

بررسی تحلیلی و عددی جریان دو فازی در موتورهای پیشران فضایی

علی سرداری^{۱*}، روح ا... طاهری نژاد^۲

۱- کارشناس ارشد، دانشگاه امام حسین (ع)، دانشکده مهندسی مکانیک

۲- دکتری، دانشگاه گیلان، دانشکده مهندسی مکانیک

*نویسنده مخاطب، shamsr.taheer93@gmail.com

چکیده

هدف از تهیه این گزارش مطالعه راهبردی پدیده جریان دو فازی در موتور پیشرانه جامد، ناشی از حضور ذرات آلومینیوم می باشد. در موتورهای پیشرانه جامد به منظور افزایش ایمپالس موتور و بهبود عملکرد آن، از ذرات جامد آلومینیوم استفاده می شود. حضور این ذرات و اکسیداسیون آنها باعث افزایش دمای محفظه و در نتیجه افزایش انرژی موتور می شود. از طرفی حضور ذرات جامد باعث ایجاد جریان دو فازی در گاز خروجی موتور می شود که این ذرات مشکلاتی در عملکرد موتور ایجاد می کنند. از جمله این مشکلات می توان به سایش مکانیکی سپر نازل، توده های شدن و کلوخه شدن ذرات، دودزا بودن، درخشان شدن دود خروجی، آلوده شدن محوطه پرتاب به ذرات آلومینیوم و اثر معکوس بر اجزای موتور به علت گرمای زیاد اشاره نمود. همچنین بررسی مکانیزم احتراق پیشرانه و ذرات جامد و نیز تعیین ساختار شعله در موتور پیشرانه جامد باعث درک درست از فرآیند احتراق و پدیده شناسی آن می شود. در نهایت می توان گفت که بررسی جریان دو فازی در موتور پیشرانه جامد و بررسی تاثیر حضور ذرات جامد در عملکرد موتور و سایش مکانیکی نازل، از اهمیت ویژه ای در طراحی و تحلیل عملکرد موتور پیشرانه جامد مرکب، برخوردار است.

کلیدواژه ها: جریان دو فازی، موتور، پیشرانه، آلومینیوم

۱- مقدمه

در موتورهای پیشرانه جامد مرکب از آمونیوم پراکرات، HTPB به همراه یک پودر فلزی به عنوان پیشرانه استفاده می شود. استفاده از این پیشرانه باعث دستیابی به سرعت بالاتر و ایمپالس بیشتر نسبت به پیشرانه های تک پایه می شود. پودر فلزی مورد استفاده در پیشرانه جامد مرکب معمولاً آلومینیوم می باشد. دلیل استفاده از آلومینیوم داشتن ویژگی هایی از قبیل چگالی بالا، آزاد کردن انرژی زیاد هنگام اکسیداسیون، هزینه پایین و امنیت نسبی هنگام استفاده می باشد. همچنین حضور آلومینیوم باعث تبدیل شدن دی اکسید کربن و بخار آب به بخارات بهتری از جمله H₂ و منواکسید کربن می شود. استفاده از آلومینیوم به عنوان پودر فلزی در موتور پیشرانه جامد باعث افزایش دمای محفظه احتراق و افزایش انرژی پیشرانه و در نتیجه افزایش تقریبی در حدود 10% ایمپالس ویژه در پیشرانه های با 15% کسر جرمی آلومینیوم می شود. البته استفاده از آلومینیوم باعث ایجاد مشکلاتی در عملکرد موشک می شود. از جمله این مشکلات می توان به دودزا بودن، درخشان شدن دود خروجی، آلوده شدن محوطه پرتاب به ذرات آلومینیوم، اثر معکوس بر اجزای موتور به علت گرمای زیاد و ایجاد جریان دو فازی اشاره نمود. [1]

از نقطه نظر دینامیک سیال جریان مرکزی، سوختن پیشرانه مانند یک چشمه سطحی از سیال (گاز-داغ) می باشد. این جریان در حقیقت یک

جریان دمشی رانده شده می باشد. شبیه سازی این جریان یکی از اولین چالش هایی است که شبیه سازی تمام سیستم راکت پیشرانه جامد با آن روبرو است. جریان هسته در راکت پیشرانه جامد شامل چندین ویژگی پیچیده می باشد که شبیه سازی آن را چالش برانگیز می نماید [2].

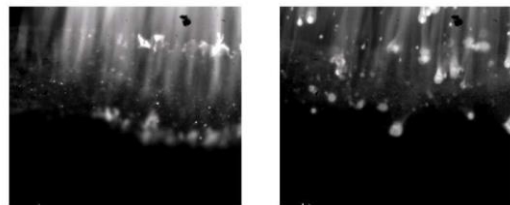
همچنین حضور ذرات جامد در جریان مرکزی موتور پیشرانه جامد، باعث سایش مکانیکی در تجهیزات محافظ حرارتی موجود در نازل موتور می شود. گرافیت و کامپوزیت های کربن-کربن که بطور گسترده ای در مواد نازل موتور استفاده می شوند، متحمل خوردگی زیادی در دما و فشار بالا و نیز برخورد ذرات جامد با سرعت بالا به آنها، می شوند. افزایش سطح نازل در اثر این چنین سایش هایی می تواند عملکرد موتور را بطور موثری کاهش دهد. بنابراین نرخ عقب روی سطح نازل باید در نظر گرفته شود تا عملکرد یک موتور به دقت پیش بینی گردد. مشخص کردن و حداقل نمودن سایش نازل اهمیت زیادی دارد تا نازل بتواند تحمل شرایط عملکردی سخت را داشته باشد. در حالت پیشرانه جامد بدون آلومینیوم (AP/HTPB) عقب روی سطح توسط خوردگی شیمیایی بوجود می آید که ناشی از واکنش همگن بین مواد نازل و اکسیژن موجود در محصولات اشتعال می باشد. در حالت پیشرانه جامد با ذرات فلز (AP/Al/HTPB) سایش مکانیکی در مقاطع مشخصی از نازل علاوه بر سایش شیمیایی وجود دارد [3].

برای درک کارهای قبلی انجام شده بر روی جریان دو فازی در موتور پیشرانه جامد، چندین مقاله پژوهشی مورد مطالعه قرار گرفته است. در مرجع [1] به بررسی مکانیزم شعله و شبیه سازی جریان چندفاز و بررسی اثر اندازه ذرات آلومینیوم پرداخته است. در مرجع [2] به بررسی جریان چندفاز به همراه مدل آشفستگی LES پرداخته شده است. بررسی خوردگی مکانیکی بر روی گرافیت نازل در مرجع [3] مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین بررسی جریان چندفاز در نازل موتور پیشرانه جامد و بررسی تاثیر اندازه ذرات جامد بر روی مسیر حرکت آنها در مرجع [4] مورد کاوش قرار گرفته است. شبیه سازی جریان دو فازی در موتور پیشرانه جامد در یک شبکه سازمان نایافته به منظور تعیین سرعت و زاویه برخورد ذرات با دیواره در مرجع [5] انجام شده است. محاسبات فرآیند تبخیر در جریان دو فازی در موتور راتکت پیشرانه جامد به عنوان پیش زمینه ای برای در نظر گرفتن احتراق کامل، در مرجع [6] مورد ارزیابی قرار گرفته است. جریان دو فازی در موتور با گرین اسلات-تیوب و نازل غوطه ور در مرجع [7] بررسی شده است. جریان دو فازی و تکفاز در نازل موتور پیشرانه جامد Titan III در مرجع [8] مورد تحلیل قرار گرفته است. همچنین بررسی جریان سه بعدی دو فازی با در نظر گرفتن آشفستگی در موتور پیشرانه جامد در مرجع [9] آنالیز شده است.

۲- احتراق و پدیده چند فاز در موتور پیشرانه جامد

۵- ۳- ۱- مشخصه‌های چندفاز

پودر آلومینیوم به طور وسیعی به عنوان جزئی از پیشرانه جامد برای افزایش عملکرد راکت‌های پیشرانه جامد مورد استفاده قرار می‌گیرد. همانطور که ذکر شد، آلومینیوم دارای چگالی بالا، انرژی واکنش اکسیداسیون بالا (بدون هیچگونه اثر مضر بر روی مشخصه‌های انفجاری پیشرانه) می‌باشد و اکسیداسیون آن باعث کاهش مقدار H_2O و CO_2 به گازهای احتراق بهتری از جمله H_2 و CO می‌شود. هنگامی که پیشرانه می‌سوزد، سطح احتراق پیشرانه عقب روی می‌کند و ذرات آلومینیوم وارد جریان مرکزی محفظه می‌شوند. جزئیات تاریخچه منشا ذرات آلومینیوم در سطح پیشرانه و ورود آن به محفظه در مرجع پرایس و سیگمان ارائه شده است. شکل ۱ سطح سوزش دو پیشرانه با و بدون ذرات آلومینیوم را نشان می‌دهد.



شکل ۱: سطح سوزش دو پیشرانه با ذرات آلومینیوم (سمت راست) و بدون ذرات آلومینیوم

فیزیک احتراق آلومینیوم با دیگر اجزای پیشرانه از جمله بایندهای پلیمری و آمونیوم پرکلرات متفاوت است. ذرات آلومینیوم فراریت کمتری دارند بنابراین به سرعت در سطح پیشرانه نمی‌سوزند. ذوب شدن ذرات آلومینیوم در سطح می‌تواند باعث ایجاد انباشتگی در اشتعال شود (روی سطح یا بعد از ترک کردن سطح). ذرات احتراق دوده آلومینیوم اکسید تولید می‌کند که به حوزه جریان منتقل می‌شوند. حضور این ذرات در کاهش عملکرد موتور تأثیر دارد، چون باعث کاهش عملکرد نازل می‌شود. همچنین احتمال تخریب سطح ناشی از برخورد ذرات، انباشت ذرات در نازل‌های اتصال-داخلی و تأثیر زیاد در ناپایداری احتراق موتور دارد. بخاطر خواص فیزیکی آلومینیوم و اکسید آن، کسر زیادی از آلومینیوم بصورت واکنش نداده و حالت مایع در سطح سوزش باقی می‌ماند. چندین قطره مایع در یک توده بزرگ در هم آمیخته می‌شوند (اغلب در مقیاس $100 \mu m$ تا $200 \mu m$). این کلوخه‌ها سطح پیشرانه را ترک می‌کنند و به علت فراریت کم آلومینیوم به آرامی به سوختن ادامه می‌دهند. آلومینیوم بخار شده با اجزاء اکسید کننده در فاز گاز واکنش می‌دهد و Al_2O_3 را تشکیل می‌دهند. بخشی از اکسید ایجاد شده در سطح کلوخه‌ها گرفتار می‌شود و بصورت پوسته اکسید کندانس می‌شود. آرایش پوسته اکسید آلومینیوم در آهسته کردن احتراق آلومینیوم مشارکت می‌کند و در عوض این موضوع تأیید شده است که برای بخش باقیمانده پیشرانه، سرعت واکنش سریع‌تر می‌شود. مقدار معمول برای ذرات کوچک دوده در حدود $1.5 \mu m$ و برای ذرات انباشته بزرگتر در حدود $15 \mu m$ می‌باشد.

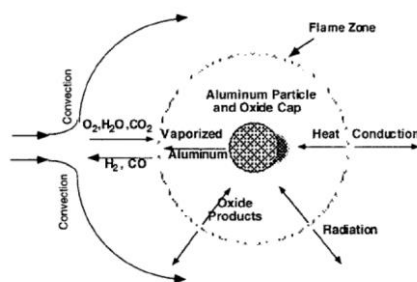
۵- ۳- ۲- ویژگی‌های آلومینیوم

آلومینیوم چندین ویژگی به عنوان جزئی از پیشرانه دارد:

- در سطح سوزش به بخار تبدیل نمی‌شود. نقطه جوش آن 2749 K است.
- دمای سطح سوزش پیشرانه در حدود 870 K است که 60 K زیر دمای ذوب آلومینیوم است.
- چگالی آن در حدود 1750 kg/m^3 است که 1.3 برابر AP و حدود 3 برابر بایندهای مرسوم است.
- سطح ذرات بوسیله Al_2O_3 پوشیده شده است که برای یک ذره با اندازه 25 میکرومتر در حدود 0.5% وزنی را تشکیل می‌دهد.
- در دمای بالا قطرات شامل Al و Al_2O_3 هستند که تمایل به جداسدن بصورت لخته در قطرات را دارند به این دلیل که Al و Al_2O_3 هر دو حل‌نشده هستند.
- در دمای بین نقطه ذوب Al و Al_2O_3 ، نشت Al از پوشش اکسید می‌تواند باعث کلوخه شدن در اجزای ذرات گردد.

۵- ۳- ۳- سوزش قطرات

احتراق قطرات Al فرآیند بسیار پیچیده‌ای است. روابط تجربی برای پیش‌بینی زمان مورد نیاز برای سوختن ذرات آلومینیوم مفید می‌باشد اما داده‌های واقعی از موتور در دسترس نیست، به این دلیل که محیط موتور غیرقابل دسترس است. همه روابط تجربی از تجربه‌های آزمایشگاهی بدست آمده است. وقتی یک ذره آلومینیوم می‌سوزد، گرمای واکنش آنقدر زیاد است که آلومینیوم را می‌جوشاند و در دمای 2800K نکه می‌دارد. شعله اطراف ذره قطری بین ۲ تا ۴ برابر قطر ذره دارد. در این ناحیه شعله، یک واکنش هموزن بین آلومینیوم و اکسیدکننده‌ها صورت می‌گیرد. شکل ۲ فرآیند احتراق فاز بخار آلومینیوم را نشان می‌دهد. در ناحیه شعله، محصولات اکسید شده شامل $AlxOy$ می‌باشد.



شکل ۲: فرآیند احتراق فاز بخار آلومینیوم.

۵- ۳- ۴- انباشت و کلوخه شدن

هنگامی که ذرات آلومینیوم به سطح سوزش پیشرانه می‌رسد، هنوز ذوب نشده است و معمولاً در محیط پیشرانه پیرولیز شده و بایندها ذوب شده می‌باشد. ذرات آلومینیوم فوراً خارج نمی‌شوند چونکه آنها در بایندها ذوب شده گرفتار می‌شوند. این ذرات مشتعل نمی‌شوند بخاطر اینکه محیط پیشرانه غنی شده است و بخاطر اینکه بوسیله ذرات جامد Al_2O_3 پوشیده شده‌اند. در پیشرانه‌های مرسوم، ذرات آلومینیوم در مقایسه با ذرات اکسیدکننده کوچکتر هستند بنابراین آنها در مجموعه‌هایی بین ذرات اکسیدکننده تجمع دارند. ذرات آلومینیوم بصورت پیوسته خارج شده و روی

در این معادلات نماد ρ چگالی، p فشار، u_i جز i ام بردار سرعت و e چگالی انرژی کلی می باشد که توسط معادله ۴ بیان می شود.

$$e = e(p, U) = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho u_i u_i \quad (4) \text{ معادله}$$

که در این معادله γ نشان دهنده نسبت گرماهای ویژه می باشد.

۵-۴-۲ معادلات آشفستگی

تعدادی مدل مقیاس ریزشکه برای انجام دادن این وظیفه می تواند مورد استفاده قرار گیرد. در ادامه مدل دینامیک Smagorinsky تشریح می شود که به طور خلاصه بصورت معادله ۵ بیان می شود.

$$\tau_{ij} = -C_d \Delta^2 |S(\bar{U})| S_{ij}(\bar{U}) \quad (5)$$

که در این معادله C_d نشان دهنده ضریب Smagorinsky، Δ نماد عرض فیلتر و $|S(\bar{U})|$ نشان دهنده مقدار نرخ کرنش می باشد. ضریب Smagorinsky به طور دینامیکی بوسیله بکار بردن یک فیلتر تست برای حل کردن جریان مقیاس، تعیین می شود. با استفاده از مدل دینامیکی معادله ۶ تا ۸ برای این ضریب بدست می آید.

$$C_d = \max(0, \frac{M_{ij} L_{ij}}{M_{ij} M_{ij}}) \quad (6)$$

$$L_{ij} = \frac{\overline{\rho u_i \rho u_j}}{\bar{\rho}} - \frac{\overline{\rho u_i} \overline{\rho u_j}}{\bar{\rho}} \quad (7)$$

$$M_{ij} = -\bar{\rho} (2\Delta)^2 |S(U_F)| S_{ij}(U_F) + (\bar{\rho} \Delta^2 |S(\bar{U})| S_{ij}(\bar{U})) \quad (8)$$

در معادلات بالا نماد $\bar{()}$ نشان دهنده فیلتر تست و نماد $\hat{()}$ نشان دهنده فیلتر تست بکار برده شده در عبارت داخل پرانتز می باشد.

۵-۴-۳ معادلات ذرات جامد

معادلات فرضیه لاگرانژین برای موقعیت ذرات، سرعت و دمای آنها مطابق معادلات ۹ تا ۱۱ می باشد و در این معادلات $\tau_{p,\theta}$ و τ_p مقیاس زمانی می باشند و مطابق معادلات ۱۲ و ۱۳ بیان می شوند.

$$\frac{dx_p}{dt} = V_p \quad (9)$$

$$\frac{dV_p}{dt} = \frac{1}{\tau_p} (U(x_p) - V_p) \quad (10)$$

$$\frac{dT_p}{dt} = \frac{1}{\tau_{p,\theta}} (T(x_p) - T_p) \quad (11)$$

$$\tau_p = \frac{\rho_p d_p^2}{18 \mu f(Re_p)} \quad (12)$$

$$\tau_{p,\theta} = \frac{C_{p,p} \rho_p d_p^2}{12 k f_\theta(Re_p)} \quad (13)$$

که در این معادلات ρ_p چگالی ذرات، d_p قطر ذرات و $C_{p,p}$ گرمای ویژه ذرات می باشد. یک قانون درگ ساده برای تخمین ذرات مورد استفاده قرار می گیرد.

در زمینه مسئله راکت ها، اعتقاد بر این است که معادلات بالا به دو دلیل اصلی، ناقص می باشند: اول اینکه نیروی درگ ممکن است توسط فرآیندهای تبخیر و احتراق بطور اساسی تحت تاثیر قرار بگیرد. دوم اینکه شتاب گیری زیاد جریان در ناحیه نازل رابطه دقیق تری برای درگ نیاز دارد و همچنین برای تجزیه ذرات بزرگ توده اکسید نیز این موضوع ضروری می باشد. بنابراین معادله حرکت بالا فقط بعنوان تخمین اولیه استفاده می شود. در حال حاضر تلاش ها برای برطرف کردن این کمبودها می باشد.

سطح عقب جمع می شوند تا اینکه محیط باعث اشتعال و جدا شدن آنها از سطح می شود. توزیع اندازه کلوخه ها وابسته به (مرجع [1]):

- خصوصیات ذرات Al جمع شده در پیشراشه
- مشخصه های نگه داری سطحی بایندر
- مستعد بودن ذرات تنها برای اشتعال
- تخمین گازهای آزاد شده از شعله که باعث تعیین حوادث جداشدن-اشتعال می شود.

وقتی که یک ذره از سطح آزاد می شود، بخارات ناشی از دیگر عناصر پیرولیز شده باعث خروج آن ذره با جریان بخار خروجی می شوند. اگرچه شواهدی وجود دارد که ظهور ذرات بوسیله نیروهای نگهداری سطحی بسیار پیچیده بوده و باعث تمرکز آلومینیوم در سطح می شود.

۳- مدل های فیزیکی

برای شبیه سازی جریان پیچیده که در قسمت های قبل توصیف شد، مدل های فیزیکی پیشرفته و کاملی برای تخمین آشفستگی، ذرات آلومینیوم، دوده اکسید آلومینیوم، تشعشع و نیز اندرکنش بین آنها مورد نیاز می باشد. می توان اینگونه فرض کرد که این مدل ها یک صحت فیزیکی به توصیف دینامیک سیال پایه اضافه می کنند. در پیش بینی حل برای تخمین اجزای شیمیایی، توصیف دینامیک سیال پایه با روابط مخلوط سیال، سروکار دارد. انتخاب یک مدل فیزیکی مناسب برای آلومینیوم و ذرات دوده وابسته به مقیاس طولی و زمانی آنها می باشد. این مقیاس ها در جدول ۱ لیست شده اند، که در آن مقیاس طولی و زمانی مخلوط، مقیاس Kolmogorov می باشد که برای جریان مرکزی راکت های جامد مناسب می باشد و مقیاس زمانی برای ذرات برابر پاسخ زمانی آنها می باشد که توسط [2] بیان شده است. براساس نسبت مقیاس طولی و زمانی، یک آرایش اولرین برای ذرات ریز دوده اکسید در نظر گرفته می شود، اما برای ذرات بزرگتر آلومینیوم یک نگرش لاگرانژین استفاده می شود.

جدول ۱: مقیاس طولی و زمانی مخلوط، ذرات آلومینیوم و ذرات دوده [2]

Phase	Length scale	Time scale
Core flow	10 μm	20.0 μs
Aluminum particles	100 μm	0.1 s
Smoke particles	1 μm	10.0 μs

برای سادگی کار، جملاتی که در اثر در نظر گرفتن مختصات متحرک به منظور عقب روی و دفرمگی پیشراشه ایجاد می شود، در معادلات بیان نشده اند. در ادامه به بیان معادلات حاکم بر جریان مخلوط، ذرات جامد، ذرات دوده و اثرات آشفستگی و سایر موارد پرداخته می شود.

۵-۴-۱-۱ معادلات مخلوط

جریان درون موتور می تواند بوسیله معادلات تراکم پذیر وابسته به زمان نویر-استوکس توصیف شود که حاکم بر بقای جرم و مومنتم و انرژی مطابق معادلات ۱ تا ۳ می باشد [2].

$$\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = S_\rho \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} + \frac{\partial(p)}{\partial x_i} + \frac{\partial(\sigma_{ij})}{\partial x_j} = S_{\rho u_i} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(e)}{\partial t} + \frac{\partial((e+p)u_j)}{\partial x_j} - \frac{\partial(\sigma_{ij}u_i - q_j)}{\partial x_j} = S_e \quad (3)$$

۵-۴-۴- معادلات دوده

ذرات دوده بوسیله یک حوزه تمرکز پیوسته $C_s(x, t)$ ارائه می شود که تخمین آن بوسیله معادله جابه جایی-پخش مطابق معادله ۱۴ بیان می شود.

$$C_s \frac{\partial C_s}{\partial t} + \nabla \cdot (wC_s) = \nabla \cdot (D_s \nabla C_s) + S_s^p \quad (14)$$

از تقریب اولرین تعادلی برای تعیین حوزه سرعت دوده w استفاده می شود. براساس کار Ferry و Balachandar حوزه سرعت دوده بصورت یک بسط صریح از سرعت محلی سیال مطابق معادله ۱۵ بیان می شود.

$$w = U - \tau_s \frac{DU}{Dt} \quad (15)$$

که در این معادله، مقیاس زمانی سرعت ذرات دوده τ_s مطابق معادله ۱۶ تعیین می شود.

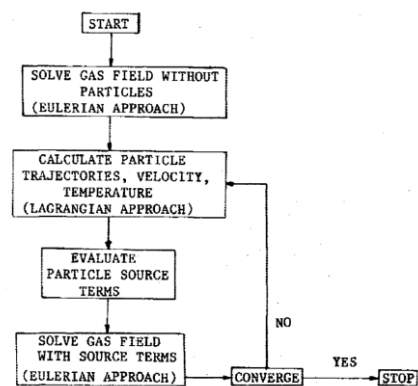
$$\tau_s = \frac{\rho_s d_s^2}{18\mu} \quad (16)$$

که در این معادلات d_s قطر ذرات دوده می باشد و D/Dt مشتق کلی ذرات سیال می باشد.

۴- پیاده سازی عددی

معادلات بقای فاز پیوسته با استفاده از حلگر کوپل حل خواهند شد. حل این معادلات برای جریان تراکم پذیر نیازمند یک الگوریتم حل قوی و دقیق می باشد. حوزه جریان داخل یک موتور یک محدوده گسترده از عدد ماخ (0 تا 3) را پوشش می دهد. برای بررسی این چنین جریانی، یکسری تدابیر پیش شرط برای حفظ کارایی و دقت حل عددی ضروری می باشد.

مرجع [4] برای حل عددی معادلات بقا در فاز گاز، با استفاده از انتقال مختصات مرسوم، نگرش MacCormack را بکار برده است. روند حل استفاده شده در این کار در شکل ۳ نشان داده شده است. در خط مرکز قاعده Γ Hospital's با در نظر گرفتن تقارن و تفاوت یک-سمت استفاده شده است. چونکه جریان ورودی زیر صوت می باشد، فشار کل، دمای کل و زوایه جریان مشخص می باشد.



شکل ۳: رویه حل معادلات بقا [4]

در مرجع [2] برای حل عددی معادلات بقا برای جریان غیرپایا از تمامی معادلات در زمان انتگرال گیری می شود و از رانگ-کوتا با دقت مرتبه ۴ استفاده شده است. برای حل معادلات کدهای بلوک-منظم و نامنظم توسعه داده شده و برای حل معادلات بقای مخلوط مورد استفاده قرار می گیرند. مشخصه های اساسی هندسی راکت پیشرانه جامد براحتی می تواند بوسیله شبکه بلوکی-منظم نشان داده شوند. جریانات نمایش هندسی می تواند شامل پیچیدگی هایی از قبیل شیارها یا حفره های تنش رها،

نازل های غوطه ور، شیارهای اتصالات، که مستلزم شبکه نامنظم می باشد. همچنین در این مرجع برای حل معادلات ذرات از یک تعریف بنام "ابردره" استفاده شده است. یک قید مهم در نگرش لاگرانژین وابسته به تعداد واقعی ذراتی می باشد که می تواند دنبال کند. برای مثال برای موتور پیشرانه جامد شاتل فضایی، جریان مرکزی دارای طول بیش از 33m و قطر اولیه داخلی 0.775m می باشد. با یک بارگذاری ذرات آلومینیوم به اندازه 30% جرمی، موجب حضور بصورت تقریبی 10^{15} ذره با قطر متوسط 100μ در محفظه راکت می شود. برای موتورهای مقیاس آزمایشگاهی کوچکتر، این عدد بسیار کمتر می باشد، اما هنوز در مقیاس چندین میلیون می باشد. بنابراین نمایش دادن تمامی ذرات در محاسبات عملاً غیرممکن می باشد.

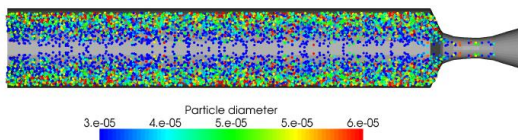
گروه بندی برای پیشرانه آلومینیوم دار AP/HTPB جریان فاز گاز چند جزئی داخل موتور عمدتاً از H_2O , Al_2O_3 , Al , CO_2 , HCl , CO , N_2 , H_2 تشکیل شده است. به علت تقارن دورانی موتور، می توان تنها یک قطاع از موتور در جهات مماسی با استفاده از شرط مرزی نوسانی شبیه سازی شود. پیشرانه از AP/HTPB/Al با درصد وزنی مشخص تشکیل شده است. با در نظر گرفتن نرخ سوزش پیشرانه، چگالی و سطح سوزش آن، می توان شار جرم سوزش کلی را محاسبه نمود. سر موتور و سطح نازل بصورت عایق در نظر گرفته می شوند. دمای سطح داخلی نازل می تواند در طول نازل متغیر باشد که وابسته به پیشرانه و ساختار نازل استفاده شده می باشد.

در اکثر مراجع از جمله [4] و [3] معمولاً اینگونه فرض می شود که 10% از آلومینیوم بصورت نپیشرانه در سطح آلومینیوم باقی می ماند. مابقی آلومینیوم بصورت کامل می سوزد و به Al_2O_3 تبدیل می شود. برای تعیین کسر جرمی اولیه اجزا در سطح سوزش، برای ترکیب پیشرانه AP/HTPB/Al با درصد وزنی مشخص (10% آلومینیوم نپیشرانه در نظر گرفته می شود) از آنالیز تعادل شیمیایی استفاده می شود. ذرات Al_2O_3 تقریباً شامل 80% وزنی از ذرات زیرمیکرون دوده می باشند، که به عنوان قسمتی از فاز پیوسته مدل می شوند. 20% باقیمانده ذرات Al_2O_3 به عنوان یک پوشش اکسید بر روی قطرات Al حضور دارند (قطرات چند جزئی Al_2O_3/Al)، و با استفاده از نگرش لاگرانژین مدلسازی می شوند. در اکثر مراجع، توزیع اندازه قطرات Al_2O_3/Al بصورت لاگرنمال با اندازه متوسط $100\mu m$ و انحراف استاندارد 0.2، در نظر گرفته می شود. در نهایت بدین صورت فرض می شود که از 10% آلومینیوم نپیشرانه، 50% از آن بصورت آلومینیوم خالص است که در حین حرکت در محفظه پیشرانه شده و به دوده آلومینا تبدیل می شود، و مابقی آلومینیوم نپیشرانه دارای یک پوشش اکسید از Al_2O_3 دارا می باشد. براساس فرض های ذکر شده قطرات چند جزئی Al/Al_2O_3 تشکیل شده از 13% جرمی Al و 87% جرمی Al_2O_3 می باشند. حضور پوسته اکسید Al_2O_3 مانع اکسید شدن بیشتر Al می شود، که باعث نرخ اکسیداسیون بسیار کم یا ناچیز هسته Al می شود [3].

اجزای احتراق فاز گاز و قطرات فاز گسسته $Al(l)$ و $Al_2O_3(l)$ در طول دیواره عرضی محفظه موتور به داخل موتور تزریق می شوند تا رفتار تزریق پیشرانه مدل سازی شود. سرعت تزریق داخلی قطرات بصورت درصدی از سرعت گاز در سطح پیشرانه در نظر گرفته می شود. مرجع [10] نشان داده است که دینامیک ذرات به سرعت تزریق قطرات در محدوده 1-25% از سرعت گاز حساسیت ندارد. همچنین فرض بر این است که ذرات با سطح

است، و بطور خاص قطرات جامد بوسیله نگرش لاگراژین مدل شده‌اند. ذرات از سطح گرین به داخل محفظه تزریق می‌شوند و مقدار آن وابسته به سرعت سوزش پیشرانه می‌باشد، و سرعت سوزش نیز وابسته به فشار محلی می‌باشد. شبیه‌سازی‌ها با در نظر گرفتن حرکت ذرات ناشی از نیروی درگ (مقاوم) انجام شده است، تاثیر ذرات روی جریان با در نظر گرفتن جرم، مومنتم و انرژی انجام شده است.

شکل ۵ نشان دهنده موقعیت لحظه‌ای ذرات در محفظه و رنگ ذرات نشان دهنده قطر آنها می‌باشد. تغییر در اندازه ذرات مشاهده شده وابسته به احتراق آلومینیوم می‌باشد. از سطح گرین به سمت مرکز محفظه قطر ذرات کاهش یافته و زمان و فضای زیادی برای سوختن قسمت مهمی از ذرات ضروری می‌باشد. بنابراین حوزه دما بوسیله تغییرات زیادی در محفظه مشخص می‌شود (اثر سوختن آلومینیوم). اگرچه ذراتی که در ناحیه گرین نزدیک نازل تزریق می‌شود، می‌توانند بزرگ باشد و با یک مقدار بسیار بزرگ از باقیمانده آلومینیوم پیشرانه، وارد نازل شوند. این حقیقت می‌تواند به طور موثری کارایی احتراق پیشرانه و موتور را کاهش دهد. حضور تعداد مشخصی از ذرات کامل پیشرانه نزدیک نازل، می‌تواند باعث تاثیر بر روی عایق گلوگاه نازل و خوردگی آن شود. در مورد عایق، اگر سوختن آلومینیوم خیلی نزدیک به گلوگاه صورت پذیرد، ترکیب محلی می‌تواند کاملاً متفاوت با حالتی باشد که ذرات در سطح پیشرانه می‌سوزند. با توجه به موضوع خوردگی، ابعاد ذرات می‌تواند نقش مهمی در هنگام برخورد آنها با نازل، داشته باشد. بنابراین بررسی اینکه کدام دسته از ذرات وارد نازل می‌شود، اهمیت دارد.



شکل ۵: موقعیت لحظه‌ای ذرات در محفظه، رنگ ذرات نشان دهنده قطر، نتایج مرجع [1].

در شکل ۶ یک مقایسه از دو حالت با و بدون سوختن آلومینیوم توزیع شده، نشان داده شده است، به طور خاص سطوح هم‌دما ترسیم شده است. توزیع دما در دو حالت بسیار متفاوت می‌باشد، در حالت احتراق توزیع یافته، فقط نزدیک محور محفظه و برخی نواحی نزدیک ورودی نازل، به حداکثر مقدار دما خواهد رسید. فشار محفظه وابسته به دمای کلی قبل از نازل می‌باشد، بنابراین این حقیقت که مقدار مشخصی از انرژی بوسیله ذرات آزاد نمی‌شود چونکه احتراق آلومینیوم کامل نمی‌شود، می‌تواند فشار موتور را تحت تاثیر قرار دهد. تاثیر احتراق توزیع یافته بر روی حوزه عدد ماخ در شکل ۶ نشان داده شده است. می‌توان مشاهده نمود که تفاوت بسیار کمی بین دو حالت آنالیز وجود دارد.



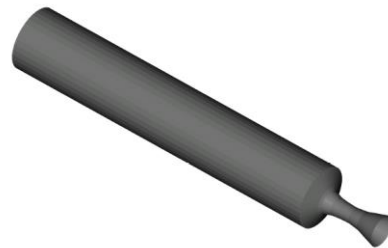
شکل ۶: a: سطوح هم‌دما b: سطوح عدد ماخ یکسان، نتایج مرجع [1].

نازل برخورد می‌کنند و با ضرایب واحد مختصات عمود و مماس برگشت می‌کنند.

۵- نتایج

۵-۷-۱- شبیه‌سازی عددی راکت با سطح پورت استوانه‌ای

برپایه توزیع اولین نمونه مدل شده یک راکت پیشرانه جامد با گرین ساده استوانه‌ای می‌باشد که توسط مرجع [1] انجام شده است. محاسبات بوسیله‌ی تعیین کردن شار جرم در سطح سوزش و تحمیل کردن دمای شعله به گاز تزریق شده شروع می‌شود. یک هندسه ساده انتخاب شده است تا بتوان بسادگی تاثیر پدیده‌های فیزیکی مختلف و عملکرد روش ریاضی را آنالیز نمود. شکل ۴ نشان دهنده هندسه استفاده شده می‌باشد. برای همه دیواره‌های جانبی ناحیه استوانه‌ای، شرط مرزی وابسته به فشار مستقل از اشتعال گرین می‌باشد، در سر موتور شرط مرزی یک دیوار لغزنده و در خروجی نازل شرط خروجی مافوق صوت تحمیل شده است.



شکل ۴: شماتیک هندسه موتور استوانه‌ای شبیه‌سازی شده در مرجع [1].

چندین شبیه‌سازی انجام شده و در ادامه خلاصه‌ای از نتایج بیان شده است. اولین شبیه‌سازی بر روی راکت استوانه‌ای بدین صورت است که احتراق توزیع یافته قطرات آلومینیوم در نظر گرفته نشده است. در سطح گرین شارها در نظر گرفته شده و همه مقدار پیشرانه پیشرانه شده بصورت فاز گاز در نظر گرفته شده است، هیچ ذره جامدی تزریق نشده است. دمای شعله مطابق اندازه‌ای در نظر گرفته شده است که با فرض اشتعال تمامی آلومینیوم در سطح پیشرانه بدست آمده است. به طور خاص این دما در حدود 3530 K می‌باشد.

سپس شبیه‌سازی‌هایی با در نظر گرفتن ذرات انجام شده است. شار جرم در سطوح با در نظر گرفتن کسر جرمی که به صورت ذرات جامد تزریق می‌شود، محاسبه می‌شود. همچنین دمای شعله برای محاسبه شار انرژی در مقدار پایین‌تری در نظر گرفته می‌شود، که بدون در نظر گرفتن آنتالپی واکنش احتراق آلومینیوم تخمین زده می‌شود. این دما در حدود 2850 K می‌باشد. مقایسه حوزه‌های بدست آمده از این دو مورد، امکان آنالیز تاثیر سوختن آلومینیوم توزیع شده را فراهم می‌نماید. همچنین یک آنالیز از تاثیر ابعاد اولیه ذرات بر روی جریان و عملکرد موتور پیشرانه جامد، انجام شده است. شبیه‌سازی‌ها با مقادیر متوسط توزیع لاگرنمال ذرات تزریقی انجام شده و مقایسه شده‌اند.

ابتدا شبیه‌سازی بدون اثر چند فاز انجام شده است. در این وضعیت متغیرهای دینامیک سیال تغییر بسیار کمی در محفظه موتور دارند. در قسمت بعد نشان داده می‌شود که این موضوع به طور مطلق درست نیست اگر احتراق ذرات آلومینیوم به طور جزئی و اصلاح زمان سوزش قطرات در نظر گرفته شود. سپس شبیه‌سازی دیگر شامل ذرات آلومینیوم انجام شده

ذرات بسیار ریز تاثیر احتراق توزیع یافته بر روی فشار بسیار ناچیز است اما برای ذرات بزرگ تاثیر بسیار مهم می‌باشد.

جدول ۲: فشار بدست آمده در ناحیه سر موتور با استفاده از شبیه‌سازی در حالت‌های مختلف اندازه ذرات تزریقی، نتایج مرجع [1]

Particle diameter d_{med}	Time averaged head end pressure
No distributed combustion	70 Bar
20 μ	69.4 Bar
45 μ	68.9 Bar
100 μ	65 Bar

نتیجه گیری

امروز مدل‌سازی و شبیه‌سازی جریان در موتور پیشرفته جامد از اصول اولیه، موضوعی به شدت چالش برانگیز می‌باشد. در کار حاضر ابتدا یک توصیف از حوزه جریان در محفظه احتراق موتور پیشرفته جامد ارائه شده و توجه ویژه‌ای به ویژگی‌های چندفاز جریان اختصاص داده شده است. سپس با استفاده از مدل‌های مفصلی به توصیف پدیده‌های وابسته به حرکت و سوزش ذرات آلومینیوم، احتراق و شعله ایجاد شده، تولید ذرات دوده و اندازه آنها، توده‌ای شدن ذرات آلومینیوم و ایجاد ذرات آلومینیوم با پوشش آلومینا، پرداخته شده است. تاثیر احتراق توزیع یافته آلومینیوم مورد بررسی قرار گرفته و رابطه بین اندازه اولیه ذرات، مشخصه‌های پیشرفته (که بطور معمول تعیین کردن آنها سخت می‌باشد) و مشخصه‌های جریان و عملکرد مجموعه مورد تحلیل و آنالیز قرار گرفتند. همچنین مدل‌های آشفته‌گی مختلف از جمله LES برای حل حوزه جریان مورد بررسی قرار گرفت.

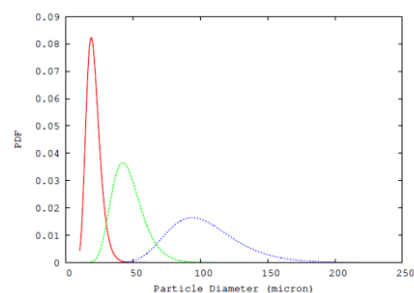
چندین نمونه از شبیه‌سازی جریان موتور پیشرفته جامد، ارائه شده و بررسی پارامترهای مختلف تاثیر گذار بر عملکرد موتور انجام شده است. بطور خاص چندین شبیه‌سازی با توزیع اندازه ذرات اولیه متفاوت انجام شد تا مقدار آلومینیوم نپیشرفته و توزیع اندازه در ورودی نازل را محاسبه کند، که این ویژگی‌ها اهمیت اصلی را در مشخص کردن سایش مکانیکی سپر حرارتی نازل دارد. نتایج نشان دهنده این موضوع است که سایش مکانیکی فقط در ناحیه همگرایی نازل راکت حضور دارد به این دلیل که مسیر حرکت ذرات در ناحیه گلوگاه و واگرای نازل به دور از سطح می‌باشند. اگرچه حوزه جریان داخل نازل با یک روش جامع مورد بررسی قرار گرفته است، اما محاسبات انجام شده برای نرخ سایش فقط زمانی معتبر است که شرایط جریان مشابه با شرایط مرجع روابط استفاده شده باشد. همچنین مشاهده شد که برای جریان گاز لزج، مقدار حداکثر دمای گاز بر روی دیواره نازل در اطراف نقطه جدایش نازل، ظاهر می‌شود. مقدار این حداکثر زمانی که جریان دو فاز شامل ذرات با اندازه کوچک و کسر جرمی بالا باشد، افزایش می‌یابد. همچنین همگرایی حل برای جریان دوفاز با ذرات کوچک، بسیار آهسته می‌باشد و لازم است از نتایج جریان با ذرات بزرگ به عنوان حدس اولیه برای جریان با ذرات کوچک استفاده شود.

منابع و مراجع

- [1] A. Attili, B. Favini, M. D. Giacinto and F. Serraglia, Numerical Simulation of Multiphase Flows in Solid Rocket Motors, Dept. of Mechanics and Aeronautics, Sapienza University of Rome, Italy.: AIAA, 2009.
- [2] F.M.Najjar, A.Haselbacher, J.P.Ferry, B.Wasistho, S.Balachander and R.D.Moser, Large Scale Multiphase Large Eddy Simulation of Flow in a Solid

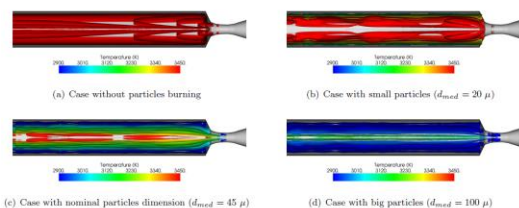
در ادامه تاثیر اندازه اولیه ذرات بر روی مشخصه‌های حوزه جریان مورد بررسی قرار گرفته است. به طور خاص سه مقدار متوسط متفاوت برای اندازه اولیه ذرات در نظر گرفته شده است. مقدار متوسط برای قطر ذرات که در مراجع یافت می‌شود در حدود $45\mu m$ می‌باشد. در آنالیزهای انجام شده به مقایسه نتایج برای این مقدار و مقادیر بزرگتر و کوچکتر (20 & $100\mu m$) پرداخته شده است. توزیع اولیه ذرات توزیع لاگنرمال بصورت معادله ۱۷ در نظر گرفته می‌شود که نشان دهنده تابع چگالی احتمال برای ابعاد ذرات می‌باشد. نتیجه این معادله در شکل ۷ برای سه حالت توزیع ذرات رسم شده است.

$$Pr(d) = \left(\frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma d} \right) \exp \left\{ -\frac{1}{\sqrt{2}\sigma^2} \left[\ln \left(\frac{d}{d_{med}} \right)^2 \right] \right\} \quad (17)$$



شکل ۷: تابع چگالی احتمال برای ابعاد ذرات اولیه، سه حالت مختلف 20 & 45 & $100\mu m$ ، نتایج مرجع [1].

تاثیر تفاوت در اندازه ذرات اولیه به راحتی در حوزه دما قابل ملاحظه می‌باشد. شکل ۸ نشان دهنده حوزه دما برای حالت بدون ذرات سوزنده و حالات دارای ذرات سوزنده با سه اندازه تزریق متفاوت می‌باشد. برای حالت با کمترین اندازه، دما به مقداری می‌رسد که در حالت بدون ذرات سوزنده احتراق توزیع یافته دست می‌یابد. نبود احتراق توزیع یافته بدین معنی است که آنتالپی واکنش بجای اضافه شدن در طول محفظه بصورت تابعی از نرخ اشتعال آلومینیومی که در ذرات وجود دارد، همه آن در سطح سوزش پیشرفته حضور دارد. در محدوده ذرات بسیار ریز، اشتعال آلومینیوم در ناحیه بسیار نازکی نزدیک به سطح پیشرفته تمام می‌شود، بنابراین مقدار بسیار کمی از آلومینیوم نپیشرفته در موتور وجود دارد. تمامی انرژی مهبای موجود در آلومینیوم به جریان محفظه اضافه می‌شود و دما به بیشترین مقدار خود می‌رسد. برای ذرات خیلی بزرگ، مقدار مشخصی از آلومینیوم در محفظه نمی‌سوزد بنابراین دما در حالت متوسط و یا کمترین مقدار می‌باشد.



شکل ۸: سطوح همدمما برای حالت بدون ذرات جامد و سه حالت دارای ذرات جامد با سه اندازه تزریق متفاوت، نتایج مرجع [1].

سطح دما می‌تواند بر روی فشار موتور تاثیر گذار باشد، جدول ۲ شامل فشار بدست آمده در ناحیه سر موتور در چهار حالت آنالیز می‌باشد. برای

- Rocket Motors, 16th AIAA Computational Fluid Dynamic Conference: AIAA, 23 June 2003.
- [3] P. Thakre, R. Rawat and R. Clayton, Mechanical Erosion of Graphite Nozzle in Solid-Propellant Rocket Motor, CD-adapco, Ltd., Melville, New York 11747: JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, May–June 2013.
- [4] C. J. Hwang and G. C. Chang, Numerical Study of Gas-Particle Flow in a Solid Rocket Nozzle, National Cheng Kung University, Taiwan, Republic of China: AIAA, April 16, 198.
- [5] A. Haselbacher and F. Najjar, Multiphase Flow Simulations of Solid-Propellant Rocket Motors on Unstructured Grids, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 9 - 12 January 2006, Reno, Nevada: AIAA, 2006.
- [6] A. Sibraabc, F. Laurentbc, A. Murronea, J. Dupaysa and M. Massot, NUMERICAL COUPLING STRATEGY FOR EVAPORATING TWO-PHASE FLOW COMPUTATIONS : APPLICATION TO SOLID ROCKET MOTORS, European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering: ECCOMAS 2012, Vienna, Austria, September 10-14, 2012.
- [7] S. S. Bondarchuk, A. B. Vorozhtsov, E. A. Kozlov and Y. V. Feshchenko, Analysis of Multidimensional and Two-Phase Flows in Solid Rocket Motors, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, July-August 1995.
- [8] I.-S. Chang, One- and Two-Phase Nozzle Flows, The Aerospace Corporation, El Segundo, Calif.: AIAA, 12, DECEMBER 1980.
- [9] A. Ciucci, G. Iaccarino and M. Amato, NUMERICAL INVESTIGATION OF 3D TWO-PHASE TURBULENT FLOWS IN SOLID ROCKET MOTORS, CIRA, Italian Aerospace Research Center: AIAA, 1998.
- [10] G. Zhang and H. D. Kim, Theoretical and numerical analysis on choked multiphase flows of gas and solid particle through a convergent–divergent nozzle, Department of Mechanical Engineering, Andong National University, : Journal of Computational 2018, Vol. 10(1) 19–32, 2017.