانه نسبت به عدد ماخ در تعداد موج ضربه‌ای مختلف نشان می‌دهد.

¹ Forebody

² Centerbody

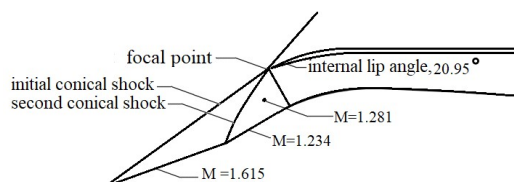
³ Critical

⁴ Supercritical

⁵ Subcritical

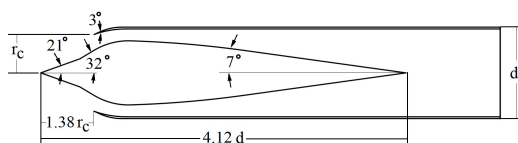
سطوح مخروط و عدد ماخ قبل از موج ضربه‌ای عمودی را نشان می‌دهد.

به منظور حفظ موج ضربه‌ای عمودی در موقعیت لبه دهانه، مساحت کانال فرو صوت باید با نرخ کمی افزایش یابد با این وجود ممکن است به منظور بهبود شرایط استارت از یک کانال همگرا-واگرا استفاده شود. بهبود مشخصات استارت دهانه در سرعت‌های فرا صوت با یک کلاهیک خمیده و نیز کاهش میزان انقباض در گلوگاه دهانه که می‌تواند عملکرد دهانه را بهبود بخشد، توسط کوبوتا گزارش شده است [۱۴].



شکل ۴- جزییات الگوی امواج ضربه‌ای و عددماخ در دهانه ورودی حاضر

داده‌های تجربی نشان می‌دهد که نرخ زیاد فرآیند پخش جریان فرو صوت، سبب جدایش لایه مرزی خواهد شد که به دنبال آن بازیافت فشار سکون کاهش یافته و سبب اعواج جریان درون محفظه احتراق می‌شود. این مسأله سبب می‌شود که نرخ افزایش مساحت در هر موقعیت محوری، به مخروطی با زاویه بین ۵ تا ۸ درجه محدود شود. انتخاب زوایای واگرایی کم، سبب افزایش طول و جرم جسم مرکزی خواهد شد [۱۵]. در شکل ۵ هندسه یکپارچه دهانه ورودی نمایش داده شده است.

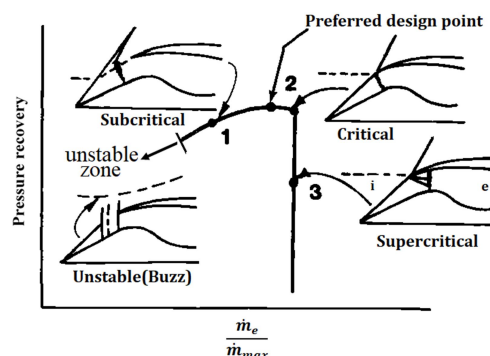


شکل ۵- هندسه دهانه ورودی حاضر

طبق مرجع [۹] نسبت فشار سکون در عرض موج ضربه‌ای از رابطه (۱) و براساس عدد ماخ ورود به آن تعیین می‌گردد. با توجه به زوایای بدست آمده برای مخروط‌ها، نسبت فشار سکون برای موج مخروطی اول و دوم برابر ۰.۹۸۳ و در عرض موج ضربه‌ای عمودی انتهایی برابر ۰.۹۸۲ است. این اعداد نشان می‌دهند که قدرت تمامی امواج ضربه‌ای تقریباً بایکدیگر برابر بوده و زوایا به صورت بهینه در نظر گرفته شده اند.

$$\frac{P_{0i+1}}{P_{0i}} = \left[\frac{\frac{\gamma+1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{1}{\frac{2}{\gamma+1} M^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (1)$$

سیستم کنترل سوخت باشد. در کار حاضر سعی شده است براساس الزامات موتور و با توجه به محدوده کارکرد سیستم کنترل سوخت، طراحی دهانه انجام گرفته و عملکرد آن به صورت یکپارچه با محفظه احتراق و کل موتور بررسی شود. با توجه به توانمندی سیستم کنترل سوخت، دبی سوخت نسبت به زمان تغییر داده شده و با حل گذرا تغییر پارامترهای دهانه به صورت پیوسته با زمان بدست آمده است.



شکل ۳- محدوده‌های عملکردی دهانه ورودی فرا صوت [۱۳]

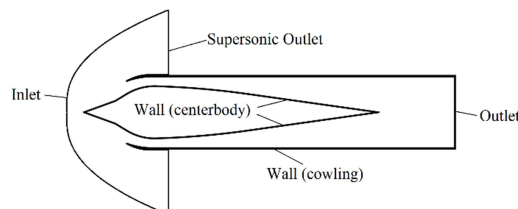
۲- طراحی دهانه ورودی براساس نیازمندی‌های موتور

عملکرد اصلی دهانه ورودی، تأمین جریان هوا به داخل موتور با نرخ مورد نیاز و بالاترین مقدار بازیافت فشارسکون و کمترین وزن و پسای خارجی است. دشواری طراحی دهانه ورودی، هنگامی که در میدان جریان جلو بدنه در زوایای حمله بالا قرار می‌گیرد بیشتر می‌شود. طراحی دهانه ورودی باید به گونه‌ای باشد که هنگام یکپارچه سازی آن با پرند بتواند الزامات مورد نیاز موتور از قبیل عددماخ و دبی هوای ورودی، بازیافت فشار، و نیازمندی‌های آیرودینامیکی پرند از قبیل زوایای حمله و حرکت سمتی و غیره را برآورده سازد [۱۳]. حداکثر کارایی موتور رمجت، در حداکثر دبی جرمی و بازیافت فشارسکون دهانه روی می‌دهد. برای مشخص کردن این مقدار حداکثری، ورودی باید دبی خاصی از جریان هوا را در هر عدد ماخ و یا زوایای حمله ارائه دهد. از آنجا که براساس رابطه پیوستگی، کل هوای وارد شده به دهانه باید از محفظه احتراق عبور کند، دهانه و موتور باید همیشه به صورت سازگار بایکدیگر عمل کنند. در اینجا متناسب با عدد ماخ طراحی ۲/۱ و نیز دبی مورد نیاز موتور، دهانه از نوع تراکم خارجی با دو مخروط طراحی شده است. با افزایش تعداد موج ضربه‌ای مایل بازیافت فشار سکون افزایش خواهد یافت. مطابق دبی و شرایط جریان آزاد که برای عملکرد موتور در نظر گرفته شده است، شعاع دهانه ورودی مشخص شده است. با توجه به آنالیز استوایش [۶]، زوایای مخروط به گونه‌ای تعیین شده‌اند که دهانه بهترین بازیافت فشار سکون را داشته باشد. با حل روابط تیلور-مک‌کول [۹] جریان روی مخروط حل شده و زاویه داخلی لبه کلاهیک براساس مشخصات جریان خروجی از امواج مخروطی مشخص شده‌اند. زاویه خارجی لبه کلاهیک به گونه‌ای است که علاوه بر اینکه یک موج متصل را به وجود می‌آورد، حداقل ضخامت قابل ساخت را نیز داراست. شکل ۴ جزییات عدد ماخ روی

۳- شبیه سازی عملکرد دهانه ورودی

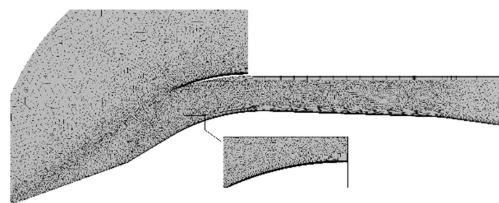
لزجت جریان، وجود لایه مرزی و اصطکاک جریان با سطوح دهانه، میدان جریان درون دهانه ورودی را پیچیده می‌کند. همچنین افزایش فشار ناشی از ایجاد موج ضربه‌ای، افزایش ضخامت لایه مرزی و جدایش آن و نیز تداخل امواج با لایه مرزی بر این پیچیدگی می‌افزاید. این مساله سبب می‌شود که روش‌های تحلیلی نتوانند میدان جریان درون دهانه را به صورت کامل مدل کنند. علاوه بر این تست‌های تجربی نیز بسیار گران قیمت بوده و برای برخی از مدل‌های ویژه قابل بکارگیری است. بر این اساس به منظور درک دقیق و صحیح‌تر از عملکرد دهانه، تحلیل جریان لزج با استفاده از نرم‌افزار دینامیک سیالات محاسباتی CFX انجام گرفته است.

شکل ۶ شرایط مرزی جریان را نشان می‌دهد. به منظور بررسی جزئیات جریان در نزدیکی لبه کلاهدک، دامنه حل بخشی از سطح بیرونی کلاهدک را نیز شامل شده است.



شکل ۶- دامنه حل عددی و شرایط مرزی

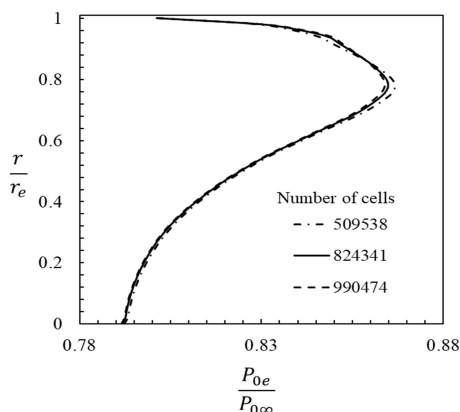
برای شبیه‌سازی اغتشاشات، مدل K-ε انتخاب شده است. سادگی، همگرایی مناسب و حساسیت کم نسبت به مشخصات جریان آزاد و همچنین نتایج قابل قبول در گستره وسیعی از جریان شاره‌ها از مزایای این مدل است [۱۶]. به منظور حصول اطمینان از عدم وابستگی نتایج حل به اندازه و تعداد سلول‌های شبکه، شبیه‌سازی جریان برای شبکه‌های مختلف صورت گرفته است. شکل ۷ نمونه‌ای از شبکه‌بندی دامنه حل را نشان می‌دهد.



شکل ۷- شبکه‌بندی غیرسازمان دامنه حل

شکل ۸ پروفیل نسبت فشار سکون در خروجی دهانه در تعداد سلول مختلف را نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که از یک عدد خاص، با افزایش تعداد سلول تغییری در نتایج حاصل نشده است. شکل ۹ توزیع فشار استاتیک را در عدد ماخ طراحی و پس‌فشارهای مختلف نشان می‌دهد. پرش‌های ناگهانی نمودار، نمایانگر عبور جریان از امواج ضربه‌ای مایل اولیه، ثانویه و موج عمودی انتهایی است. در هر نمودار موقعیت آخرین پرش ناگهانی، محل تشکیل موج عمودی انتهایی را نشان می‌دهد. در شرایط فرا بحرانی، یک موج مایل روی سطح داخلی

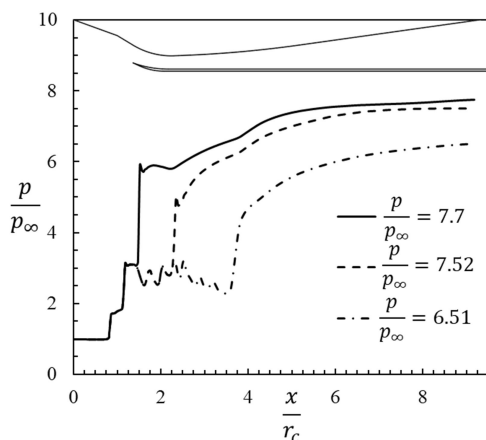
لبه ایجاد شده و به سمت پایین دست جریان، بین سطوح جسم مرکزی و سطح داخلی کلاهدک، برخورد و بازتاب می‌کند تا نهایتاً به یک موج عمودی منتهی شود. همچنانکه جریان از بین سیستم امواج ضربه‌ای عبور می‌کند، ماخ جریان کاهش و فشار آن افزایش می‌یابد.



شکل ۸- اثر اندازه شبکه بر پروفیل نسبت فشار سکون در خروجی دهانه

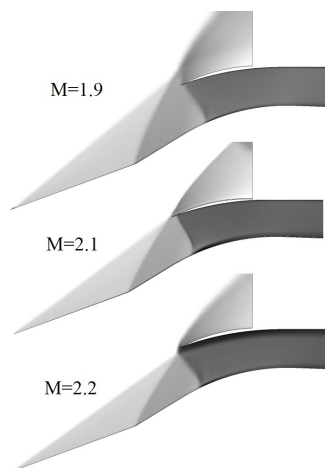
جریان در کانال داخلی، با عبور از امواج ضربه‌ای بازتاب شده و امواج انبساطی، یک فشردگی-انبساط پی‌درپی را متحمل می‌شود. توزیع فشار و عدد ماخ روی خط میانی دهانه، این مساله را به وضوح نشان می‌دهد. پس از آن جریان با عبور از موج عمودی، با سرعت فروصوت وارد دیفیوزر واگرا شده و به جهت افزایش مساحت کانال، سرعت آن بازهم کاهش و فشار افزایش می‌یابد.

به دلیل اثرات لزجت، لایه مرزی روی هردو سطح جسم مرکزی و کلاهدک دهانه وجود دارد. ضخیم شدن ناگهانی لایه مرزی در پشت موج قائم، شبیه یک نازل همگرا عمل نموده و سطح موثر عبوری را کاهش می‌دهد. بنابراین جریان دوباره شتاب گرفته و بلافاصله بعد از موج عمودی انتهایی، فشار کاهش می‌یابد. این مساله در شکل ۹ به صورت یک افت فشار پس از موج عمودی، به وضوح قابل مشاهده است. با حرکت موج ضربه‌ای به سمت پایین دست این اثر کاهش می‌یابد.



شکل ۹- توزیع نسبت فشار استاتیک روی خط میانی دهانه در پس‌فشارهای مختلف در عدد ماخ M=2.1

جریان آزاد^۱ تقریباً ثابت و برابر مساحت تصویر شده لبه دهانه است بنابراین دبی جریان تقریباً برابر شرایط طراحی است. مطابق شکل ۱۲ در ماخ کمتر از طراحی، شیب امواج افزایش یافته است. این مساله باعث می‌شود که خط جریان متصل شده به لبه کلاهدک، خمیده‌تر شده و سرریز جریان افزایش یابد، در این حالت دبی جریان نسبت به حالت طراحی کمتر شده است. برای اعداد ماخ ۲/۱ و ۲/۲ با افزایش دبی جریان تا مقدار بیشینه، بازیافت فشار افزایش می‌یابد تا به یک مقدار بیشینه برسد پس از آن نمودار به صورت ناگهانی کاهش می‌یابد در حالیکه در ماخ ۱/۹ در نسبت دبی‌های کمتر از ۱ نیز بازیافت فشار تقریباً ثابت است.



شکل ۱۲- الگوی امواج ضربه‌ای در اعداد ماخ متفاوت

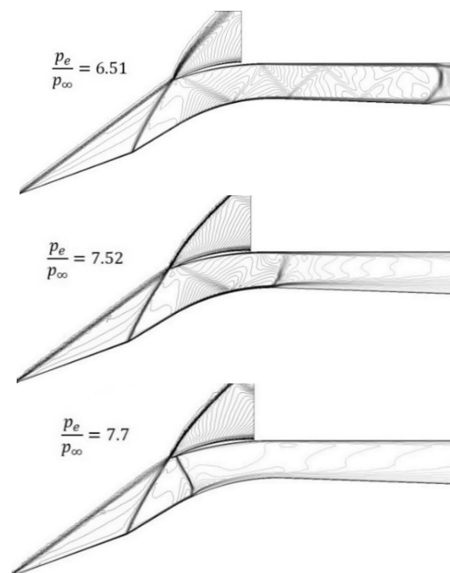
۴- شبیه سازی عملکرد یکپارچه موتور و دهانه ورودی

به منظور بررسی عملکرد دهانه به صورت یکپارچه با محفظه احتراق، حل عددی روی دهانه ورودی به همراه محفظه احتراق نیز انجام گرفته است. براساس داده‌های بدست آمده از بخش قبل محدوده عملکرد دهانه مشخص شده و میزان سوخت، متناسب با مقداری که موج عمودی را در محدوده مورد نظر حفظ کند توسط آنژکتورهای سوخت تزریق می‌شود. برای اجتناب از رسم جزییات هندسه محفظه، سادگی بیشتر و همچنین کاهش زمان حل، تنها بخش‌های اصلی موتور مدل شده است. تعدادی آنژکتور که روی یک حلقه قرار گرفته‌اند، سوخت مایع را با سرعت، زاویه پاشش و قطر قطره مشخص و متناسب با کارایی آنژکتور موجود، در بالادست محفظه اسپری می‌کند. مقادیر مربوط به این پارامترها در جدول آورده شده است.

جدول ۱- مشخصات پاشش سوخت

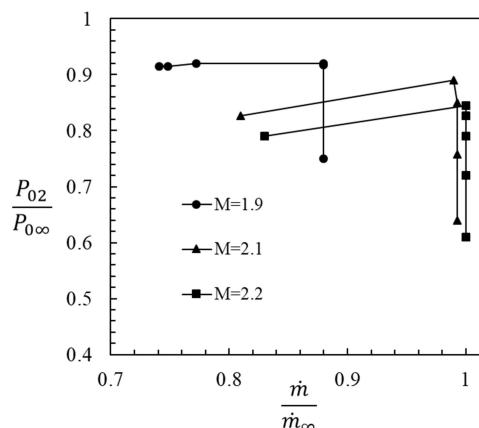
سرعت پاشش	۳۰ متربرثانیه
زاویه پاشش	۴۵ درجه
قطر قطرات سوخت	۵۰ میکرون

کانتور عدد ماخ در سه موقعیت موج ضربه‌ای در شکل ۱۰ آورده شده است. در عدد ماخ طراحی ۲/۱ دو موج مایل روی سطح مخروط ایجاد می‌شود که بلافاصله بالای لبه کلاهدک، به یکدیگر می‌پیوندند و در اطراف دهانه امتداد می‌یابد. افزایش پس‌فشار دهانه سبب حذف امواج انبساطی و حرکت موج عمودی انتهایی به سمت بالادست شده و در نسبت فشار استاتیک ۷/۷ موج به لبه دهانه رسیده است.



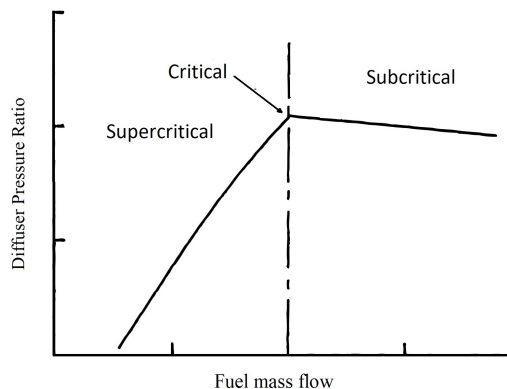
شکل ۱۰- کانتورهای عدد ماخ در پس‌فشارهای مختلف دهانه

شکل ۱۱ منحنی مشخصه دهانه را در اعداد ماخ مختلف نشان می‌دهد. براساس این منحنی، حداکثر بازیابی فشار در ماخ ۱/۹ و بیشترین دبی جریان در ماخ ۲/۲ بدست می‌آید. همچنین عدد ماخ افزایش می‌یابد امواج قوی‌تر شده و بازیافت فشار را کاهش می‌دهد. در عدد ماخ طراحی ۲/۱، نقطه تمرکز امواج مایل روی لبه دهانه قرار گرفته و حتی در ماخ بالاتر می‌تواند وارد دهانه شود (شکل ۱۲). در عدد ماخ ۲/۲ نسبت دبی جریان به عدد ۱ رسیده است که به ندرت می‌تواند به مقدار بسیار کمی بالاتر از ۱ نیز برسد. در این حالت مساحت لوله



شکل ۱۱- منحنی‌های عملکردی دهانه

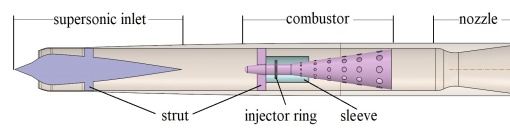
¹ Free stream tube



شکل ۱۵- اثر دبی سوخت بر رژیم عملکردی دهانه ورودی [۱۷]

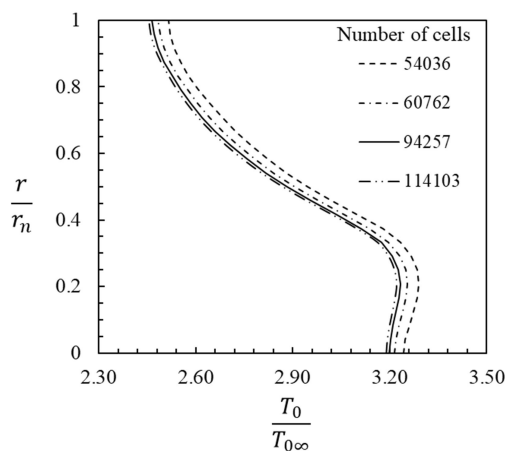
در عدد ماخ طراحی ۲/۱ در نسبت دبی سوخت ۱، پس فشار دهانه به مقدار بیشینه رسیده و پس از آن به دلیل سرریز دهانه، فشار کاهش یافته است. ملاحظه می‌شود که با افزایش عدد ماخ، به منظور دستیابی به حداکثر پس فشار، دبی سوخت بیشتری مورد نیاز است. همچنین در عدد ماخ ۱/۹ از یک مقدار دبی سوخت خاص، افزایش میزان سوخت تأثیر چندانی در پس فشار دهانه نداشته است. این مساله را می‌توان ناشی از آن دانست که بدلیل سرریز زیاد دهانه، احتراق ناقص بوده و به همین دلیل افزایش میزان سوخت نتوانسته است دمای محفظه و در نتیجه پس فشار دهانه را افزایش دهد. مطابق شکل ۱۵ در هر عدد ماخ عملکرد دهانه به دو قسمت فرابحرانی و فرو بحرانی تقسیم می‌شود که به وسیله یک ناپیوستگی (شرایط بحرانی) از یکدیگر جدا می‌شود. در شکل ۱۶ می‌توان مشاهده نمود که در تمامی اعداد ماخ در رژیم فرابحرانی، افزایش دبی سوخت، نسبت فشار را افزایش داده و موتور را به سمت شرایط نقطه طرح می‌برد. این در حالی است که در عملکرد فروبحرانی نسبت فشار، دو رفتار مختلف دارد. به گونه‌ای که ممکن است با افزایش دبی سوخت، نسبت فشار ثابت بوده و یا روند کاهشی داشته باشد، در این شرایط افزایش بیشتر دبی سوخت برای جبران فشار، بی‌ثمر بوده و ادامه اینکار به بیرون زدن شعله از انتهای محفظه و یا از دست رفتن موتور منجر می‌شود.

شکل ۱۳ هندسه موتور برای شبیه‌سازی یکپارچه محفظه و دهانه ورودی را نشان می‌دهد.



شکل ۱۳- مدل موتور به صورت یکپارچه

برای شبیه‌سازی احتراق در محفظه از مدل اضمحلال ادی^۱ (EDM) استفاده شده است. در بسیاری از موارد نرخ واکنش‌های شیمیایی در مقایسه با فرآیندهای اختلاط آشفته بسیار سریع‌تر است. بر اساس همین فرض مدل EDM توسط مگنوسن توسعه داده شد [۱۷]. بدلیل هزینه محاسباتی پایین، این مدل در بسیاری از جریان‌های صنعتی و مسائل مهندسی که جزئیات سینتیک شیمیایی در آنها مورد نیاز نیست، شدیداً مورد توجه است و همچنین ابزار بسیار مناسبی برای بررسی اثرات مستقیم آشفته‌گی روی واکنش‌های شیمیایی است [۱۸]. در این بخش نیز برای اطمینان از عدم وابستگی نتایج به تعداد سلول شبکه، استقلال شبکه بررسی شده است. شکل ۱۴ پروفیل نسبت دمای سکون در صفحه ورودی نازل در تعداد سلول مختلف را نشان می‌دهد.



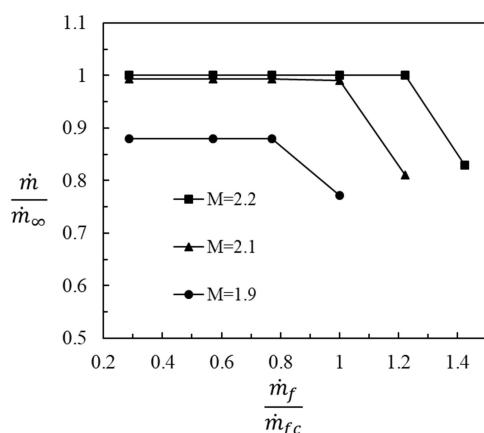
شکل ۱۴- اثر اندازه شبکه بر پروفیل نسبت دمای سکون در صفحه ورودی نازل

۴-۱- شبیه‌سازی یکپارچه عملکرد پایا

در این بخش با به توجه میزان دبی هوای ورودی و عملکرد مورد انتظار موتور، دبی سوخت متناسب با نسبت سوخت به هوای مختلف افزایش یافته و عملکرد دهانه مورد بررسی قرار گرفته است. این روند در عدد ماخ طراحی ۲/۱ و ماخ‌های خارج از طرح ۱/۹ و ۲/۲ انجام گرفته است. شکل ۱۵ نشان می‌دهد که با افزایش میزان سوخت فشار در صفحه خروجی دهانه افزایش می‌یابد.

^۱ Eddy Dissipation

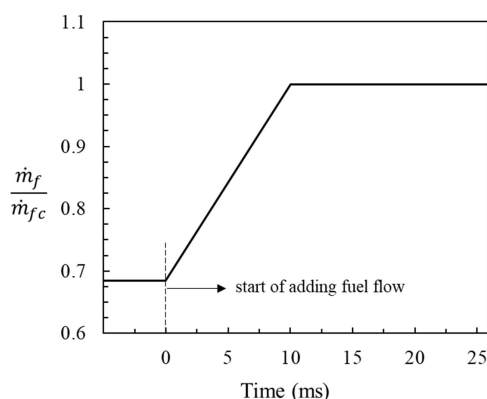
ابتدا، دهانه، کل دبی ورودی را جذب نکرده است که نشان می‌دهد دهانه دارای سرریز جریان بوده است. این مسأله را می‌توان ناشی از عدم قرارگیری امواج روی لبه دهانه دانست.



شکل ۱۸- اثر تغییرات دبی سوخت بر نسبت دبی هوای دهانه

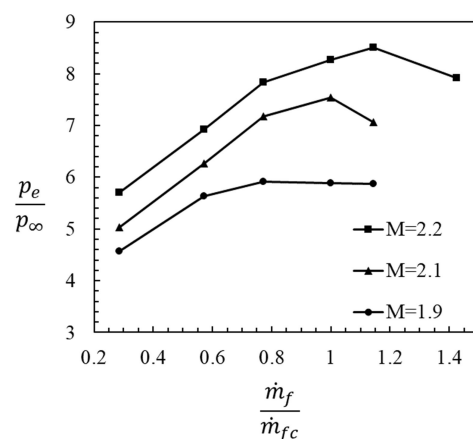
۲-۴- شبیه‌سازی عملکرد گذرا

به منظور بررسی جریان و نیز چگونگی عملکرد دهانه در پاسخ به تغییرات دبی سوخت و همچنین تعیین سرعت حرکت موج ضربه‌ای در دهانه، حل گذرا بین دو مقدار دبی سوخت مشخص و در عدد ماخ طراحی ۲/۱ انجام گرفته است. شرایط اولیه موتور مطابق عملکرد پایا در نسبت سوخت به هوای ۰.۰۲۷ در نظر گرفته شده است. با توجه توانایی عملکرد سیستم تزریق سوخت موجود، مطابق شکل ۱۹، تابع تزریق به صورت یک شیب در مدت ۱۰ میلی‌ثانیه، تا نسبت سوخت به هوای ۰.۰۴ افزایش یافته است. مقدار بیشینه دبی سوخت برابر مقداری است که موج ضربه‌ای را بتوان در لبه دهانه نگه داشت. اثر این میزان دبی سوخت، در حل پایای دهانه مورد بررسی قرار گرفت. پس از آن همین مقدار دبی تا زمان ۳۰ میلی‌ثانیه ثابت می‌ماند. این مسأله می‌تواند چگونگی عملکرد دهانه را در حالت افزایش پیوسته دبی سوخت نشان دهد.



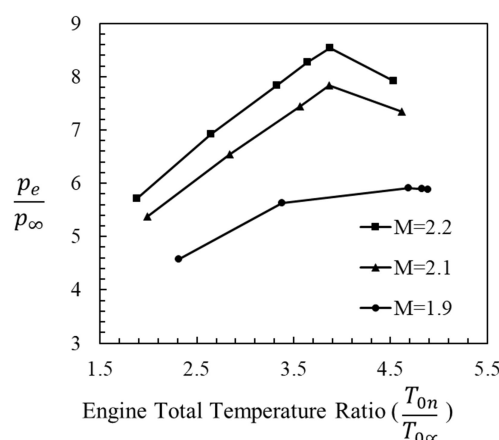
شکل ۱۹- تغییرات دبی سوخت با زمان

شکل ۲۰ نشان می‌دهد که با شروع افزایش دبی سوخت، پس فشار



شکل ۱۶- اثر تغییرات دبی سوخت بر پس فشار دهانه ورودی

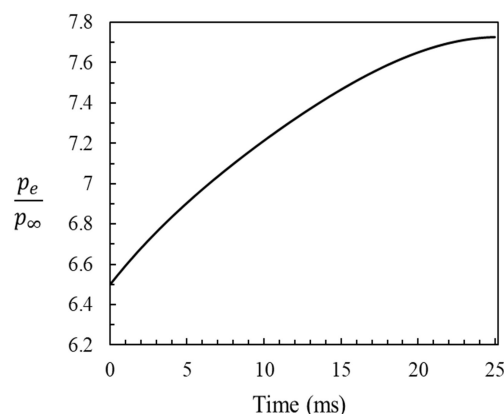
از آنجا که موقعیت موج عمودی انتهایی توسط پس فشار دهانه تعیین می‌شود بنابراین می‌توان انتظار داشت که افزایش میزان سوخت سبب حرکت موج ضربه‌ای عمودی به سمت بالادست شود. تا زمانی که موج ضربه‌ای عمودی به لبه دهانه برسد، دبی هوای ورودی ثابت بوده و با افزایش میزان سوخت، احتراق به شرایط بهینه نزدیک‌تر شده است. در این شرایط، دمای محفظه و در نتیجه پس فشار دهانه افزایش می‌یابد (شکل ۱۷). با حرکت موج ضربه‌ای عمودی به سمت لبه دهانه، موج ضربه‌ای در عدد ماخ پایین‌تری تشکیل می‌گردد. این مسأله سبب می‌شود که بازیافت فشار سکون افزایش یابد. بیشترین مقدار بازیافت فشار زمانی است که نسبت فشار در خروجی دهانه در مقدار بیشینه ۷.۸۳ و موج ضربه‌ای در نزدیکی لبه دهانه قرار دارد.



شکل ۱۷- تغییرات پس فشار دهانه با نسبت دمای سکون در موتور

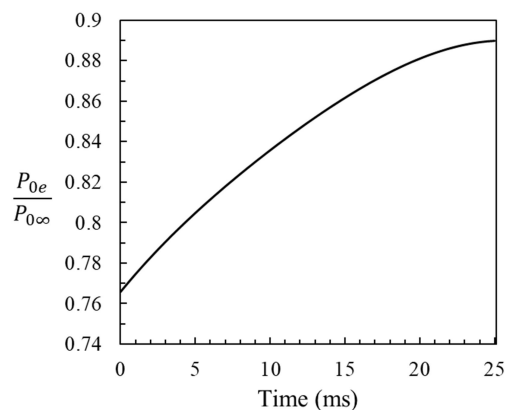
براساس شکل ۱۸، در عدد ماخ طراحی و بالاتر از آن، کل دبی هوای ورودی توسط دهانه جذب شده است و تا زمانیکه افزایش دبی سوخت، پس فشار دهانه را به بیش از پس فشار بحرانی افزایش نداده است دبی جذب شده همچنان ثابت باقی مانده است. به عبارت دیگر در محدوده عملکرد فرابحرانی تا عملکرد بحرانی، دبی هوای ورودی، ثابت و برابر حداکثر مقدار قابل دستیابی است. در عدد ماخ ۱/۹ از همان

دهانه نیز افزایش یافته است. همچنین پس از ثابت شدن دبی سوخت، فشار همچنان روند افزایشی داشته تا اینکه در نهایت پس از حدود ۲۳ میلی ثانیه به یک مقدار تقریباً ثابت رسیده است.



شکل ۲۰- تغییرات پس فشار دهانه با زمان

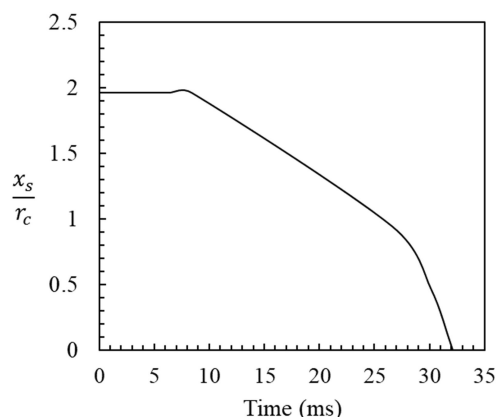
با افزایش پس فشار دهانه موج ضربه‌ای عمودی به سمت بالادست حرکت می‌کند. در این بین سرعت حرکت موج ضربه‌ای و موقعیت آن در هر لحظه نسبت به تغییرات پس فشار دهانه، از پارامترهای کلیدی هستند که مقدار آن در طراحی سیستم موتور و سامانه کنترل سوخت از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. متناسب با افزایش پس فشار، بازیافت فشار سکون نیز افزایش می‌یابد. روند این افزایش در شکل ۲۱ دیده می‌شود.



شکل ۲۱- تغییرات بازیافت فشار سکون دهانه با زمان

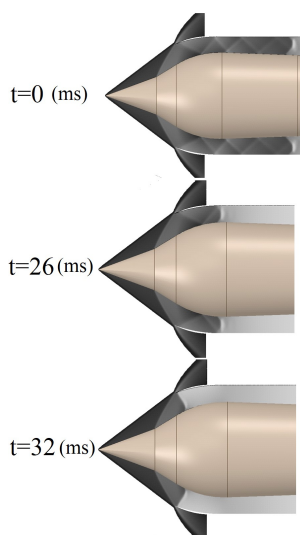
شکل ۲۲ موقعیت موج ضربه‌ای را در هر لحظه نشان می‌دهد. ملاحظه می‌شود که با شروع افزایش سوخت، موج ضربه‌ای با سرعت حدود ۳ متر بر ثانیه از موقعیت ابتدایی خود به نزدیکی گلوگاه رسیده و پس از آن فاصله بین گلوگاه تا لبه دهانه را با سرعت حدود ۱۸ متر بر ثانیه پیموده است. همچنین می‌توان دید که در ابتدای پاشش سوخت، موج کمی به سمت پایین دست حرکت کرده است. این مساله ناشی از آن است که با افزایش دبی سوخت، دمای محفظه و به تبع آن پس فشار دهانه کاهش یافته است بنابراین موج ابتدا به سمت پایین دست جابه‌جا شده و پس از تبخیر و اشتعال سوخت، که دما و فشار

روند افزایشی داشته‌اند، موج شروع به حرکت به سمت بالادست نموده است.



شکل ۲۲- تغییرات فاصله موج ضربه‌ای عمودی از لبه دهانه با زمان

کانتور عدد ماخ و موقعیت ضربه‌ای نسبت به لبه کلاهیک دهانه در شکل ۲۳ نیز قابل مشاهده است.



شکل ۲۳- کانتور عدد ماخ در زمان‌های مختلف

توزیع نسبت فشار استاتیک روی خط میانی دهانه در شکل ۲۴، تغییر محل موج ضربه‌ای عمودی را در سه زمان متوالی نشان می‌دهد. با مقایسه این شکل و شکل ۸ می‌توان دریافت که عملکرد دهانه در حالت یکپارچه با عملکرد آن به صورت مجزا، بسیار شبیه است. البته باید توجه داشت که پروفیل پس فشار در مقطع خروجی دهانه که توسط محفظه احتراق اعمال می‌شود، سبب اختلاف جزئی در تعیین موقعیت موج ضربه‌ای عمودی و الگوی تغییرات فشار استاتیک می‌شود. با تغییر موقعیت موج ضربه‌ای عمودی، عدد ماخ پشت موج نیز تغییر خواهد نمود.

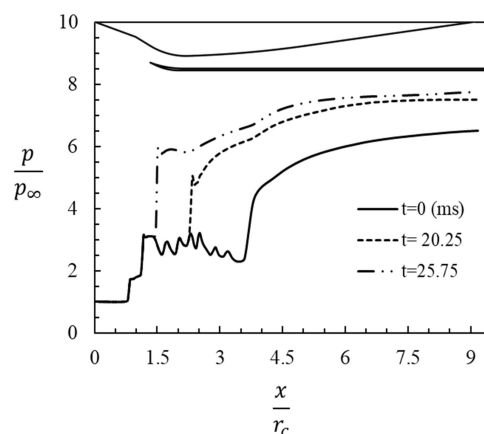
می‌دهد که با افزایش میزان سوخت دمای سکون در محفظه افزایش می‌یابد که سبب افزایش پس‌فشار دهانه شده و می‌تواند موج را به سمت بالادست یا پایین دست جابه‌جا کند. این مساله به خودی‌خود می‌تواند سبب تغییر در پارامترهای اصلی دهانه مثل دبی و بازیافت فشار و ماخ خروجی جریان شود. تزریق سوخت بیش از حد مطابق افزایش فشار زیاد در خروجی دهانه است که می‌تواند سبب ورود دهانه به رژیم فرو بحرانی و یا حتی شرایط عملکرد ناپایا شود. در حل گذرا همچنانکه سوخت به صورت پیوسته افزایش می‌یابد موج ضربه‌ای با سرعت خاصی شروع به حرکت به سمت بالادست نموده و پس از گذر از گلوگاه دهانه سرعت آن افزایش می‌یابد. با افزایش میزان سوخت، عدد ماخ خروجی دهانه (ماخ ورود به محفظه) کاهش می‌یابد هرچند که در عقب‌ترین موقعیت موج نیز عدد ماخ خروجی در محدوده قابل قبولی است.

۶- فهرست علائم

m	دبی جرمی (kg s^{-1})
$\dot{m}_\infty$	دبی جریان آزاد که از لوله‌ای با شعاع لبه دهانه عبور می‌کند (kg s^{-1})
M	عدد ماخ
p	فشار استاتیک ($\text{kg m}^{-1} \text{s}^{-2}$)
r	شعاع (m)
T	دما (K)
x	فاصله محوری از لبه کلاهک دهانه (m)
زیر نویس‌ها	
c	کلاهک دهانه
e	صفحه خروجی دهانه
n	صفحه ورودی نازل
s	پارامتر مربوط به موج ضربه‌ای عمودی انتهایی
0	شرایط سکون
∞	شرایط جریان آزاد

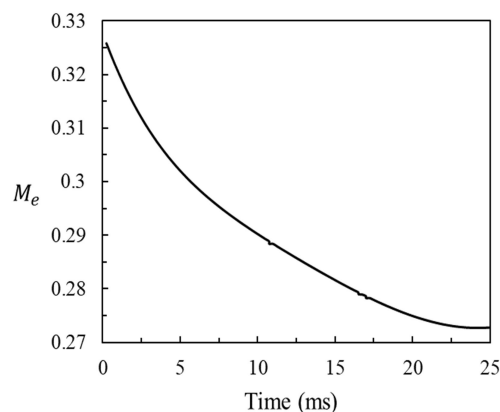
۷- مراجع

- [1] Pu Y., Huang G., Fengyuan Z., Xia C. Numerical investigation of two-dimensional supersonic variable geometry inlet for ramjet, in 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference (p. 2415).
- [2] M Akbarzadeh., Kermani. M., Numerical simulations of inviscid airflows in ramjet inlets, *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, Vol. 33, No. 2, pp. 271-296, 2009.
- [3] Fleeman E. L., *Tactical missile design*: American Institute of Aeronautics and Astronautics Reston, 2006.
- [4] Ryu K. J., Lim S., Song D.J., A computational study of the effect of angles of attack on a double-cone type supersonic inlet with a bleeding system, *Computers & Fluids*, Vol. 50, No. 1, pp. 72-80, 2011.
- [5] Oates G. C., *Aircraft propulsion systems technology and design*: Aiaa, 1989.



شکل ۲۴- توزیع نسبت فشار استاتیک روی خط میانی دهانه در زمان‌های مختلف

از آنجا که عدد ماخ خروجی دهانه به منظور حفظ احتراق پایدار باید در محدوده مناسبی قرار داشته باشد، بنابراین مقدار آن در هر موقعیت موج ضربه‌ای از پارامترهای مهم عملکردی دهانه است. با توجه به تغییرات عدد ماخ نسبت زمان، می‌توان دریافت که با جابه‌جایی موج به سمت بالادست، ماخ خروجی دهانه به صورت پیوسته کاهش یافته است. همچنین باید توجه داشت که حداکثر عدد ماخ که در عقب‌ترین موقعیت موج ضربه‌ای بدست آمده است، نیز در حدود ۰.۳۳ بوده که در محدوده مناسبی از سرعت قرار دارد (شکل ۲۵).



شکل ۲۵- تغییرات عدد ماخ خروجی دهانه نسبت به زمان

۵- نتیجه‌گیری

در این مقاله یک دهانه ورودی فراصوت متقارن محوری تراکم خارجی بر اساس نیازمندی‌های یک موتور رمجت برای عملکرد در عدد ماخ ۲/۱ طراحی شده و شبیه‌سازی دهانه به صورت مجزا و یکپارچه با محفظه احتراق انجام شده است. علاوه بر اثر تزریق سوخت بر دهانه در عملکرد پایا، برای یک تابع پاشش سوخت خاص، حل گذرا نیز انجام گرفته است. توزیع فشار در دهانه به صورت مجزا بسیار شبیه به حالت نصب شده بر موتور بوده، هرچند که اثرات پروفیل فشار اعمال شده در مقطع خروجی دهانه، می‌تواند اختلافاتی را ایجاد کند. نتایج نشان

- [6] Oswatitsch K., *Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds (the efficiency of shock diffusers)*, in: *Contributions to the Development of Gasdynamics*, Eds., pp. 290-323: Springer, 1980.
- [7] Farokhi S., *Aircraft propulsion*: John Wiley & Sons, 2014.
- [8] Saravanan R., Desikan S., Muruganandam T., Effect of back pressure and freestream dynamic pressure on a typical Ramjet engine duct under realistic supersonic inlet condition, *The Aeronautical Journal*, Vol. 122, No. 1247, pp. 83-103, 2018.
- [9] Zucrow M. J., Hoffman J. D., *Gas dynamics*, New York: Wiley, 1976, 1976.
- [10] Seddon J., Goldsmith E. L., *Intake aerodynamics*: Amer Inst of Aeronautics &, 1999.
- [11] Hill P. G., Peterson C. R., *Mechanics and thermodynamics of propulsion*, Reading, MA, Addison-Wesley Publishing Co., 1992, 764 p., 1992.
- [12] Herrmann D., Siebe F., Gülhan A., Pressure fluctuations (buzzing) and inlet performance of an airbreathing missile, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 4, pp. 839-848, 2013.
- [13] Hemsch M. J., Nielsen J. N., *Tactical missile aerodynamics*, 1986.
- [14] Kubota S., Tani K., Masuya G., Aerodynamic performances of a combined cycle inlet, *Journal of propulsion and power*, Vol. 22, No. 4, pp. 900-904, 2006.
- [15] Mahoney J. J., *Inlets for supersonic missiles*: Amer Inst of Aeronautics &, 1990.
- [16] Tu J., Yeoh G.-H., Liu C., *Computational fluid dynamics: a practical approach*: Butterworth-Heinemann, 2018.
- [17] Magnussen B. F., Hjertager B. H., On mathematical modeling of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion, in *Proceeding of*, Elsevier, pp. 719-729.
- [18] Kassem H. I., Saqr K. M., Aly H. S., Sies M. M., Wahid M. A., Implementation of the eddy dissipation model of turbulent non-premixed combustion in OpenFOAM, *International Communications in Heat and Mass Transfer*, Vol. 38, No. 3, pp. 363-367, 2011.