

مدلسازی عددی فرآیند روشن شدن گرین موتور سوخت جامد در حالت گذرا

علیرضا مستوفی زاده* و میثم عباسی

شاهین شهر - دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

در این مقاله فرآیند روشن شدن گرین موتور موشک سوخت جامد به وسیله حل معادلات ناویر استوکس در حالت تقارن محوری برای جریان آرام به وسیله روش صریح مک کورمک و در حالت گذرا مدلسازی شده است. در عین حال جهت رسیدن به حالت واقعی اشتعال سطح سوخت و تخمین دمای آن از مدل‌های انتقال حرارت، استفاده گردیده تا پیش گرم شدن سوخت توسط شعله به خوبی مدل گردد. با حل معادلات حاکم بر حرکت سیال (بقا، جرم، ممنتوم و انرژی) به همراه شرایط مرزی مربوطه می توان زمان اشتعال اولین المان سوخت، مکان آن، جهت پیشروی پیشانی شعله، زمان لازم جهت اشتعال تمام سطح سوخت و در نهایت زمان لازم جهت رسیدن موتور به حالت پایای اشتعال را تخمین زد. نتایج نشان می دهد استفاده از مدل مورد نظر به همراه فرض میدان جریان متقارن محوری می تواند با دقت خوبی فرآیند احتراق گذرا را در موتورهای سوخت جامد پیش بینی نماید. بر این اساس و با استفاده از نتایج بدست آمده از حل معادلات، طراح موتور می تواند بهترین آتش زنه را بر حسب نوع و اندازه گرین طراحی نماید. در پایان نتایج حاصل با نتایج تست به همراه تحلیل نتایج، ذکر شده و دقت آن مورد ارزیابی قرار گرفته است.

واژه‌های کلیدی: مدلسازی عددی، تقارن محوری، جریان آرام، ناویر استوکس-مک کورمک، گرین، سوخت جامد، گذرا

۱. مقدمه

(مدت زمان این فرآیند در اکثر موتورها در حدود چند دهم ثانیه می باشد).
ضمناً این فرآیند به شدت تحت کنترل عواملی همچون انتقال حرارت، انتقال جرم و انتقال ممنتوم قرار دارد.
با شروع به کار آتشزنه گازهای داغ و پرفشار با خروج از آتشزنه به سطح سوخت برخورد نموده و با گرم شدن آن در نهایت باعث روشن شدن کامل موتور خواهد شد.

در دنیای امروز، تحقیقات در زمینه احتراق گذرا سابقه ای نسبتاً طولانی دارد. از سوی دیگر این بخش از احتراق کاربرد وسیعی در مطالعه وضعیت اتاق احتراق در موتورهای مختلف سوخت جامد خواهد داشت. احتراق گذرا در موتورهای سوخت جامد دارای ویژگیهایی از جمله کوتاهی زمان وقوع، گسترش شعله و پر شدن محفظه احتراق از گاز طی این فرآیند خواهد بود

* E-mail: armostofizadeh@mut-es.ac.ir

است این فرآیند را با حل معادلات ناویر استوکس همراه با شرایط مرزی مناسب تحلیل نموده و این پدیده ها دقیق تر بررسی گردند. در این مقاله معادلات حاکم شامل بقاء جرم، ممنتوم و انرژی در حالت ویسکوز و تقارن محوری حل گردیده است. جهت پیش بینی دقیق تر دمای سطح سوخت نیز از یک مدل مناسب انتقال حرارت جابجایی استفاده می شود. همچنین بررسی رفتار گذرای موتور از آغاز به کار آتشزنه تا گسترش شعله و رسیدن موتور به حالت پایای احتراق مدنظر بوده و نتایج در حد امکان با نتایج تست مقایسه گردیده است.

نتایج حاصل به طراح موتور سوخت جامد کمک می کند تا پس از طراحی گرین، آتشزنه مناسب را انتخاب نموده به گونه ای که ضمن روشن نمودن موتور در کمترین زمان ممکن از پدیده های نامطلوب در این زمینه مانند افزایش فشار بیش از حد موتور، ایجاد شوک و ... جلوگیری نماید.

۱-۱- فرآیندهای شروع احتراق گذرا

به طور کلی احتراق گذرا در موتور راکت سوخت جامد نتیجه تعدادی از فرآیندهای گذرا است که به ترتیب خاصی رخ میدهد. فرض می شود احتراق گذرا در ۳ بازه زمانی جدا از هم رخ می دهد:

تأخیر احتراق: بازه زمانی بین سیگنال احتراق اولیه و ظاهر شدن اولین شعله روی سطح سوخت را گویند.

گسترش شعله: نتیجه اشتعال متوالی سلولهای سطح سوخت بوده که از انتقال حرارت جابجایی بین گازهای داغ حاصل از احتراق آتشزنه و سطح سوخت حاصل می گردد.

پرشدن محفظه: زمان بین کامل شدن احتراق سطح سوخت و رسیدن به حالت طراحی کارکرد موتور را گویند که به نوعی تعیین کننده بالاستیک داخلی موتور می باشد. در شکل (۱) سه بازه زمانی فوق طی احتراق گذرا نشان داده شده است.

به دلیل طبیعت مخرنی محفظه احتراق تاخیری بین رسیدن شعله به تمام سطح سوخت و شرایط عملکردی تعادلی وجود دارد. این حالت به عنوان پرشدن محفظه معروف است و یکی از قسمتهای بحرانی احتراق گذرا محسوب می شود. از آنجا که مشخصات آتشزنه اعم از اندازه، جنس مواد، شکل و هندسه محفظه و ... بر این فازها موثر است، بنابراین طراحی موتور وقتی کامل می شود که محدوده گذرای فشار مشخص شود [۷-۵].

به این ترتیب احتراق از سر موتور (محل قرار گیری آتشزنه) شروع شده و شعله به سمت انتهای موتور گسترش می یابد تا اینکه در نهایت سوزش در سرتاسر سطح سوخت شروع شود. آنالیز این بخش از پدیده احتراق (گذرا) جهت بررسی موتور و طراحی پارامترهای آن بسیار مهم خواهد بود. از سوی دیگر پیچیدگی این بخش از احتراق و کوتاهی زمان و همچنین تأثیر عوامل مختلف، آنالیز دقیق و کامل این مسئله را با مشکل مواجه می سازد. بنابراین پژوهشگران مختلف هریک با بررسی مسئله در حالتی خاص و با استفاده از فرضیات متعدد به نتایج مورد نظر دست یافته اند که از آن جمله به موارد زیر می توان اشاره نمود:

در سال ۱۹۹۹ چو و ووک^۱ حل عددی احتراق گذرا را برای یک موتور در حالت تقارن محوری انجام داده و اثرات تشعشع حرارتی را بررسی نمودند [۱]. در این کار آنان تغییرات دبی گاز خروجی از آتشزنه نسبت به زمان را به صورت خطی در نظر گرفته اند. نتایج نشان داد در شرایطی که دمای موتور افزایش می یابد تشعشع می تواند اثر قابل ملاحظه ای بر گرم شدن سطح سوخت داشته باشد.

گیاسنتو و سراجلیا^۲ در سال ۲۰۰۱ جهت بررسی عددی رفتار موتورهای سوخت جامد طویل در فرآیند احتراق گذرا از یک مدل غیر دائم یک بعدی استفاده نمودند. ضمناً معادلات اویلر به همراه مدلهای نیمه تجربی جهت بررسی پدیده داخل موتور به کار رفته است [۲].

در سال ۱۹۹۵ جانسون^۳ جریان داخلی موتور سوخت جامد را با استفاده از حل معادلات حاکم آنالیز نمود. در این بررسی از معادلات اویلر در حالت دائم و تقارن محوری استفاده شده و برای بررسی انتقال حرارت مدل جابجایی همراه با تشعشع به کار رفته است [۳]. در سال ۱۹۸۲ کالمایر و سایرین^۴ تغییرات فشار داخل موتور سوخت جامد را در طی فرآیند احتراق گذرا مورد بررسی قرار دادند. در این کار آنان از مدل ساده نرخ سوزش سوخت (رابطه خطی لگاریتم نرخ سوزش با لگاریتم فشار) استفاده نموده و برای بیان تغییرات فشار از روابط تجربی کمک گرفته اند [۴].

با توجه به اینکه پدیده های موجود در موتورهای سوخت جامد بویژه در آغاز فرآیند روشن شدن موتور بسیار پیچیده و تأثیرگذار می باشند، سعی شده

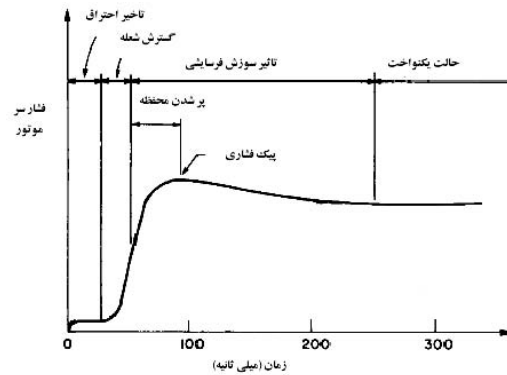
1- IN Hyun Cho & Seung Wook Baek

2- M.D.Giacinto & F.Serraglia

3- W.A.Johnston

4 - E. Kallmeyer & L.H.Sayer

می آید. البته از مدل سوم به صورت گسترده برای یافتن مشخصه های بالستیک داخلی در موتور استفاده می گردد. نمونه ای از این مدل در مراجع [۲] و [۸] استفاده شده است. در نهایت مدل چهارم که بسیار دقیقتر از مدل سوم می باشد بطور جدی وارد فاز حل عددی می گردد و از آن به طور گسترده برای تعیین خواص جریان سیال در هر نقطه دلخواه از محفظه موتور استفاده می گردد [۱]. در این پروژه از مدل چهارم برای تحلیل جریان در داخل محفظه استفاده گردیده است. با این توضیحات مساله مورد نظر به صورت زیر بیان شده و چنانچه گفته شد فرآیند به صورت عددی مدل سازی می گردد. در ابتدا آتشزنه گازهای داغ را به داخل موتور می راند. پس از زمان کوتاهی دما و فشار سطح سوخت به دما و فشار بحرانی اشتعال می رسد و سوخت مشتعل می گردد. پس از آنکه فشار محفظه احتراق به حدی رسید که بتواند درپوش تراکم نازل (شکل ۲) را از بین ببرد گازها از نازل خارج شده و پس از مدت زمانی مشخص یک لایه از سوخت تماما شعله ور شده و موتور به حالت پایای احتراق خود می رسد. این لحظه پایان احتراق گذرا بوده و احتراق دائم از این زمان شروع می شود. به این ترتیب تحلیل احتراق در موتور با روش ارائه شده با رسیدن به این مرحله پایان می یابد. در این تحقیق دو موتور با ابعاد، مشخصات و آتشزنه های مشابه و با مقاومت درپوش تراکم متفاوت مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته تا اثر مقاومت درپوش تراکم نازل نیز بررسی گردد. در یک مورد درپوش تراکم در اختلاف فشار یک بار و در مورد دوم درپوش در اختلاف فشار ۱۰ بار تخریب می گردد. نتایج محاسبات عددی مندرج در این مقاله (اشکال ۵ تا ۹) اختصاص به حالت اول داشته و سعی شده است با استفاده از فرضیات معقول و منطقی رفتار این حالت با رفتار نتایج تست مقایسه گردد. همچنین با توجه به امکان قرار گیری آتش زنه در وضعیتهای مختلف، آتشزنه در سر موتور و روی محور تقارن موتور قرار داشته و گازهای حاصل از احتراق سوخت آتشزنه با زاویه ۴۵ درجه نسبت به محور تقارن موتور به سطح گرین موتور تزریق می گردد.



شکل ۱- فازهای روشن شدن موتور از لحظه استارت تا رسیدن به حالت پایای احتراق

۲. مدل های تحلیل احتراق گذرا

بررسی احتراق گذرای سوخت جامد، با در نظر گرفتن میدان فشار داخل موتور به صورتهای زیر امکان پذیر است:

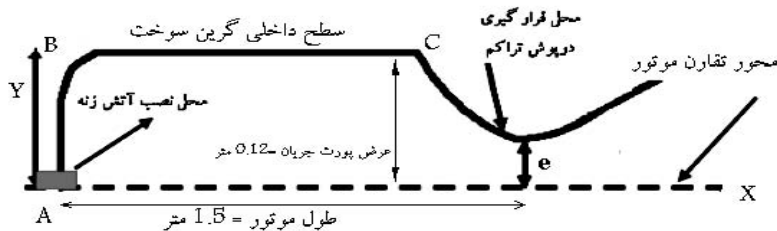
۱- مدل محفظه فشرده و یا $P(t)$ (مدل lump)

۲- مدل یک بعدی جریان و نیمه تعادلی، $P(x)$

۳- مدل میدان جریان یک بعدی و تابع زمانی $P(x,t)$

۴- مدل میدان جریان دو بعدی متقارن و تابع زمانی $P(x,y,t)$

ساده ترین آنالیز در گروه اول قرار می گیرد. در این مدل یک فشار یکنواخت برای کل محفظه احتراق در نظر گرفته می شود و رفتار فشار- زمان محفظه احتراق به دست می آید. فرض می شود سرعت انتشار شعله ثابت بوده و جزء معلومات مساله می باشد. در مدل $P(x)$ توزیع خواص جریان در هر لحظه از زمان و بوسیله حل معادلات یک بعدی به صورت شبه دائم به دست می آید [۳]. در مدل $P(x,t)$ هر دو خاصیت زمانی و مکانی جریان بررسی می گردند. در این حالت معادلات وابسته به زمان به صورت یک بعدی حل می شوند. ضمن اینکه سرعت انتشار شعله در صورتی که انتقال حرارت جابه جایی به سطح در نظر گرفته شود بصورت جزئی از حل مسئله بدست



شکل ۲- شماتیک موتور سوخت جامد مدل سازی شده

در این قسمت شرایط اولیه و شرایط مرزی برای حجم داخلی موتور که معادلات حاکم بر جریان روی آن حل می شوند، بیان می گردد (شکل ۲). گفتنی است معادلات جریان از سر موتور (محل نصب آتشنزنه) تا گلوگاه موتور به صورت عددی حل شده و خواص جریان از ناحیه گلوگاه تا خروجی نازل با استفاده از قوانین گازهای کامل و فرض جریان آیزنتروپیک به دست می آید. بنابراین مرزهای موتور سطوح داخلی استوانه ای توخالی است که به علت تقارن محوری نیمی از آن مورد تحلیل قرار می گیرد. این مرز از بالا توسط گرین، از پایین توسط محور تقارن موتور، از سمت راست توسط گلوگاه نازل و بخشی از دیوار موتور و از سمت چپ توسط دیوار موتور و نازل آتش زنه احاطه شده است. به این ترتیب در میدان حل در نظر گرفته شده شرایط مرزی زیر را خواهیم داشت:

شرط مرزی خروجی:

- اگر جریان خروجی مادون صوت باشد، فشار اتمسفریک فرض می شود و با یک برون یابی مرتبه صفر خواص جریان در مرز خروجی نظیر آنتروپی، زاویه جریان و ... به دست می آید.

- اگر جریان خروجی مافوق صوت باشد، شرایط خروجی با استفاده از خواص بالا دست جریان و به وسیله درونیابی از مقادیر متغیرهای جریان به دست می آید.

شرط مرزی روی دیواره:

روی دیواره ها از شرط نفوذناپذیری و عدم لغزش استفاده می شود. روی دیواره موتور سرعت صفر بوده ولی روی سطح سوخت، پس از اشتعال آن سرعت با توجه به میزان عقب روی سطح سوخت به دست می آید. شرط مرزی دیواره را در میدان حل در مکانهای دیواره ی نازل آتشنزنه، دیواره نازل موتور قبل از تخریب درپوش تراکم، در محل آب بندی محیط داخل محفظه احتراق (سطوح فلزی عایق شده)، سطح سوخت اصلی موتور بکار می بریم.

شرط مرزی ورودی:

در سوزش سطح سوخت شرط مرزی ورودی مادون صوت را داریم. این شرط به صورت دبی ورودی در هر المان از سوخت با توجه به فشار سطح سوخت از حل معادلات حاکم به دست می آید.

به این منظور در هر نقطه از سطح سوخت که دما و فشار به دما و فشار بحرانی برسد، از آن المان سوخت طبق رابطه نرخ سوزش گاز با دبی معین زیر به داخل محفظه احتراق تزریق می گردد: [۱۲]

معادلات حاکم بر حرکت سیال، معادلات ناویر استوکس و معادله انرژی در حالت متقارن محوری و آرام می باشد که در فرم قوی بقایی به صورت زیر بیان می شود.

$$\frac{\partial \bar{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{E}_i - \bar{E}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\bar{F}_i - \bar{F}_v)}{\partial y} = \bar{j} \quad (1)$$

که در این رابطه:

(۲)

$$\begin{aligned} \bar{U} &= (y^n \rho, y^n \rho u, y^n \rho v, y^n e)^T \\ \bar{E}_i &= (y^n \rho u, y^n (\rho u^2 + p), y^n \rho uv, y^n (e + p)u)^T \\ \bar{F}_i &= (y^n \rho v, y^n \rho uv, y^n (\rho v^2 + p), y^n (e + p)v)^T \\ \bar{E}_v &= (0, y^n \tau_{xx}, y^n \tau_{xy}, y^n (u \tau_{xx} + v \tau_{xy} - q_x))^T \\ \bar{F}_v &= (0, y^n \tau_{xy}, y^n \tau_{yy}, y^n (u \tau_{xy} + v \tau_{yy} - q_y))^T \\ \bar{j} &= (0, y^n \rho g_x, y^n \rho g_y, y^n \rho (u g_x + v g_y))^T \end{aligned}$$

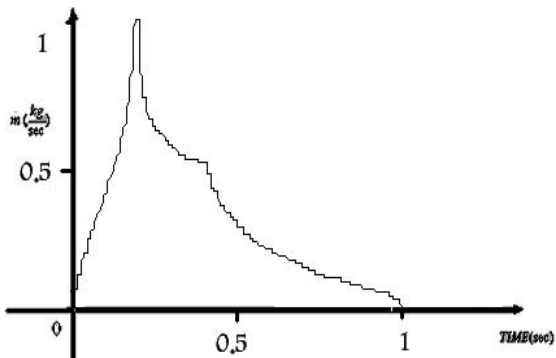
در معادلات فوق برای حالت دو بعدی $n=0$ و برای حالت متقارن محوری $n=1$ می باشد [۵]. ضمناً مؤلفه های تنش برشی و شار حرارتی در این معادلات برابرند با:

$$\begin{aligned} \tau_{xx} &= \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - n \frac{v}{y} \right) \\ \tau_{xy} &= \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \\ \tau_{yy} &= \frac{2}{3} \mu \left(2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} - n \frac{v}{y} \right) \\ q_x &= -k \frac{\partial T}{\partial x} \\ q_y &= -k \frac{\partial T}{\partial y} \end{aligned}$$

بجز معادلات فوق، معادله زیر نیز که با استفاده از تعریف انرژی کل، معادله حالت و ارتباط بین گرمای ویژه گاز کامل بدست می آید، می تواند ارتباط بین فشار و پارامترهای دیگر را مشخص نماید:

$$p = (\gamma - 1) e - \frac{\gamma - 1}{2} \rho (u^2 + v^2) \quad (3)$$

زنه با استفاده از ترکیب وزنی آن در نرم افزار CEC تعیین گشته و در نهایت با استفاده از روابط آیزنتروپیک، شرایط مرزی ورودی احتراق تعیین می گردد. در جدول (۲) نیز خواص گازهای احتراق حاصل از نرم افزار CEC آورده شده است. در ابتدای فاز عملکردی آتشزنه، درپوش تراکم نازل در حالت بسته قرار داشته و در اختلاف فشار مشخص به بیرون پرتاب می شود.



شکل ۳- نموداری بعد شده فشار محفظه آتشزنه بر حسب زمان

جدول ۱- خواص سوخت جامد

خاصیت	مقدار	واحد
ρ	۱۷۵۸	kg/m ³
$T_p (critical)$	۸۵۰	K

جدول ۲- خواص گازهای حاصل از احتراق

خاصیت	مقدار	واحد
ρ	قانون گاز کامل	kg/m ³
C_p	۱۲۵۶	J/kg-K
K	۰/۴۶۰۵	w/m-K
μ	۰/۰۰۰۰۹	kg/m-s

$$\dot{m} = \rho \dot{r} A_b \quad (۴)$$

$$\dot{r} = a p^n \quad (۵)$$

در روابط فوق ρ چگالی سوخت جامد، \dot{r} نرخ سوزش سوخت، A_b سطح سوزش سوخت، a ثابت نرخ سوزش، n توان نرخ سوزش و p فشار لحظه ای می باشد.

شرط مرزی تقارن:

در روی محور تقارن شرط تقارن را به صورت زیر خواهیم داشت:

$$\frac{\partial F}{\partial y} = 0$$

که در این رابطه F هریک از متغیرهای جریان یعنی (ρ, u, v, e, p) می باشد.

علاوه بر این شرط مرزی دیگری نیز در دهانه خروجی (محل نصب) آتشزنه خواهیم داشت. با توجه به اینکه پس از شروع به کار آتشزنه در مدت زمانی بسیار کوتاه (که در مقایسه با مقیاس زمانی مسئله خیلی کوچک است) جریان خروجی از نازل آتشزنه مافوق صوت می گردد بنابراین فرض می شود جریان خروجی از آتشزنه و ورودی به موتور به صورت مافوق صوت می باشد. برای اعمال این شرط ابتدا فشار آتشزنه را در هر لحظه از زمان که از نتایج آزمایش آتشزنه در اختیار داریم از نمودار مربوطه بدست می آوریم (شکل ۳). با استفاده از مقادیر لحظه ای فشار و دانستن خواص سوخت ابتدا از رابطه (۵)، نرخ سوزش سوخت به دست آمده سپس با استفاده از مقدار فوق و رابطه (۴) دبی لحظه ای عبوری از نازل آتشزنه به دست می آید. سرانجام با استفاده از رابطه دبی جرمی $(\dot{m} = \rho u A_t)$ ، رابطه گاز کامل و بدست آوردن دمای آدیاباتیک شعله از نرم افزار CEC، کلیه خواص جریان به صورت لحظه ای در خروجی آتشزنه بدست می آید که می تواند به عنوان شرط اولیه مساله در نظر گرفته شود.

در روند حل نیاز به مقادیر R و γ گازهای خروجی از آتشزنه داریم که این مقادیر را می توان از نرم افزار CEC به دست آورد. سوخت مورد استفاده در آتشزنه و محفظه احتراق موتور از نوع HTPB جامد بوده که در جدول (۱) خواص سوخت مورد استفاده عنوان گردیده است.

گرین آتشزنه به صورت ستاره ای بوده و فشار سکون آن با استفاده از ترانسدیوسر فشاری تعبیه شده روی پوسته در فرآیند تست استاتیک آن اندازه گیری می شود. دمای سکون گازهای حاصل از احتراق سوخت آتش

۵. بررسی انتقال حرارت

جهت بررسی وضعیت انتقال حرارت در سطح سوخت جامد، تاثیر مکانیزمهای متفاوت انتقال حرارت میتواند نقش اساسی در تعیین نحوه صحیح مدلسازی فرآیند اشتعال گرین و پیشروی شعله داشته باشد. این موضوع به منظور پیش بینی توزیع دمای سطح سوخت در اثر گرم شدن آن توسط گازهای خروجی از آتشزنه به کار می رود که به عنوان شرط مرزی دمای دیواره (روی سطح سوخت) استفاده می شود. لذا بایستی از مدل مناسبی که بتواند تأثیر مکانیزمهای مختلف انتقال حرارت را در نظر بگیرد استفاده نمود. به دلیل سرعت زیاد و همچنین دمای بالای گازهای خروجی از آتشزنه، انتقال حرارت بین این گازها و سطح سوخت بیشتر تحت تأثیر جابجایی اجباری و تشعشع انجام می گیرد. اثر این مکانیزمها توسط برخی پژوهشگران مورد مطالعه قرار گرفته که از آن جمله می توان به مرجع [۲] اشاره نمود. در این مقاله برای بدست آوردن دمای سطح سوخت از معادله زیر که برای بیان انتقال حرارت در داخل یک استوانه همراه با جریان سیال با سرعت زیاد در مرجع [۱۳] بیان شده، استفاده می کنیم:

$$\frac{dT_{wall}}{dt} = \frac{4}{3} \frac{a h_t^2 (T_{aw} - T_{wall})^3}{k^2 (T_{wall} - T_p)(2T_{aw} - T_{wall} - T_p)} \quad (6)$$

در این رابطه h_t ضریب انتقال حرارت کل بوده و از رابطه زیر بدست می آید:

$$h_t = C_{sf} (0.023) Pr^{\frac{2}{3}} C_p \left(\frac{\mu}{D}\right)^{0.2} (\rho v)^{0.8} \quad (7)$$

که در این معادله D قطر هیدرولیکی بوده و C_{sf} ضریب ثابتی است که برای موتور مقیاس کوچک برابر با ۲/۱ می باشد. همچنین μ ویسکوزیته گاز بوده که با در نظر گرفتن تأثیر دما به صورت زیر بدست می آید:

$$\mu = \mu_{ref} (T_{af})^{0.65} \quad ; \quad T_{af} (^{\circ}R) \quad (8)$$

$$T_{af} = \frac{1}{2} [T_{aw} + T_{wall}] \quad (9)$$

$$T_{aw} = T + (V^2 / 2C_p) \quad (10)$$

Archive of SID

به این ترتیب با حل معادله فوق همراه با معادلات حاکم بر جریان می توان

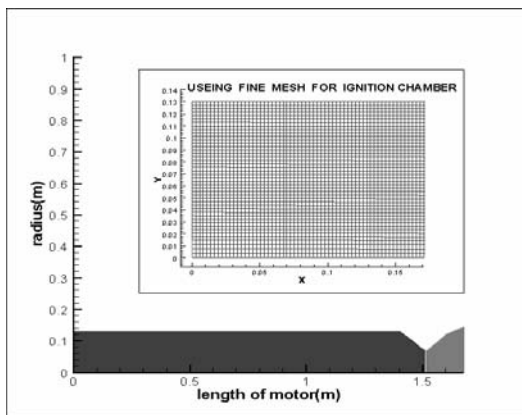
دمای هر نقطه از سطح سوخت را به صورت لحظه ای پیش بینی نمود.

۶. شبکه بندی و روش حل معادلات

در حالت کلی پس از شروع احتراق چون در زمانهای متوالی از ضخامت سوخت به علت سوزش آن کم می گردد، لذا به نظر می رسد بایستی از شبکه متحرک برای شبکه بندی محفظه احتراق استفاده نماییم. ولی محاسبه ساده زیر نشان می دهد این مسئله در مورد احتراق گذرای موتور با توجه به کوتاه بودن زمان آن کم اهمیت بوده و قابل اغماض می باشد.

اگر فرض کنیم ضخامت وب گرین سوخت جامد مورد نظر ۲۰۰ میلیمتر و نرخ سوزش سوخت مورد نظر نیز برابر ۴ میلیمتر بر ثانیه باشد، از آنجا که مدت زمان احتراق گذرا حداکثر ۱ ثانیه بوده، لذا مقدار ضخامت گرین سوخته شده برابر است با: میلیمتر $4 \times 1 = 4$ $\dot{r} \times \Delta t = 4$.

بنابراین درصد تغییر در ضخامت وب در زمان مورد نظر برابر با دو درصد خواهد بود. لذا با توجه به این موضوع و نیز تاکید مقالات گوناگون مانند مرجع [۷] و [۱۳] و با عنایت به کوتاهی زمان احتراق گذرا، می توان از این تغییرات ناچیز صرف نظر کرده و شبکه ای یکنواخت مطابق شکل (۴) جهت مدلسازی در فضای محاسباتی پیشنهاد می گردد. از طرفی جهت اطمینان از بهینه بودن شبکه مورد نظر و نیز عدم تأثیر شبکه از چند شبکه متفاوت با تعداد سلولهای مختلف استفاده گردید که در نهایت، شبکه ای با مشخصات شکل (۴) مناسب و بهینه تشخیص داده شد و مورد استفاده قرار گرفت.



شکل ۴- شبکه مورد استفاده جهت حل معادلات با ۲۰۰۰۰ سلول (۵۰×۴۰)

در نهایت ماکزیمم گام زمانی با توجه به معادله زیر محاسبه می گردد:

$$\Delta t = \min [Co \times (\Delta t_{CFL})_{i,j}] \quad (14)$$

که در رابطه فوق Co عدد کورانت بوده و به عنوان ابزاری جهت کنترل پایداری روند حل به کار می رود. مقدار توصیه شده برای پارامتر Co به صورت زیر پیشنهاد می گردد:

$$0.5 \leq Co \leq 0.8 \quad (15)$$

در روند حل عددی دور تکرار تا زمانی ادامه می یابد که حداکثر باقیمانده جرمی به کمتر از 10^{-4} برسد.

۷. نتایج و بحث

در این بخش نتایج حاصل از حل معادلات را به صورت کانتورهای توزیع دما و فشار بیان می کنیم. چنانچه در مقدمه مقاله ذکر شد، هدف اصلی، بررسی روند روشن شدن گرین اصلی موتور طی احتراق گذرا با یک آتشزنه مشخص می باشد. بنابراین نتایج ارائه شده نیز بیشتر بر این مورد تکیه دارد. ضمناً برای بررسی اثر مقاومت درپوش تراکم با توجه به دراختیار بودن نتایج تست، دو حالت در نظر گرفته شده است. در حالت اول درپوش تراکم در اختلاف فشار یک بار و در حالت دوم در فشار ده بار تخریب می گردد. در این دو حالت، تغییرات فشار برحسب زمان (شکلهای ۱۲ و ۱۳) با یکدیگر متفاوت بوده که در ادامه علت آن بیان می شود. قابل ذکر است که شکلهای ۵ تا ۱۱، مربوط به مشخصات جریان در داخل محفظه احتراق موتور بوده و ضخامت گرین نشان داده نشده است.

در شکل (۵) توزیع دمای داخل محفظه در زمان ۲/۱ میلی ثانیه پس از شروع به کار آتشزنه نشان داده شده که شروع احتراق گذرا را با تزریق گازهای داغ آتشزنه به داخل محفظه احتراق نشان می دهد. با توجه به سرعت بالای گازهای آتشزنه، در زمانی بسیار کوتاه این گازها فضای خالی موتور را اشغال نموده و در اثر گرمای گاز، دمای سطح سوخت افزایش می یابد. چنانچه قبلاً بیان شد، در شکل (۱) فازهای مختلف حاکم بر پدیده احتراق گذرا به طور عمومی نشان داده شده است. شایان ذکر است مقادیر زمانی موجود در شکل (۱) در موتورهای مختلف با توجه به دلایل زیر با یکدیگر متفاوت است.

در روش به کار رفته معادلات حاکم با استفاده از روش مک کورمک صریح حل می گردد. به طوری که معادلات در دو گام پیش بینی و تصحیح (معادلات ۱۱ الف و ب) حل می شوند. ضمناً این روش دارای دقت مرتبه دوم نسبت به مکان و زمان می باشد.

شکل جبری معادلات حاکم به صورت معادلات ۱۱ الف و ب خواهد بود. U بردار مجهولات بوده و با حل معادلات در هر لحظه از زمان به طور صریح مقادیر متغیرهای جریان محاسبه می شود. دمای سطح سوخت با استفاده از رابطه (۶) و مقادیر متغیرهای جریان که به طور لحظه ای از معادله ۱۱ به دست آمده تعیین شده و با دمای بحرانی سوخت مقایسه می گردد. در صورت رسیدن دمای سوخت به دمای بحرانی شرط تزریق جرم از سوخت به داخل محفظه نیز به معادلات اضافه می شود برای تضمین پایداری کد از مدل ویسکوزیته مصنوعی به فرم کلی (۱۱ ج) استفاده گردیده که به سمت راست (۱۱) اضافه شده است [۱۰]:

$$\bar{U}_{i,j}^{n+1} = U_{i,j}^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} (E_{i+1,j}^n - E_{i,j}^n) - \frac{\Delta t}{\Delta y} (F_{i,j+1}^n - F_{i,j}^n) \quad (11 \text{ الف})$$

$$U_{i,j}^{n+1} = \frac{1}{2} [U_{i,j}^n + \bar{U}_{i,j}^{n+1} - \frac{\Delta t}{\Delta x} (\bar{E}_{i,j}^{n+1} - \bar{E}_{i-1,j}^{n+1}) - \frac{\Delta t}{\Delta y} (\bar{F}_{i,j}^{n+1} - \bar{F}_{i,j-1}^{n+1})] \quad (11 \text{ ب})$$

$$\varepsilon_e (\Delta x)^4 \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{|u| + a}{4p} \left| \frac{\partial^2 p}{\partial x^2} \right| \frac{\partial U}{\partial x} \right) \quad (11 \text{ ج})$$

ضمناً باید شرط $0 \leq \varepsilon_e \leq 0.5$ برقرار باشد تا پایداری تضمین شود. شایان ذکر است به کار بردن گامهای زمانی بزرگ ضمن دور شدن از فیزیک مساله (حل در شرایط گذرا) می تواند منجر به ناپایداری حل عددی گردد. به همین علت از روابط زیر جهت تعیین ماکزیمم گام زمانی با در نظر گرفتن متغیرهای جریان و ابعاد شبکه به کار گرفته شده استفاده شده است. مزیت این روش کنترل زمان پیشروی حل (Δt) بوده که به صورت نیمه خودکار روند حل مساله را در حوزه زمان تسهیل می نماید.

$$t_{CFL} = \left(\frac{|u_{i,j}|}{Dx} + \frac{|v_{i,j}|}{Dy} + \delta_{i,j} \sqrt{\frac{1}{Dx^2} + \frac{1}{Dy^2}} + 2v'_{i,j} \left[\frac{1}{Dx^2} + \frac{1}{Dy^2} \right] \right)^{-1} \quad (12)$$

$$v'_{i,j} = \max \left[\frac{4}{3} \frac{\mu_{i,j}(\gamma \frac{\mu_{i,j}}{Pr})}{\rho_{i,j}} \right] \quad (13)$$

بار به بیرون پرتاب شده و رفتاری بسیار شبیه به رفتار عمومی ذکر شده در شکل (۱) را دارا می باشد. اما شکل (۱۳) مربوط به موتوری است که درپوش تراکم آن با اختلاف فشار ده بار از بین می رود. پس از سوختن درپوش تراکم، گازها از محفظه خارج شده و فشار موتور برای لحظاتی کوتاه کاهش می یابد. این موضوع در شکل (۱۳) از نتایج تست و حل عددی قابل ملاحظه می باشد.

با اینکه تا زمان پایان فاز گسترش شعله در این روش به خوبی مدل می گردد، اما مشاهده می شود در شکل (۱۳) تقریباً از زمان 0.4 به بعد روی محور زمان، منحنی نتایج عددی از منحنی نتایج تست به طور فاحشی فاصله می گیرد و این روش قادر به تسخیر پدیده پر شدن محفظه به طور کامل نبوده و نرخ افزایش فشار به دست آمده کمتر از نرخ افزایش فشار تست می باشد. برای بیان علت این اختلاف می توان به استفاده از مدل ساده نرخ سوزش (رابطه ۵)، اشاره نمود. از آنجا که پس از بین رفتن درپوش تراکم نازل، گاز برای لحظاتی سرعت گرفته و سوخت علاوه بر نرخ سوزش فشاری دارای سوزش فرسایشی نیز می گردد، از این رو برای تعیین جرم دقیق گاز تزریقی به محفظه احتراق، سوزش فرسایشی نیز باید در نظر گرفته شود. البته همانگونه که گفته شد، اثر سوزش فرسایشی در زمان 0.4 به بعد اهمیت می یابد که نسبت به کل زمان احتراق گذرا نسبتاً کوتاه است. به عبارت دیگر اثر سوزش فرسایشی از زمانهای پایان احتراق گذرا به بعد اهمیت دارد. در شکل (۱۲) به علت تخریب درپوش در اختلاف فشار یک بار، عملاً نیاز به فرضیات دیگری نبوده و نتایج روش فوق و نتایج تست همخوانی مناسبی دارد. از آنجا که در این روش هدف فقط بررسی فرآیند احتراق در زمان گذرا بوده و روند روشن شدن گرین مد نظر قرار داشته لذا این نتایج نشان می دهد برای شرایطی که درپوش تراکم در فشارهای بالا تخریب می شود پس از تخریب آن نمی توان از این نتایج استفاده نمود. در حقیقت تغییر پارامترهایی مانند میزان دبی جرمی گازهای آتشنه، جهت تزریق دبی و میزان مقاومت درپوش تراکم نازل می تواند تأثیرات متفاوتی در نحوه بالا رفتن فشار موتور و یا پیک فشاری آن داشته باشد.

در جدول (۳) ماکزیمم خطا و نیز طول زمان محاسبات درج شده است. علت طولانی شدن زمان محاسبات استفاده از گامهای زمانی کوچک در حد میکروثانیه و حتی کوچک تر جهت نیل به پایداری و تسخیر فیزیک حاکم بر مساله می باشد. همچنین در مورد نقش این محاسبات در تعیین بهترین آتشنه برای یک موتور می باید به این نکته اشاره نمود که در برخی موتورهای سوخت جامد ناچار به استفاده از درپوش تراکم می باشیم.

نوع سوخت پیشران، خواص آن و اجزاء فرعی شرکت کننده در احتراق نظیر چاشنی ها، که دارای تاخیرهای ذاتی متفاوت می باشد بر روند احتراق گذرا تأثیرگذار خواهد بود. از سوی دیگر، اندازه موتور (بزرگ یا کوچک بودن $\frac{L}{D}$ آن) نیز می تواند باعث تغییر زمان احتراق گذرا شود. به طور کلی، در شکل (۱) روند انجام فازهای مختلف احتراق گذرا از نظر کیفی مورد نظر می باشد. با توجه به تعریف ارائه شده و توزیع دمای سطح سوخت در شکل (۵) نتیجه می شود تا زمان ارائه شده در این شکل در فاز تأخیر احتراق قرار داریم. این فاز از لحظه ارسال سیگنال جریان آتشنه آغاز شده و تا اشتعال اولین المان سوخت ادامه می یابد. سپس با اشتعال اولین المان از سوخت، فشار موتور بالا رفته و با گسترش پیشانی شعله، موتور نرخ افزایش فشار شدیدی را متحمل می گردد.

در شکل (۵) گازهای داغ به قسمتی از سوخت برخورد نموده اما نتوانسته دمای کل سطح آن را به دمای بحرانی برساند. در صورت رسیدن دمای سطح سوخت به دمای بحرانی اشتعال، گاز با دبی جرمی مشخص به صورت عمود بر سطح سوخت وارد محفظه احتراق می شود (شرایط مرزی ورودی). پس از طی زمان بیشتر همانگونه که در شکلهای (۶) و (۷) و (۸) نشان داده شده، گسترش شعله را به دلیل اشتعال سوخت خواهیم داشت و در اشکال (۹) و (۱۰) به علت رسیدن فشار سمت نازل موتور به فشار بحرانی و تخریب درپوش تراکم نازل، جریان گاز به سوی بیرون موتور رانده شده است (شرط مرزی خروجی). در این حالت هنوز یک لایه از سوخت به طور کامل مشتعل نگردیده، به طوری که در شکل (۹) دیده می شود، هنوز قسمت انتهایی موتور (سمت گلوگاه نازل) مشتعل نشده است. در عرض چند میلی ثانیه جریان در گلوگاه نازل خفه شده^۱ و موتور به حالت پایای احتراق می رسد. در این حالت فشار در داخل موتور به حالت یکنواخت می رسد (شکل ۱۱). بنابراین تغییرات کم فشار در زمان $46/3$ میلی ثانیه نشانگر رسیدن موتور به حالت پایای احتراق بوده که به نوعی پایان احتراق گذرا را نشان می دهد. با توجه به عدم مدلسازی عقب روی گرین سوخت، نتایج حل در روش فوق تا این زمان قابل کاربرد بوده و از این زمان به بعد سوزش گرین اصلی سوخت، فشار لازم را برای ادامه روند سوزش مهیا می سازد.

باید به این نکته توجه نمود که وجود درپوش تراکم نازل، رفتار منحنی فشار در حالت گذرا را تا حدودی متغیر می سازد. تفاوت شکل (۱۲) و (۱۳) تنها مربوط به زمان از بین رفتن درپوش تراکم نازل می باشد، به طوری که شکل (۱۲) مربوط به موتوری است که درپوش تراکم آن با اختلاف فشار یک

1- Chocked Flow

۸. نتیجه گیری

با توجه به مطالب و نتایج ارائه شده در رابطه با احتراق گذرا در موتورهای سوخت جامد، به طور خلاصه می توان موارد زیر را بیان نمود:

۱- محدوده زمانی احتراق گذرا در موتورهای سوخت جامد بسیار کوتاه بوده و بلافاصله با شروع به کار آتشزنه شروع شده و پس از روشن شدن گرین سوخت و پایا شدن احتراق موتور پایان می پذیرد.

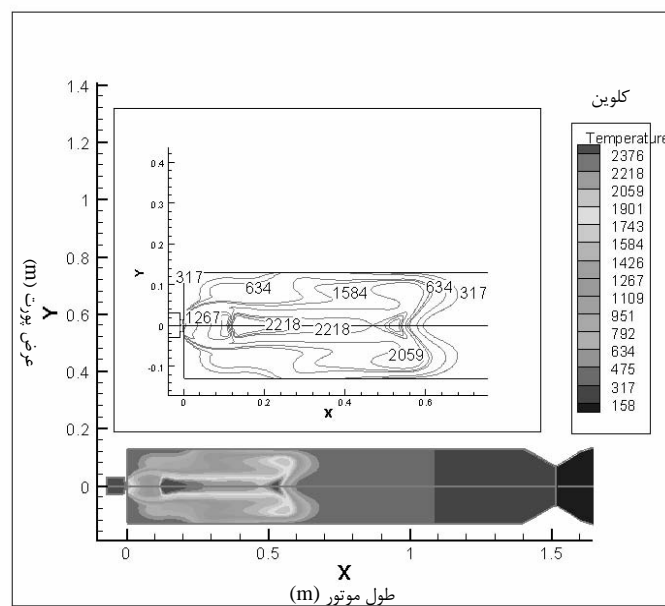
۲- حل معادلات حاکم با فرض تقارن محوری برای موتورهایی که گرین سوخت دارای هندسه متقارن باشد با دقت خوبی جواب مناسب را ارائه می دهد.

۳- استفاده از مدل ساده نرخ سوزش (رابطه خطی لگاریتم نرخ سوزش با لگاریتم فشار) در مواردی که نرخ تغییرات فشار زیاد نباشد مناسب است.

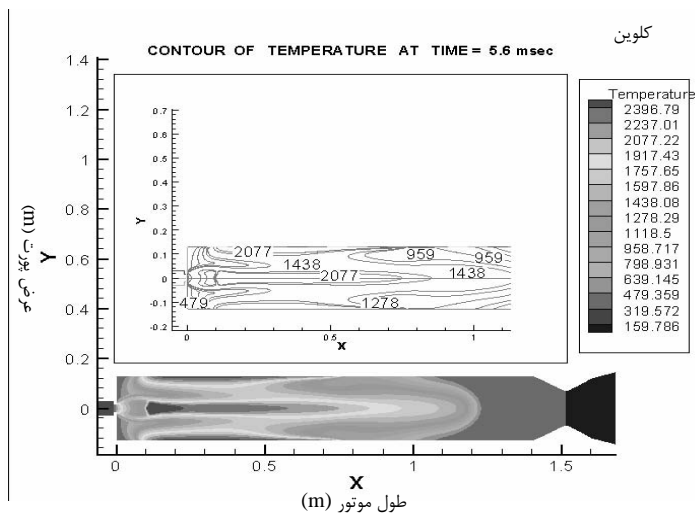
۴- از آنجاکه تغییر پارامترهایی مانند میزان دبی جرمی گازهای آتشزنه و جهت تزریق گاز خروجی از آن به داخل موتور و نیز میزان مقاومت درپوش تراکم نازل باعث تغییر در شرایط مرزی می شود لذا می تواند تأثیرات متفاوتی در نحوه بالا رفتن فشار موتور داشته باشد. بنابراین نتایج حاصل بستگی به نوع آتشزنه خواهد داشت.

از آنجا که در ناحیه گذرای منحنی فشار- زمان، پارامترهای مهمی نظیر زمان رسیدن به احتراق پایا، نرخ افزایش فشار سر موتور و ... وجود داشته و مقدار دبی جرمی گازهای آتشزنه روی آن تأثیر مستقیم دارد، لذا گام اول در این موارد بررسی رفتار گذرای موتور بوده تا از این طریق بتوان ضمن تغییر نوع و یا خواص گازهای آتشزنه به هدف مورد نظر دست یافت. در این بررسی دو نوع پروفیل فشار- زمان به دست آمده است که پروفیل موتور ۱ تقریباً بی نقص بوده و دارای رفتاری شبیه شکل ۱ می باشد. اما پروفیل فشار موتور ۲ به گونه ای است که نشان می دهد در هنگام ضرورت یافتن استفاده از درپوش تراکم، مجاز به استفاده از آتشزنه مشابه نخواهیم بود و باید آتشزنه دیگری طراحی و استفاده گردد.

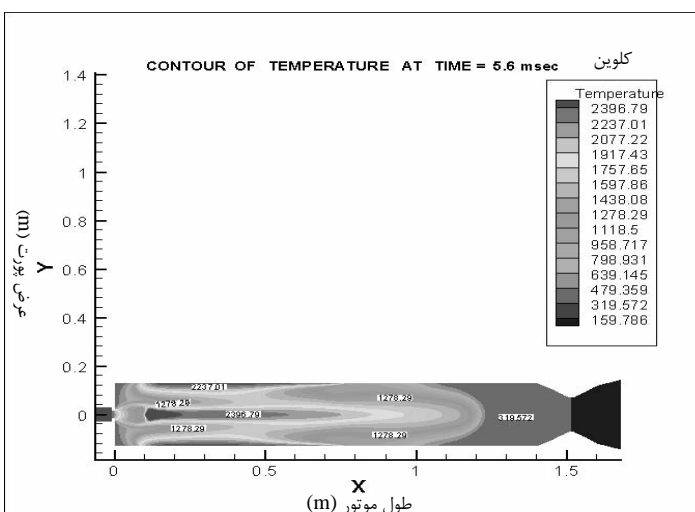
برای بالا بردن دقت می توان از مدل‌های پیشرفته تر نرخ سوزش که اثر سوزش فرسایشی را نیز در بر دارد، استفاده نمود. با ذکر این نکته که استفاده از مدل‌های پیچیده باعث کندی حل عددی شده و نیاز به استفاده از روش‌های عددی پیشرفته تر دارد. ضمناً برای استفاده از مدل‌های سوزش پیشرفته تر بایستی از نتایج تست، ضرایب مدل برای سوخت مورد نظر مشخص شود. همچنین می توان از مدل‌های آشفته‌گی جریان نظیر $k - \epsilon$ و یا مدل‌های دقیق تر نیز جهت بررسی اثرات آشفته‌گی استفاده نمود.



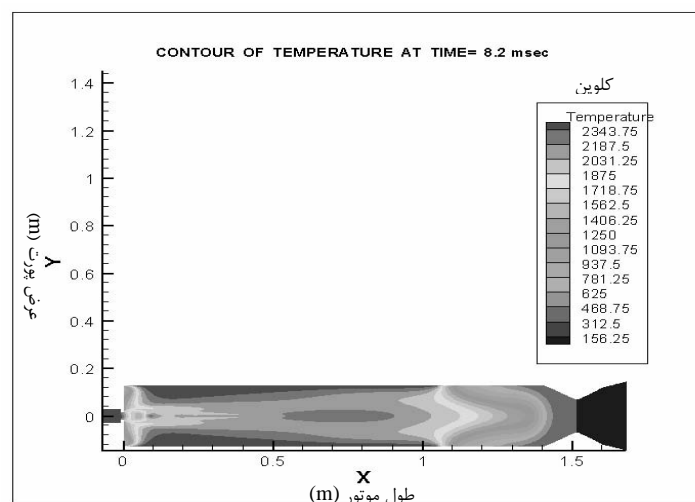
شکل ۵- کانتورهای دمای استاتیک در زمان $t = 2/1$ msec بعد از شروع به کار آتشزنه



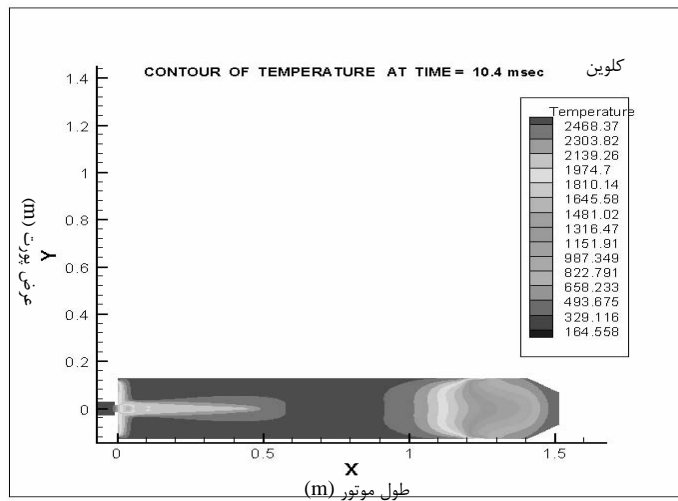
شکل ۶- کانتورهای دمای استاتیک در زمان $t = 3/7$ msec بعد از شروع به کار آتشزنه



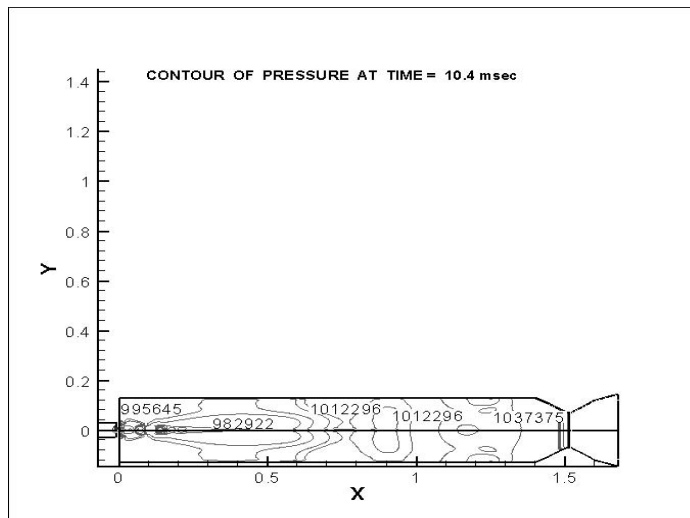
شکل ۷- کانتورهای دمای استاتیک در زمان $t = 5/6$ msec بعد از شروع به کار آتشزنه



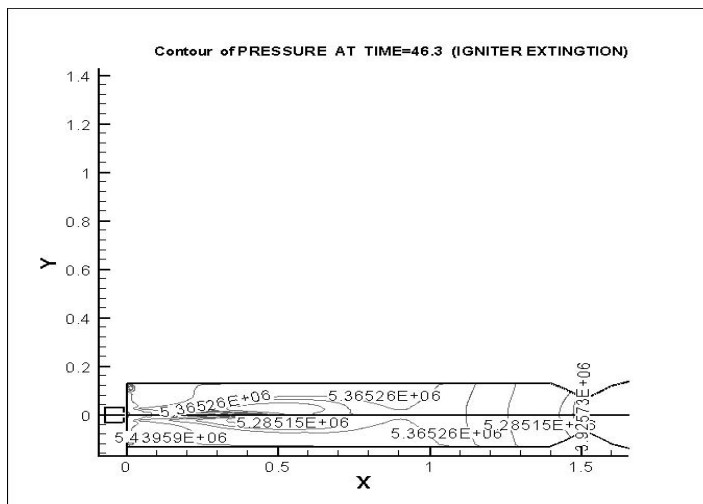
شکل ۸- کانتورهای دمای استاتیک در زمان $t = 8/2$ msec بعد از شروع به کار آتشزنه



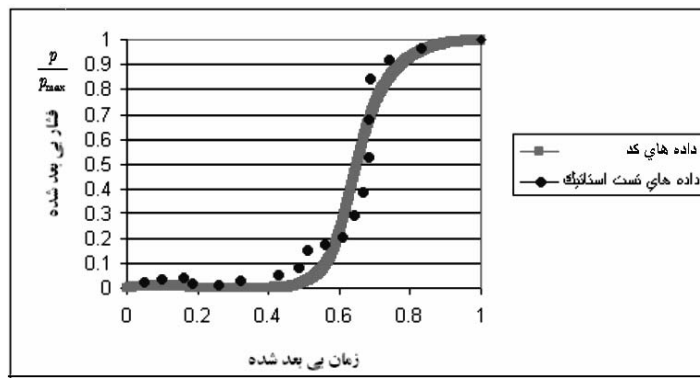
شکل ۹- کانتورهای دمای استاتیک در زمان $t = 10.4 \text{ msec}$ (تخریب درپوش تراکم)



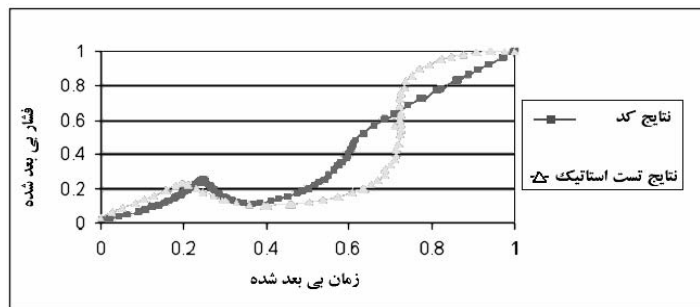
شکل ۱۰- کانتورهای فشار در زمان $t = 10.4 \text{ msec}$ (تخریب درپوش تراکم)



شکل ۱۱- کانتورهای فشار استاتیک در زمان $t = 46.3 \text{ msec}$ (حالت پایای عملکرد موتور)



شکل ۱۲- فشار سر موتور هنگامی که درپوش تراکم در اختلاف فشار یک بار از بین می رود



شکل ۱۳- فشار سر موتور هنگامی که درپوش تراکم در اختلاف فشار ۱۰ بار از بین می رود

جدول ۳- مقادیر خطا و زمان محاسبات کد

	موتور ۱ با مقاومت درپوش یک بار	موتور ۲ با مقاومت درپوش ده بار
زمان محاسبات	۱۲ ساعت و ۴۰ دقیقه	۱۳ ساعت و ۶ دقیقه
ماکزیمم خطای فشار متوسط سر موتور نسبت به مقادیر تست قبل از تخریب درپوش تراکم	۱/۹ درصد	۳/۱ درصد
مکان اشتعال اولین المان از سطح سوخت	۰/۲۳ متر	۰/۲۱ متر
مکان اشتعال آخرین المان از سطح سوخت	۱/۳۶ متر	۱/۴ متر

۸. فهرست علائم

C_{sf} = ضریبی که از تست استاتیک موتورمقیاس کوچک برابر ۲/۱ به دست

آمده است.

D = قطر مینا

e = انرژی واحد جرم سیال

g_x, g_y = نیروی حجمی بر واحد جرم

ρ, u, v, p, e = متغیرهای میدان جریان شامل چگالی و سرعت در راستای

محور، سرعت در راستای عمود بر محور، فشار استاتیک و انرژی داخلی سیال

a = سرعت صوت در سیال

C_p = گرمای ویژه در فشار ثابت

- [3]. Johnstone W. A. "Solid Rocket Motor Internal Flow During Ignition", Journal of Propulsion and Power, Vol. 11, No. 3, May-June (1995).
- [4]. Kallmeyer T. E. , Sayer L. H. , "Difference Between Actual and Predicted Pressure-Time History of Solid Rocket Motors", AIAA, (1982).
- [5]. Desoto S., "Flame Spreading and Ignition Transient in Solid Grain Propellants", AIAA Journal, Vol. 3, No. 3, March (1965).
- [6]. Brown R. S. , "Theory of Ignition Propagation of Solid Propellants in a Flow Environment" , AIAA-Paper 64-157, January (1964).
- [7]. Bai S. D. , "2D Axisymmetric Analysis Of SRM Ignition Transient", AIAA-Paper 93-2311, June (1993).
- [8]. Serraglia, F. , Favini, B. , di Giacinto, M. , Neri, A. "Gasdynamic Features in Solid Rocket Motors With Finocyl Grain During Ignition Transient", Proceedings of the 5th European Symp. On Aerodynamics for Space Vehicles, (ESA SP-563) Nov. (2004).
- [9]. Peretz, A. Kuo, K. K. & Caveny, L. H. " Starting Transient Of Solid Propellant Rocket Motors with Internal Gas Velocities", AIAA Journal , December (1973).
- [10]. Anderson, Dale. A. & Tannehill, John. C. "Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer", Second Edition Hemisphere Publishing Corporation, (1984).
- [11]. Johnston, W. A. "A Numerical Procedure For the Analysis of the Internal Flow In A Solid Rocket Motors During the Ignition Transient Period" , AIAA-Paper 91-1655, July 1991.
- [12]. Alavilli, P "Ignition Transient Modeling for Solid Propellant Rocket Motors", AIAA-Paper 00-36750, July (2000).
- [13]. Peretz, A., "The Starting Transient of Solid-Propellant Rocket Motors With High Internal Gas Velocities", PhD. Thesis, AMS Dept., Princeton Univ, Princeton, N. J. April (1973).

$$h_T = \text{ضریب انتقال حرارت کل}$$

$$k = \text{ضریب هدایت حرارتی سوخت}$$

$$\dot{m} = \text{دبی جرمی}$$

$$P = \text{فشار استاتیک}$$

$$Pr = \text{عدد پرانتل}$$

$$\dot{r} = \text{نرخ سوزش سوخت}$$

$$T_p = \text{دمای اولیه سوخت}$$

$$T_{af} = \text{دمای متوسط فیلم}$$

$$T_{aw} = \text{دمای آدیاباتیک دیواره}$$

$$T_{wall} = \text{دمای موضعی سطح سوخت}$$

$$u = \text{مؤلفه محوری سرعت}$$

$$\vec{U} = \text{بردار مجهولات در معادلات بقاء}$$

$$V = \text{مؤلفه شعاعی سرعت}$$

$$\alpha = \text{ضریب نفوذ حرارتی سوخت}$$

$$\gamma = \text{نسبت گرمای ویژه}$$

$$\rho = \text{چگالی}$$

$$\mu = \text{ویسکوزیته گاز}$$

۹. مراجع

- [1]. Cho I. H. , Wook S. "Numerical Simulation of Axisymmetric Solid Rocket Motor Ignition Transient with Radiation Effect", Journal of Propulsion, Vol. 16, No. 4, (1999).
- [2]. Giacinto M. D. , Serraglia F. "Modeling of Solid Motor Start-Up", AIAA-Paper 2001-3448, (2001).