

حل گذرا جریان گردابی در محفظه احتراق یک موتور پیشران فضایی

علی سرداری^{۱*}، روح ا... طاهری نژاد^۲، سینا حسن پور^۳

۱- کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی مکانیک

۲- دکتری، دانشگاه گیلان، دانشکده مهندسی مکانیک

۳- کارشناس ارشد، دانشگاه تهران، دانشکده مهندسی مکانیک (همکار تحقیقاتی)

*نویسنده مخاطب، shamsr.taheer93@gmail.com

چکیده

تحلیل بالستیک داخلی یکی از بخش‌های اصلی در فرآیند طراحی موتورهای موشکی سوخت جامد است. این تحلیل به بررسی جریان درون موتور در طی زمان کارکرد آن می‌پردازد. پارامترهای مختلفی بر این شبیه‌سازی موثرند که از جمله آن‌ها می‌توان به سوزش فرسایشی، جریان دوفازی و ناپایداری‌های احتراق اشاره نمود. تاکنون تحقیقات زیادی در داخل و خارج از کشور در زمینه شبیه‌سازی جریان و حل بالستیک داخلی موتور صورت گرفته است که در ادامه به برخی از آن‌ها اشاره می‌شود.

در این مقاله، به کمک نرم افزار فلونتت، بالستیک داخلی موتور، با حل معادلات متقارن محوری نوابراستوکس، بر روی شبکه‌ی باسازمان و متحرک با مدل توربولانسی بسیار دقیق شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) شبیه‌سازی شده و نمودار تغییرات فشار موتور و دیگر مشخصه‌ها در طی زمان سوزش، استخراج می‌شود. به منظور شبیه‌سازی گذرای جریان در طول زمان سوزش، به سیستم‌های محاسباتی بسیار قوی نیاز می‌باشد، که در این پژوهش به منظور استفاده از مدل توربولانسی شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ که از نقطه نظر شبیه‌سازی بسیار وقت‌گیر می‌باشد، از ابر کامپیوتر دانشگاه تهران (سیمرغ) با ۴۸ هسته‌ی محاسباتی در طول ۶ ماه استفاده شده است. هر چند در داخل کشور کسدهای شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور مناسبی وجود دارد اما از این روش می‌توان در شبیه‌سازی پدیده سوزش فرسایشی موتور، اثرات اجزای درون موتور مانند پایه‌ی سوخت و عایق سوخت در جریان گاز و روند سوزش گرین، اثرات خروج قطعات سوخت و عایق در فشار عملکرد موتور و دیگر وقایع درون موتور که از تونلایی این کدها خارج است، بهره برد. در این تحقیق، سعی شده است تا در گام اول امکان استفاده از قابلیت جدید نرم افزار فلونتت که پیشتر توسط محققان خارجی در موارد دیگری بکار گرفته شده است را در مورد موتور بررسی کرد و در مرحله بعد با توجه به عدم دسترسی به منابع و مراجع مناسب و کافی، این قابلیت را در یک موتور با گرین ساده اجراء نمود.

کلیدواژه‌ها: جریان گردابی، حل گذرا، موتور

۲- مروری بر مطالعات انجام شده

میرساجدی و کریمیان [1] در سال ۱۳۷۷ شبیه‌سازی یک بعدی بالستیک داخلی موتور موشک سوخت جامد را برای یک موتور درون سوز از طریق حل عددی معادلات شبیه یک بعدی اوپلر به روش المان محدود بر مبنای حجم متزل انجام دادند. آن‌ها اثر سوزش فرسایشی را با کار گوتلیب و گریتریکس [2] در زمینه مطالعه‌ی عددی اثر شتاب طولی در بالستیک داخلی موتور راکت جامد، که بدون لحاظ سوزش فرسایشی بوده مقایسه کرده‌اند. آملی و کریمیان [3] در سال ۱۳۷۹ بالستیک داخلی موتور درون‌سوز را با حل معادلات تقارن محوری اوپلر بر روی شبکه بی سازمان متحرک شبیه سازی کرده اند، که در آن معادلات حاکم با روش المان محدود بر مبنای حجم کنترل بر روی شبکه حل که شامل المان‌های مثلثی است گسسته می‌شوند. این گروه تحقیقاتی در همان سال بالستیک داخلی موتور درون سوز-بیرون سوز را با حل معادلات شبه یک بعدی و گذرای اوپلر شبیه سازی کرده اند [4] که در آن از یک روش المان محدود بر مبنای حجم کنترل استفاده شده است.

۱- مقدمه

حاجی حسینی و مظاهری [5] در سال ۱۳۷۹ شبیه سازی صفر بعدی عقب نشینی سطح سوزش موتور را مورد بررسی قرار داده اند. در این تحقیق محفظه احتراق موتور به عنوان یک حجم معیار فرض شده و معادله پیوستگی داخل آن حل می‌شود. ایشان نیز در همان سال شبیه سازی یک بعدی بالستیک داخلی موتور را مورد بررسی قرار دادند [6] و از روش عددی جیمسون برای حل معادلات جریان تک فازی استفاده کردند. کریمی و اسماعیلی [7] در سال ۱۳۷۹ تحقیقی در مورد شبیه سازی بالستیک داخلی یک سیستم راه انداز سوخت جامد انجام دادند. مرادی و کریمی در سال ۱۳۸۵ شبیه‌سازی صفر بعدی بالستیک داخلی برای گرین‌های سه بعدی را به انجام رساندند. همچنین تحقیقات تجربی و عددی گسترده‌ای برای تحلیل بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد انجام شده است. در این میان موشک‌های سوخت جامد بدون شیپوره نیز توجه بسیاری از پژوهشگران را به خود جلب کرده است. پروسنکی (۱۹۸۱) تأثیر موتورهای موشک

در چند سال اخیر نیازمندی‌های صنایع مختلف دنیا در زمینه مسایل حالت گذرا و متحرک باعث شده است تا تلاش فراوانی در زمینه حل این مسایل از طریق دینامیک سیالات محاسباتی به کمک شبکه متحرک انجام شود. با مدل شبکه متحرک، مشاهده، فهم و یادگیری در مورد جریان پیچیده سیال توسعه‌ی بیشتری یافته است. این مدل اجازه حرکت اختیاری مرزهای سیال و ضبط پاسخ سیال به حرکت از پیش تعیین شده‌ی مرز را می‌دهد. در حال حاضر استفاده از این روش کاربردهای فراوانی در مسایل مهم نظامی و به خصوص علوم هوافضا پیدا کرده‌است. این قابلیت جدید کاربردهای زیادی دارد که برخی از آنها عبارتند از: جدایش مخزن و بمب از هواپیما، پرتاب موشک، جدایش مراحل موشک، ماشین آلات توربینی، پمپ‌های تزریق سوخت، جریان‌های درون سیلندر، دریچه‌های متحرک و تجهیزات مخلوط.

محاسباتی ۱ به ازای هر گام زمانی ۵۰ در نظر گرفته شده است. فشار اولیه در موتور ۴۸ بار و طول زمان محاسبه تقریباً ۳ ثانیه می‌باشد. در جدول ۱ سایر تنظیمات نرم‌افزاری ذکر شده است.

جدول ۱: تنظیمات نرم‌افزاری شبیه‌سازی حاضر

| t | 10 ⁻⁶ -10 ⁻⁸ | Viscous odel | LES |
|-------------|------------------------------------|------------------------|--------------|
| Iteration/t | 50 | Scheme | PISO |
| Solver | Pressure based | formulation Transient | Second order |
| UR factors | 0.9 | discretization Spatial | QUICK |

۳-۳- شبکه‌ی محاسباتی

به منظور شبیه‌سازی جریان گردابی در درون محفظه‌ی تحت فشار، تولید یک شبکه‌ی با کیفیت الزامی است. به این منظور هندسه‌ی مورد استفاده در این پژوهش با نرم‌افزار Ansys Meshing شبکه‌بندی شده است. با توجه به اینکه دامنه‌ی محاسباتی با گذر زمان در اثر سوزش گرین افزایش می‌یابد، استفاده از تکنیک‌های بازسازی مش (Remeshing, Smoothing) ضروری است. در این مسئله هندسه‌ی اولیه‌ی تولید شده با گام زمانی ۵۰۰۰ مش جدید را تولید می‌کند و در بازه‌ی ۰ تا ۵۰۰۰ به اصلاح شبکه‌ی قبلی می‌پردازد که در ادامه، شبکه‌بندی‌ها در گام‌های زمانی مختلف نمایش داده شده است. به دلیل ماهیت غیرخطی تولید شبکه در تکنیک بازسازی مش، باید از مش بدون سازمان استفاده کرد، تا در بازه‌های زمانی مختلف، نرم‌افزار با توجه به ابعاد ریزترین و بزرگترین سلول، شبکه‌ی جدید را تولید کند.



شکل ۲: شبکه‌بندی در زمان صفر

یکی از راه‌های بررسی کیفیت شبکه، کنترل میزان γ^+ مسئله می‌باشد. در این پژوهش با توجه به فشار بالا در دامنه، این مقدار باید به طور ویژه‌ای در نقاطی که دارای اختلاف فشار می‌باشند، باید مورد بررسی قرار گیرد. به این منظور در سه نقطه‌ای که موانع عایق در طول محفظه قرار گرفته‌اند، این کمیت مورد بررسی قرار گرفته و مقدار ماکزیمم γ^+ برابر ۳۲ بدست آمده است که برای این پژوهش مقدار مناسبی می‌باشد.

۳-۴- شرایط مرزی

در این پژوهش شرایط مرزی از دیواره‌ها به صورت دی جرمی ورودی (mass flow inlet) در نظر گرفته شده است که از رابطه‌ی زیر به دست می‌آید:

$$\dot{m} = \rho A \dot{r}$$

سوخت جامد بدون شیبوره را به‌عنوان بوستر سیستم‌های موشکی جت به‌صورت تجربی بررسی کرده و نشان داده است که بوسترهای بدون شیبوره مزایای متعددی نسبت به موتورهای شیبوره‌دار دارند [8]. از جمله مزایای آن‌ها سادگی طراحی، ارزانی، قابلیت اطمینان بالا و کارایی بیشتر است. گنی و آهارون (۱۹۹۹) اصول بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیبوره را به‌صورت تحلیلی و تجربی بررسی کرده‌اند و رابطه‌ی تحلیلی و ساده برای شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتورهای موشک سوخت جامد بدون شیبوره به‌صورت یک‌بعدی ارائه نموده‌اند. تحلیل نظری آنها شامل جریان شبه‌پایا و یک‌بعدی گاز کامل با سطح مقطع ثابت و با فرض نرخ سوزش یکنواخت در طول گرین می‌باشد [9]. پاسکالکو و آلاس (۲۰۰۸) نیز نرخ سوزش سوخت جامد را به‌صورت سه‌بعدی و با استفاده از نرم‌افزار تجاری بررسی کرده‌اند. آنها پسروری سوختن سوخت جامد موتورهای موشک را به‌صورت تجربی برای پنج هندسه متفاوت گرین فینوسیل بررسی نموده‌اند [10-11].

۳-۳- حل عددی

در این بخش به تعریف مسئله و بررسی هندسه‌ی حل، تنظیمات حل‌گر و شرایط مرزی مورد استفاده در پژوهش می‌پردازیم. با توجه به حساس بودن مدل توربولانسی شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ به شبکه و ابعاد آن، باید این قسمت مورد توجه بیشتری قرار بگیرد. در این قسمت ابتدا تنظیمات نرم‌افزاری شبیه‌سازی جریان و دینامیک مش مورد بررسی قرار می‌گیرد، سپس ابعاد و مش تولید شده دامنه‌ی محاسباتی نمایش داده می‌شود.

۳-۱- هندسه‌ی موتور

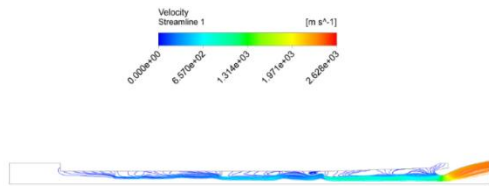
با توجه به توضیحات قسمت قبلی و بر اساس اهداف این پروژه و تجهیزات موجود، مقیاس‌زنی موتور RSRM با فاکتور 1:31 انجام می‌شود. شکل ۱ نمای دو بعدی مدل‌سازی و ابعاد موتور مقیاس کوچک با قطر بیرونی ۱۲۲ میلی‌متر، طول ۱۲۷۰ میلی‌متر و قطر گلوبی ۴۵ میلی‌متر را نمایش می‌دهد. الگوی طراحی سازه‌ی موتور مقیاس کوچک از طرح موتورهای مقیاس کوچک سری LP آرمان ۵ اتخاذ شده است. به کارگیری نازل غوطه‌ور در موتور LP9 برای ارزیابی پدیده‌ی جریان گردابی ناشی از حفره‌ی نازل غوطه‌ور و نوسانات فشار آن می‌باشد.



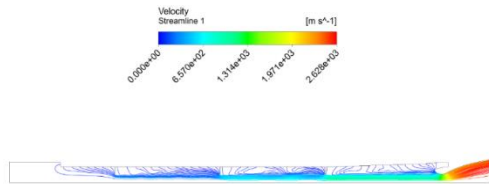
شکل ۱: هندسه‌ی موتور مورد استفاده در این پژوهش

۳-۲- تنظیمات نرم‌افزاری و شبیه‌سازی

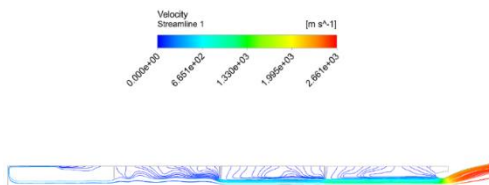
به منظور انجام شبیه‌سازی حاضر از نرم‌افزار Ansys fluent 2019 استفاده شده است که از روش حجم محدود برای حل معادلات استفاده می‌کند. به منظور بررسی دقیق رفتار گاز در فشار بالا، جریان به صورت تراکم‌پذیر در نظر گرفته شده است و هندسه‌ی جریان نیز به صورت Axisymmetric می‌باشد. گاز درون موتور به صورت گاز ایده‌آل در نظر گرفته شده است. گام زمانی در حالت گذرا بین $t=10^{-6}$ و $t=10^{-8}$ می‌باشد و تعداد توالی‌های



شکل ۵: سوزش کامل اولین گرین از سمت چپ (نقطه‌ی B)

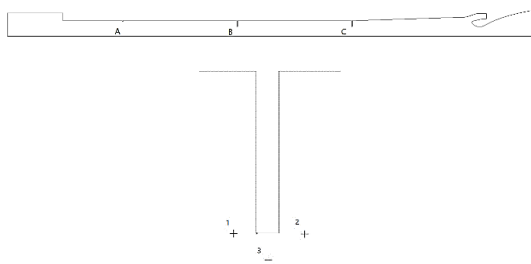


شکل ۶: سوزش کامل اولین گرین از سمت راست (نقطه C)



شکل ۷: سوزش کامل گرین و صفر شدن دبی جرمی ورودی از دیواره

موانع دلیل تشکیل گردابه‌های OVS می‌باشند. تحت تاثیر نیروهای فشاری، این موانع می‌تواند ثابت بمانند یا تغییر شکل بدهند. هنگامی که جریان ناپایدار می‌شود، نوسانات فشار باعث تغییر شکل در موانع می‌شوند. برای بررسی دقیق جریان در موتورهای سوخت جامد، شناخت موقعیت دقیق این موانع ضروری می‌باشد. شکل ۸ موقعیت موانع را نسبت به موتور نشان می‌دهد.



شکل ۸: موقعیت و نامگذاری نقاط تعبیه شده در اطراف موانع در طول موتور

در ادامه جهت بررسی نوسانات فشار اطراف موانع جریان، سه نقطه به صورتی که در شکل ۸ نشان داده شده است، تعبیه شده است. نمودار نوسانات فشار استاتیکی برای هر کدام از این نقاط در شکل ۹ تا شکل ۱۱ نمایش داده شده است. موانع به ترتیب از چپ به راست A، B و C نامگذاری شده‌اند. برای تفحص نوسانات فشار در اطراف موانع، بازه‌ی زمانی ۲.۶ تا ۲.۸۷ ثانیه مورد بررسی قرار گرفته است. شکل ۹ تا شکل ۱۱ این نوسانات را نسبت به فشار در اطراف موانع نشان می‌دهد. این نوسانات در قسمت‌های بعدی در حوزه‌ی فرکانس مورد بحث قرار خواهند گرفت. همان‌طور که شکل‌ها نشان می‌دهند، با کاهش فشار میانگین موتور، نوسانات فشار کاهش می‌یابد. با مقایسه‌ی نوسانات فشار در نقطه‌ی ۱ برای سه مانع، مشاهده می‌شود که با نزدیک‌تر شدن به نازل، دامنه‌ی نوسانات افزایش می‌یابد.

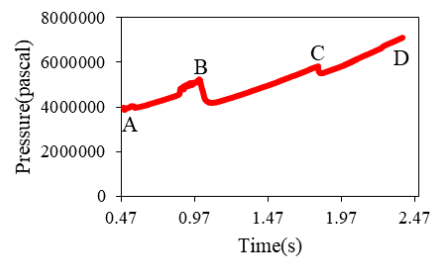
در این رابطه ρ چگالی سوخت و برابر با ۱۷۵۸ کیلوگرم بر متر مکعب، A سطح سوزش و \dot{r} نرخ عقب‌روی گرین در اثر سوزش می‌باشد که از رابطه‌ی زیر به دست می‌آید:

$$\dot{r} = a(p)^n$$

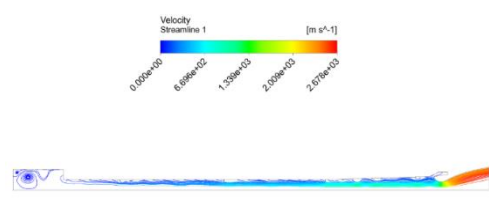
که یک رابطه‌ی تجربی برای تقریب سرعت سوزش نسبت به فشار متوسط موتور می‌باشد. در این رابطه مقادیر a و n به ترتیب ۱.۵۳۱ و ۰.۴۷۲۶ می‌باشد. در این پژوهش جهت تعریف سرعت سوزش از کد UDF استفاده شده است، ابتدا بر روی دیواره‌ها فشار استاتیک و مختصات دیواره گرفته می‌شود، سپس با استفاده از رابطه‌ی نرخ سوزش و رابطه‌ی محاسبه‌ی مساحت، نرخ سوزش و همچنین دبی جرمی دیواره‌ها به دست می‌آید. کد های تولید شده به طور مفصل در پیوست ذکر و توضیح داده شده‌اند. جهت تزریق دبی جرمی از دیواره‌ها یک واحد منفی در جهت شعاعی می‌باشد، سمت چپ دیواره‌ی عایق، سطح پایین محور و خروجی نازل برابر با فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است.

۴- نتایج

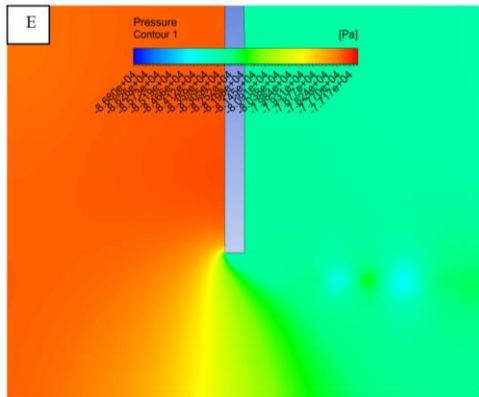
در شکل ۳ نمودار فشار از زمان شروع ایجاد گردابه‌ها تا سوزش کامل گرین نمایش داده شده است. چهار نقطه‌ی اکسترمم A, B, C, D بر روی نمودار نمایش داده شده است. در ادامه با رسم خطوط جریان، هر کدام از این نقاط مورد بررسی قرار خواهند گرفت. در نقطه‌ی A گردابه‌های جریان که در اثر عبور سیال از روی موانع ایجاد می‌شود رویت می‌شود (شکل ۴). با سوزش یکنواخت گرین در طول موتور تا زمان ۱.۰۱۹ ثانیه، نمودار فشار زمان صعودی است. در این نقطه اولین دیواره از سمت چپ به طور کامل می‌سوزد و دبی جرمی ورودی از این ناحیه همان‌طور که در شکل ۵ نشان داده شده است صفر می‌شود. شدت گردابه‌های ایجاد شده در این حالت نسبت به حالت قبل بیشتر شده است. شکل ۶ خطوط جریان را پس از برخورد نزدیکترین دیواره به نازل نشان می‌دهد. در این لحظه یک افت فشار در شکل ۳ به وجود آمده است (نقطه C). شکل ۷ خطوط جریان را در لحظه‌ی سوزش کامل گرین نشان می‌دهد که دیواره‌های ورودی دبی جرمی به موتور در یک سطح قرار گرفته‌اند. پس از این نقطه، نمودار فشار نسبت به زمان با شیب زیادی به سمت صفر میل می‌کند تا فرآیند تخلیه کامل موتور انجام گیرد.



شکل ۹: نمودار فشار استاتیکی متوسط نسبت به زمان

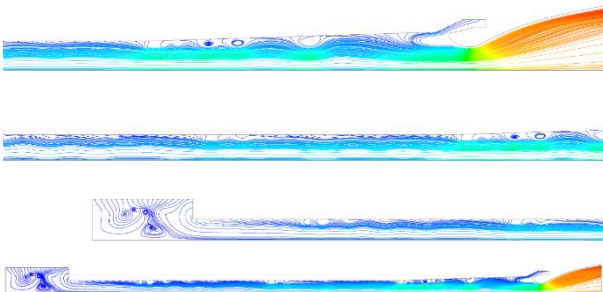
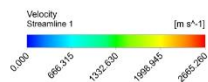


شکل ۱۰: ایجاد گردابه‌های اولیه در موانع در زمان ۰.۴۲۳۱ (نقطه‌ی A)

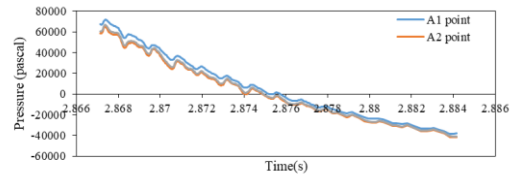
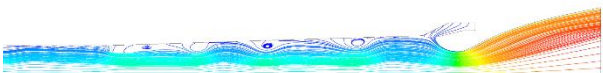
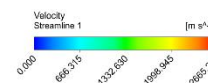


شکل ۱۴: کانتور فشار استاتیکی در زمان‌های $t=2.868$, $t=2.86715$, $t=2.869$, $t=2.87$, $t=2.9$

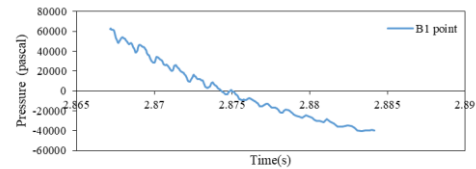
در ادامه نتایج گذرای حل عددی جریان در قالب کانتورهای خطوط جریان در مقاطع زمانی در شکل ۱۵ تا شکل ۱۷ مختلف نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل ۱۵ نشان داده شده است، در زمان $t=0.463$ عبور جریان از روی مانع C باعث وقوع جریان گردابی و ایجاد گردابه‌ها در قسمت انتهایی موتور شده است. در این زمان به دلیل پله‌ی سوخت سر موتور یک جریان گردابی در این قسمت نیز ایجاد شده است. مکانیزم فیزیکی تشکیل گردابه‌ها در ناپایداری لایه‌های برشی جریان اصلی گاز موتور می‌باشد. نوسانات فشار می‌تواند از گردابه‌های جریان در اثر برخورد با لبه‌ی موانع ایجاد شود. سطح سوزش گرین را می‌توان به عنوان یک سطح متخلخل که به صورت شعاعی سوخت را وارد موتور می‌کند در نظر گرفت. حضور موانع در جریان می‌تواند باعث تقویت فیدبک آکوستیکی در اثر برخورد سیال با این موانع شود. تولید نوسانات آکوستیکی در موتور، به فاز نوسانات جریانی که در پایین دست به مانع برخورد می‌کنند بستگی دارد. این فاز از طریق زمان طی شده‌ی گردابه بعد از مانع C تا ورودی نازل محاسبه می‌شود که تابعی از فاصله‌ی موانع و سرعت عبور گردابه‌ها می‌باشد.



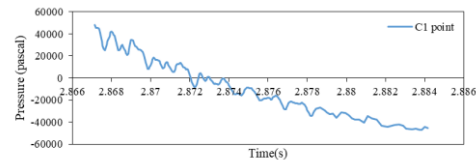
شکل ۱۵: خطوط جریان در زمان $t=0.463$



شکل ۹: نمودار نوسانات فشار اطراف مانع A



شکل ۱۰: نمودار نوسانات فشار اطراف نقطه‌ی B



شکل ۱۱: نمودار نوسانات فشار اطراف نقطه‌ی B

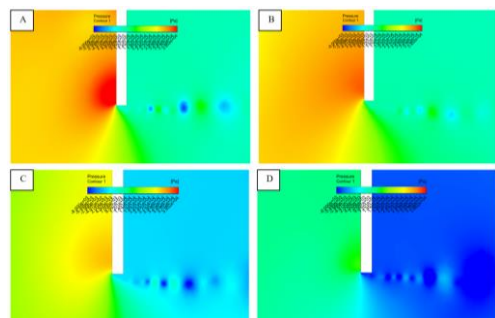
در ادامه کانتورهای فشار استاتیکی در زمان‌های مختلف نمایش داده می‌شوند. همان‌طور که شکل ۱۲ تا شکل ۱۴ نشان می‌دهند، با برخورد جریان به موانع، در اثر ایجاد گردابه‌ها، نواحی کم‌فشار در انتهای موانع ایجاد می‌شود. این نواحی نقاط اصلی برای ایجاد گردابه‌های OVS در این قسمت‌ها می‌باشند. همان‌طور که شکل ۱۴ نشان می‌دهد، سمت چپ موانع که محل برخورد جریان می‌باشد، دارای فشار بیشتری نسبت به سایر نقاط اطراف مانع می‌باشد.



شکل ۱۲: کانتور فشار کل در زمان $T=2.9s$

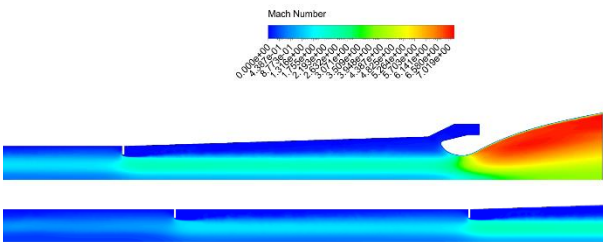


شکل ۱۳: کانتور فشار استاتیکی در زمان $T=2.9$

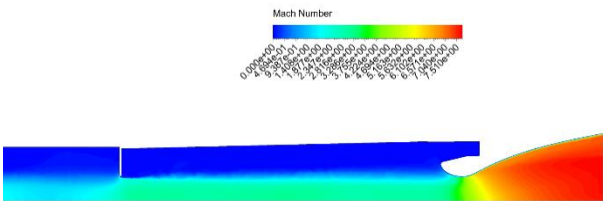




شکل ۱۸: کانتور عدد بی بعد ماخ در زمان $t=0.423$

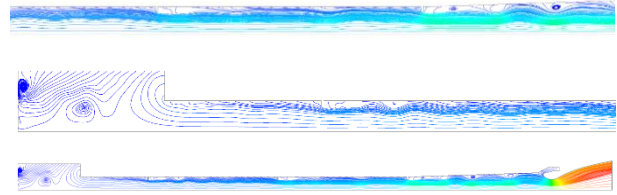


شکل ۱۹: کانتور عدد بی بعد ماخ در زمان $t=0.752$

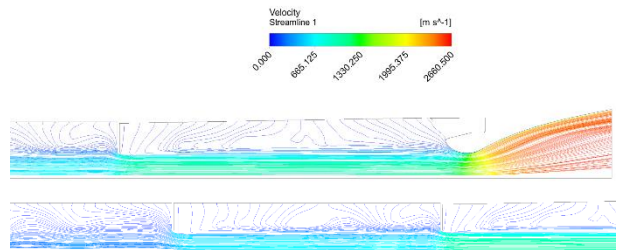


شکل ۲۰: کانتور عدد بی بعد ماخ در زمان $t=2.4$

شکل ۲۳ کانتور دما را در زمان $t=0.423$ نشان می دهد. تاثیرات پیدایش جریان گردابه ای در مانع C مشخص است. با حرکت گازها از قسمت مرکزی به سمت نازل، انرژی ناشی از فشار به انرژی جنبشی تبدیل می شود. در قسمت مرکزی دمای سیال به دلیل سوزش سطح گرین تقریباً ثابت می باشد، با حرکت از هسته مرکزی به سمت نازل، دمای سیال در اثر تبدیل انرژی فشار به جنبشی کاهش می یابد.

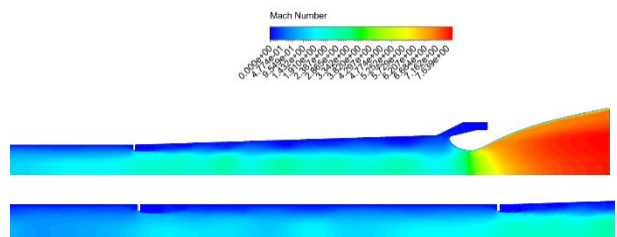


شکل ۱۶: خطوط جریان در زمان $t=0.7$

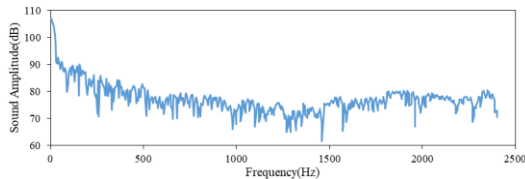


شکل ۱۷: خطوط جریان در زمان $t=2.5$

در ادامه کانتور سرعت با معیار عدد بی بعد ماخ در زمان های مختلف در شکل ۱۸ تا شکل ۲۰ سوزش نمایش داده شده است. با توجه به فیزیک مسئله و در حالت کلی، عدد ماخ در طول محفظه افزایش می یابد. درون نازل نیز هنگامی که خروجی آن بالای صوت است عدد ماخ افزایش و در جریان خروجی زیر صوت و در قسمت واگرای نازل، عدد ماخ کاهش می یابد. به منظور بررسی جریان گردابی و بررسی روند شکل گیری گردابه ها، کانتور وورتیسیته در راستای عمود بر سطح نمایش، در اطراف موانع نمایش داده شده است. وورتیسیته به عنوان کرل میدان جریان تعریف می شود. شکل ۲۱ تا شکل ۲۲ نشان می دهند که در محل برخورد جریان با موانع، گردابه های OVS تشکیل می شوند. لایه برشی به وجود آمده در موانع به پایین دست جریان منتقل می شود و در اثر برخورد با توده ای اصلی جریان تولید ناپایداری می کند. گردابه های به وجود آمده بعد از تشکیل شدن، به سر نازل برخورد می کنند. بخشی از این گردابه ها در گلوبی نازل ناپدید می شوند و بخش دیگر وارد دماغه های بالای نازل می شوند. بخش دوم گردابه ها، یک جریان چرخشی ثابت در این ناحیه را به وجود می آورد که توسط گردابه های دیگر تقویت می شود. ویسکوزیته توربولانسی یکی از مهم ترین پارامترها در تحلیل رفتار مغشوش گاز در شرایط فشار بالا می باشد. در این پژوهش با حرکت از سمت سر موتور به سمت نازل، ویسکوزیته توربولانسی به علت افزایش دبی جرمی افزایش می یابد.

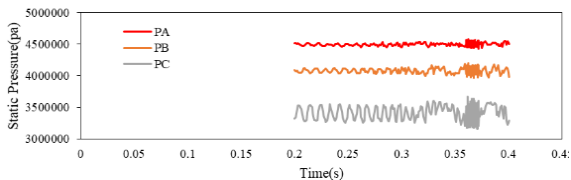


هیدرودینامیکی نشان دهنده‌ی فرکانس‌های مربوط به جریان گردابی می‌باشد. سایر پیک‌ها مربوط به مدهای آکوستیکی می‌باشند. طیف فشار نشان دهنده‌ی پیک‌ها در فرکانس‌های مختلف می‌باشد که می‌توان به مدهای طولی آکوستیکی جریان نسبت داد. اولین پیک دارای بالاترین سطح انرژی می‌باشد. این پیک‌های فرکانسی همچنین در سایر طیف‌ها قابل مشاهده است. سطح بالاتر نیز در طیف‌ها نشان دهنده‌ی تأثیرات غیرعادی نوسانات سرعت به دلیل وجود گردابه‌هاست.

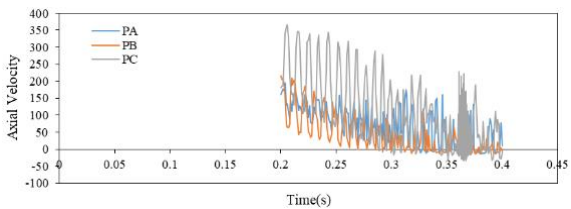


شکل ۲۴: طیف مقدار شدت صوت نسبت به فرکانس

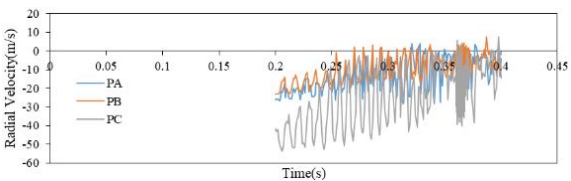
شکل ۲۵ نمودار نوسانات فشار استاتیکی در بازه‌ی زمانی ۰.۲ تا ۰.۴ را نشان می‌دهد. جهت رصد نوسانات فشار سه نقطه در اطراف سه مانع با موقعیت‌های P_A و P_B و P_C اطراف هر کدام از موانع قرار داده شده است. همان‌طور که این شکل نشان می‌دهد، با حرکت از سر موتور به سمت نازل، دامنه‌ی نوسانات فشار افزایش می‌یابد. در شکل ۲۶ و شکل ۲۷ نمودار نوسانات سرعت مولفه‌های محوری و شعاعی در سه نقطه‌ی ذکر شده نمایش داده شده است. همانند نمودار نوسانات فشار، با پیشروی به سمت نازل، دامنه‌ی نوسانات مولفه‌های سرعت افزایش می‌یابد. همچنین با گذر زمان سوزش از ۰.۲ به ۰.۴، تعداد نوسانات در واحد زمان، برای فشار و سرعت افزایش می‌یابد.



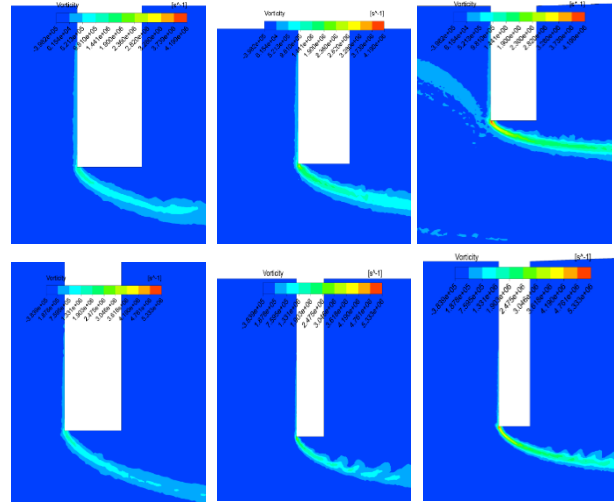
شکل ۲۵: نمودار نوسانات فشار استاتیکی حاصل از حل عددی در بازه‌ی زمانی ۰.۲ تا ۰.۴ ثانیه



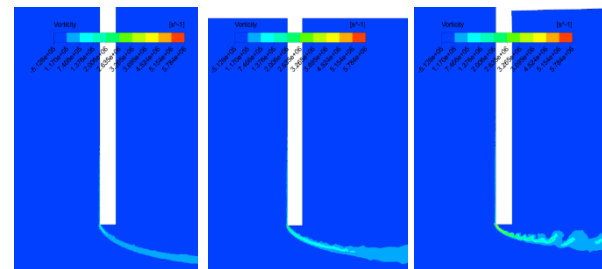
شکل ۲۶: نمودار نوسانات سرعت محوری حاصل از حل عددی در بازه‌ی زمانی ۰.۲ تا ۰.۴ ثانیه



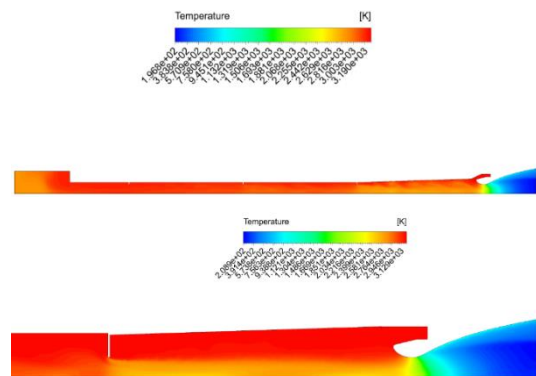
شکل ۲۷: نمودار نوسانات سرعت شعاعی حاصل از حل عددی در بازه‌ی زمانی ۰.۲ تا ۰.۴ ثانیه



شکل ۲۱: وورتیسیته در راستای عمود بر دامنه‌ی جریان در زمان‌های $t=0.4$ و $t=0.8$ برای سه مانع در مسیر جریان (از چپ به راست A و B و C)



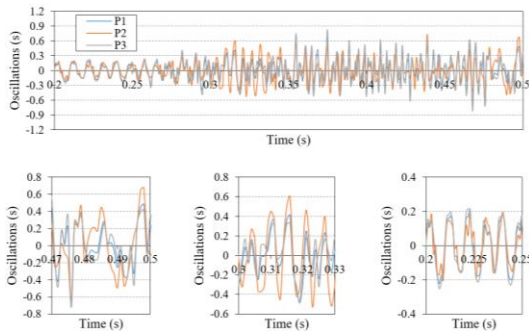
شکل ۲۲: کانتور وورتیسیته در راستای عمود بر دامنه‌ی جریان در زمان‌های $t=2.896$ و $t=2.896$ برای سه مانع در مسیر جریان (از چپ به راست A و B و C)



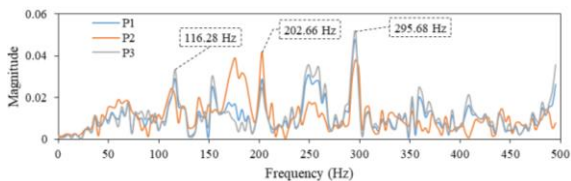
شکل ۲۳: کانتور دما در زمان $t=2.6$

شکل ۲۴ یک نمونه از طیف سطح فشار صوت را نشان می‌دهد. پیک نمودار فشار در اثر وجود مدهای آکوستیکی و هیدرودینامیکی ایجاد می‌شود. پیک

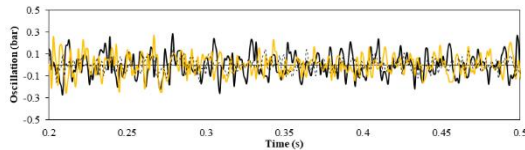
شکل ۲۹: داده های فشار-زمان حاصل از حل عددی در بازه زمانی ۰.۲ تا ۰.۴ ثانیه حول مانع A



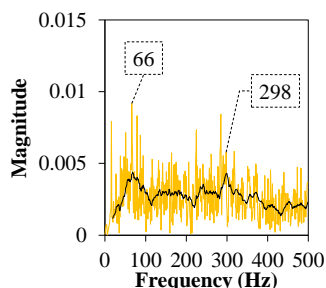
شکل ۳۰: تحلیل نوسانات فشار-زمان حاصل از حل عددی در بازه زمانی ۰.۲ تا ۰.۴ ثانیه حول مانع A



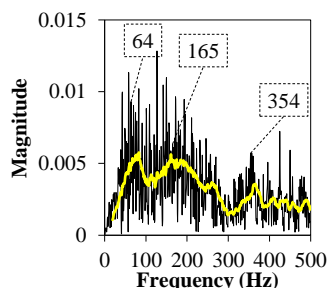
شکل ۳۱: تحلیل فرکانسی نوسانات فشار استاتیکی حاصل از حل عددی در بازه زمانی ۰.۲ تا ۰.۴ ثانیه حول مانع A



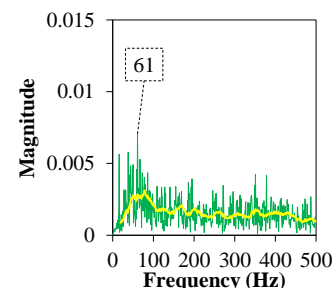
شکل ۳۲: نوسانات فشار حاصل از تست موتور ۹۶۰۶ در موقعیتهای A، B و C در شکل ۳۳ تحلیل فرکانسی نوسانات فشار بدست آمده از تست استاتیک در موقعیت های A، B و C موتور نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می شود در موقعیت B و C از موتور ۹۶۰۶، فرکانس غالب تا ثانیه ۱ حدود 60-160 Hz می باشد.



(و) زمان t=0-1s موقعیت C



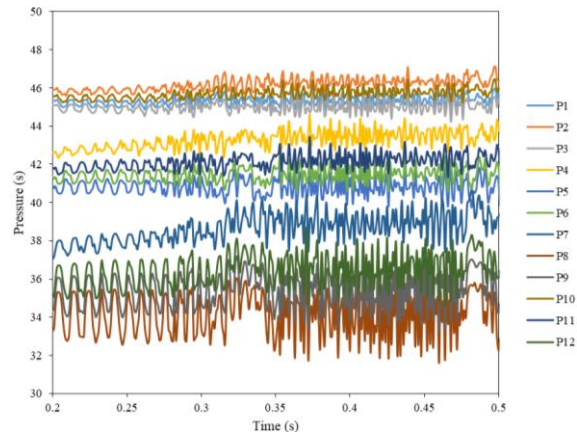
(ه) زمان t=0-1s موقعیت B



(د) زمان t=0-1s موقعیت A

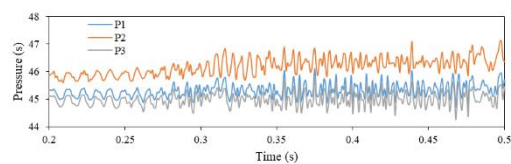
شکل ۳۳: تحلیل فرکانسی نوسانات فشار حاصل از تست موتور ۹۶۰۶

در شکل ۲۸ داده های فشار-زمان حاصل از حل عددی حول موقعیتهای مختلف عایق A، B و C (شکل ۸) در موتور نشان داده شده است. P1، P2، P3 و P10 مربوط به اطراف مانع A، P4، P5، P6 و P11 مربوط به اطراف مانع B و P7، P8، P9 و P12 مربوط به اطراف مانع C می باشند.



شکل ۲۸: نوسانات فشار استاتیکی حاصل از حل عددی اطراف موانع مختلف عایق در طول موتور

اکنون برای بررسی بیشتر، داده های فشار حول مانع A در سه نقطه ۱، ۲ و ۳ مورد بررسی قرار خواهد گرفت. نتیجه این بررسی در شکل ۲۹ تا شکل ۳۱ آورده شده است. یاد آوری می گردد مطابق با شکل ۸، P1 قبل از مانع، P2 بعد از مانع و P3 زیر مانع می باشد. جالب توجه آن است که الگوی نوسانات مطابق با شکل ۳۰ تقریباً در هر سه موقعیت مشابه هم می باشد. همچنین دامنه نوسانات از ± 0.2 bar شروع شده و تا ± 0.8 bar افزایش می یابد. در ادامه، نوسانات فشار حاصل از تست استاتیک موتور ۱۸۸۱ بر اساس سوخت ۹۶۰۶ مطابق با شکل ۳۲ در سه موقعیت A، B و C نشان داده شده است که در آن دامنه نوسانات بین ± 0.3 bar می باشد.



بحث و نتیجه گیری

در این پژوهش، به کمک نرم افزار فلوئنت، بالستیک داخلی موتور، با حل معادلات متقارن محوری ناپیراستوکس، بر روی شبکه‌ی باسازمان و متحرک با مدل توربولانسی بسیار دقیق شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) شبیه سازی شده و نمودار تغییرات فشار موتور و دیگر مشخصه‌ها در طی زمان سوزش، استخراج می‌شود. به منظور شبیه‌سازی گذرای جریان در طول زمان سوزش، به سیستم‌های محاسباتی بسیار قوی نیاز می‌باشد، که در این پژوهش به منظور استفاده از مدل توربولانسی شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ که از نقطه نظر زمان شبیه‌سازی بسیار وقت گیر می‌باشد، از ابر کامپیوتر دانشگاه تهران (سیمرغ) با ۴۸ هسته‌ی محاسباتی در طول ۶ ماه استفاده شده است. هر چند در داخل کشور کدهای شبیه‌سازی بالستیک داخلی موتور مناسبی وجود دارد اما از این روش می‌توان در شبیه‌سازی پدیده سوزش فرسایشی موتور، اثرات اجزای درون موتور مانند پایه‌ی سوخت و عایق سوخت در جریان گاز و روند سوزش گرین، اثرات خروج قطعات سوخت و عایق در فشار عملکرد موتور و دیگر وقایع درون موتور که از توانایی این کدها خارج است، بهره برد. در این تحقیق، سعی شده است تا در گام اول امکان استفاده از قابلیت جدید نرم افزار فلوئنت که پیشتر توسط محققان خارجی در موارد دیگری بکار گرفته شده است. را مورد در موتور بررسی کرد و در مرحله بعد با توجه به عدم دسترسی به منابع و مراجع مناسب و کافی، این قابلیت را در یک موتور با گرین ساده اجراء نمود.

مراجع

- [1] سید مهدی میرساجدی و سید محمدحسین کریمیان، شبیه سازی یک بعدی بالستیک داخلی راکت موتور، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، آبان ۱۳۷۷.
- [2]. Gottlieb, J. J.; Greatrix, D. R. "Numerical Study of the Effect of Longitudinal Acceleration of Solid Rocket Motor Internal Ballistics."; *Journal of Fluid Engineering* 1992, 114, 404-410
- [3] علی آملی و سید محمد حسین کریمیان، شبیه سازی عددی بالستیک داخلی موتور بر روی شبکه بی سازمان متحرک، اولین کنفرانس علمی و کاربردی سازمان هوافضا، شهریور ۱۳۷۹.
- [4] علی آملی و سید محمد حسین کریمیان، شبیه سازی یک بعدی بالستیک داخلی موتور درون سوز-بیرون سوز، اولین کنفرانس علمی و کاربردی سازمان هوافضا، شهریور ۱۳۷۹.
- [5] حمیدرضا حاجی حسینی و کریم مظاهری. شبیه سازی صفر بعدی بالستیک داخلی موتور، اولین کنفرانس علمی و کاربردی سازمان هوافضا، شهریور ۱۳۷۹.
- [6] حمیدرضا حاجی حسینی و کریم مظاهری. شبیه سازی یک بعدی بالستیک داخلی موتور، اولین کنفرانس علمی و کاربردی سازمان هوافضا، شهریور ۱۳۷۹.
- [7] حسن کریمی و اسماعیل طاهری، شبیه‌سازی بالستیک داخلی یک سیستم راه‌انداز سوخت جامد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران ۱۳۷۹.
- [8] Procinsky, I. M., and Catherine A. McHale. "Nozzleless boosters for integral-rocket-ramjet missile systems." *Journal of Spacecraft and Rockets* 18, no. 3 (1981): 193-199
- [9] Gany, Alon, and Israel Aharon. "Internal ballistics considerations of nozzleless rocket motors." *Journal of Propulsion and Power* 15, no. 6 (1999): 866-873
- [10] Püskülcü, G., and A. Ulas. "3-D grain burnback analysis of solid propellant rocket motors: Part 2—modeling and simulations." *Aerospace Science and Technology* 12, no. 8 (2008): 585-591.
- [11] Püskülcü, G., Ulas, A. "3-D grain burnback analysis of solid propellant rocket motors: Part 2 – modeling and simulations." *Aerospace Science and Technology*, vol. 12, pp. 585-591, 2008.