

بررسی عددی ساختار شعله و پایداری آن در رمجت

مجتبی دهقان منشادی^۱، علیرضا مستوفی زاده^۲، پرویز هاشمی^{۳*}

دانشگاه صنعتی مالک اشتر- مجتمع دانشگاهی مکانیک و هوافضا
* نویسنده مخاطب: hashemi.parviz@gmail.com

چکیده

پایداری شعله به دلیل سرعت بالا در رمجت‌ها، یک چالش بزرگ می‌باشد. در این مطالعه بررسی تاثیر دمای هوای ورودی به محفظه احتراق بر پایداری شعله و ساختار آن، به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. برای مدل سازی احتراق از مدل فلیمیت آرام استفاده شده و برهمکنش اغتشاشات و شیمی با استفاده از تابع احتمال چگالی تعیین شده است. نتایج نشان می‌دهد شعله حاصل از جریان جت وارد شده به هوای گرم شده، از دو شاخه تشکیل می‌شود. یک شاخه در پشت جت قرار داشته و به وسیله گردابه جت پایدار می‌شود و شاخه دیگر که در بالای جت قرار دارد، در لایه برشی بین جریان جت و جریان هوا پایدار می‌شود. بیشترین گرمای آزاد شده در فاصله کمی از محل تزریق مشاهده می‌شود که نشان دهنده پایداری شعله در این نقطه است. با افزایش دمای سکون هوای ورودی، گرمای آزاد شده از احتراق کاهش و طول شعله افزایش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: احتراق، رمجت، شعله، گردابه، خوداشتعالی

۱- مقدمه

توسعه‌ی تجهیزات و وسایل نقلیه فضایی با سرعت‌های بالا، نیازمند حل چالش‌های مرتبط با تولید تراست در سرعت‌های فراصوت است. یکی از راه حل‌ها ایجاد وسایلی است که در محدوده‌ی وسیعی از اعداد ماخ کار کنند. یک رمجت دوگانه به گونه‌ای طراحی می‌شود که بتواند در دو حالت احتراق فراصوت و زیر صوت کار کند. توسعه‌ی رمجت‌های دوگانه نیازمند تحلیل الگوی جریان و فرآیندهای ترموفیزیکی می‌باشد. کم هزینه‌ترین روش برای مطالعه‌ی این فرآیندها استفاده از روش دینامیک سیالات محاسباتی می‌باشد [۱].

یک نوع متداول تزریق سوخت در رمجت‌ها، تزریق سوخت از دیواره آن می‌باشد. این روش به دلیل ایجاد افت فشار کم و ملزومات خنک کاری ساده، روش مناسبی برای تزریق سوخت در رمجت‌ها و اسکرم جت‌ها می‌باشد. تزریق سوخت به صورت جت جریان متقاطع در هوا، علاوه بر رمجت‌ها، در توربین‌های گازی هوافضایی و توربین‌های گازی زمینی نیز کاربرد دارد. با استفاده از این روش تزریق سوخت می‌توان بدون کاهش تراست، به یک شعله پایدار در رمجت‌ها دست یافت [۲].

پایداری شعله به دلیل سرعت‌های بالا در رمجت‌های دوگانه، یک چالش بزرگ در آن‌ها می‌باشد. به دلیل سرعت بالای هوای ورودی، دمای هوا نمی‌تواند شرایط لازم برای ایجاد خود اشتعالی پایدار را ایجاد نماید. بنابراین باید ناحیه‌ای با نسبت تعادلی، فشار، دما و سرعت مطلوب که واکنش بتواند پایدار شود و مانند چشمه‌ای از حرارت، بقیه مخلوط سوخت و هوا را تغذیه کند، وجود داشته باشد [۳].

۱- استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

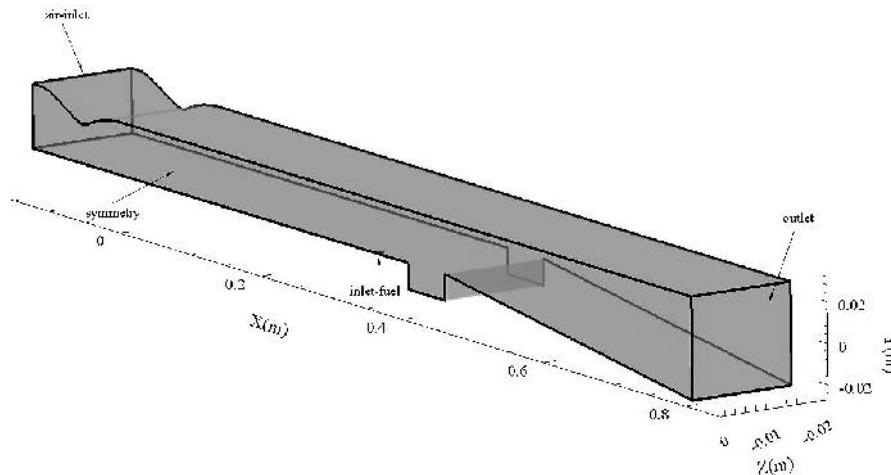
میکا^۱ و همکاران احتراق جت هیدروژن تزریق شده به هوا با دمای بالا را به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که ساختار شعله در دماهای کمتر و بیشتر از دمای خود اشتعالی هیدروژن متفاوت می‌باشد. نتایج نشان می‌دهد در دماهای بالا شعله از فلیلمت‌های گسسته و پراکنده تشکیل شده است [۴].

دمای ورودی هوا به محفظه احتراق در تعیین پایداری شعله و عملکرد رمجت بسیار موثر می‌باشد. میکا و همکاران مشخصه‌های احتراقی رمجت دوگانه و ساختار شعله را به صورت تجربی بررسی کردند. آن‌ها با تغییر دمای هوای ورودی به این نتیجه رسیدند که در دماهای ورودی بالا، پایداری شعله به وسیله گردابه‌ی جت صورت می‌گیرد. آن‌ها با اندازه گیری گرمای آزاد شده از واکنش در طول محفظه احتراق، ساختار شعله و مکانیزم‌های غالب احتراق را مورد بررسی قرار دادند [۵].

در این پژوهش تاثیر دمای ورودی هوا بر مکانیزم پایداری شعله به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته شده است.

۲- هندسه

در این مطالعه شبیه‌سازی‌های عددی برای مدلی مطابق شکل ۱ صورت گرفته است. از این تجهیزات در دانشگاه میشیگان [۴] برای انجام آزمایش بر روی رمجت، رمجت‌های دوگانه و اسکرم جت استفاده می‌شود. در این تجهیزات دمای هوای فشرده شده با عبور از پیش گرم‌کن‌های الکتریکی تا ۱۵۰۰ کلوین افزایش می‌یابد. سرعت هوای گرم شده پس از عبور از نازل تا ماخ ۲ افزایش پیدا کرده و وارد یک ایزولیتور^۲ می‌شود. در ایزولیتور به وسیله ایجاد شاک‌های متوالی، سرعت هوا به عدد ماخ ۰/۶۵ کاهش پیدا کرده و دما و فشار آن افزایش می‌یابد. با تزریق گاز هیدروژن با عدد ماخ ۱ به درون هوای پیش گرم شده، خود اشتعالی صورت گرفته و محصولات احتراق از طریق نازل واگرایی به بیرون منتقل می‌شوند. با احتراق هیدروژن در هوای پیش گرم شده، عدد ماخ در ورودی این نازل واگرا به ۱ می‌رسد و گازهای حاصل از احتراق تا عدد ماخ ۲ در خروجی نازل شتاب خواهند گرفت.



شکل ۱: هندسه محفظه احتراق رمجت

در مطالعه حاضر، فرآیند احتراق در شرایط کاری مشابه آزمایشگاه احتراق رمجت دانشگاه میشیگان مدل‌سازی شده و شرایط در نظر گرفته شده، در جدول ۱ آمده است. در مدل‌سازی‌های انجام شده تمام پارامترها به جز دمای هوای ورودی ثابت

¹ Micka

² Isolator

در نظر گرفته شده‌اند. به منظور بررسی تاثیر دمای هوای ورودی به محفظه احتراق، نتایج برای دمای هوای ورودی در بازه ۱۰۰۰-۱۳۷۰ کلوین به دست آمده است.

جدول ۱- شرایط مدل سازی عددی

پارامتر	مقدار
عدد ماخ در ورودی هوا	۰/۶۵
دمای سکون هوای ورودی (k)	۱۰۰۰-۱۱۵۰-۱۲۵۰-۱۳۷۰
نوع سوخت	هیدروژن گازی
عدد ماخ در ورودی سوخت	۱
دمای سکون سوخت (k)	۲۹۸
نسبت تعادلی	>0.3
قطر ورودی سوخت (mm)	۲/۴۹

۳- حل عددی

برای شبیه سازی عددی احتراق در رمجت، از نرم افزار انسیس- فلونت استفاده شده است. به منظور مدل سازی اغتشاش، مدل k- استاندارد به کار برده شده و با توجه به دمای کاری بالای سیستم و بالا بودن شار حرارتی تشعشعی در این دماها، انتقال حرارت تشعشعی نیز لحاظ شده است.

فرآیند احتراق نیز به وسیله مدل غیر پیش آمیخته مدل شده است. در ادامه روش مدل سازی احتراق در این پژوهش توضیح داده شده است.

۳-۱- مدل سازی عددی احتراق

در مدل سازی احتراق غیر پیش آمیخته از مدل کسر مخلوط استفاده شده است. کسر مخلوط به صورت زیر تعریف می شود:

$$f = \frac{Z_i - Z_{i,ox}}{Z_{i,fuel} - Z_{i,ox}} \quad (1)$$

که Z_i کسر جرمی جزئی عنصر i بوده و اندیس های ox و $fuel$ به ترتیب مقادیر در ورودی اکسید کننده و سوخت را نشان می دهند.

در این مدل کسر مخلوط از معادلات زیر به دست می آید.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\dots \bar{f}) + \nabla \cdot (\dots \bar{v} \bar{f}) = \nabla \cdot (\dots \bar{T}_t \nabla \bar{f}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\dots \bar{f}'^2) + \nabla \cdot (\dots \bar{v} \bar{f}'^2) = \nabla \cdot (\dots \bar{T}_t \bar{f}'^2) + C_s \bar{v}_t (\nabla \bar{f})^2 - C_d \dots \frac{V}{k} \bar{f}'^2 \quad (3)$$

\bar{f} میزان متوسط کسر مخلوط و \bar{f}'^2 میزان متوسط تغییرات آن است. \dots چگالی، \bar{v} سرعت، \bar{v}_t لزجت اغتشاشی، V نرخ اتلاف اغتشاشی، k انرژی سینتیکی اغتشاشی و C_s ، C_d و \bar{T}_t ثابت می باشند.

در رمجت ها و اسکرمت ها، به دلیل کشش آیرودینامیکی^۱، شعله از حالت تعادلی خارج می شود. با استفاده از مدل فلیملت^۲ آرام پایا، می توان عدم تعادل شیمیایی^۳ ناشی از کشیده شدن شعله بر اثر اغتشاش راه، مدل سازی نمود [۳]. در این مدل، شعله مغشوش به صورت ترکیبی از فلیملت های آرام و گسسته مدل می شود. در مفهوم فلیملت، شعله مغشوش به صورت مجموع

¹ Aerodynamic Straining

² Flamelet

³ Chemical Non-Equilibrium

ساختارهای فیلمت باریک، یک بعدی و آرام، در نظر گرفته می‌شود. با نگاهستن کسر گونه‌ها و دمای آن‌ها از فضای فیزیکی به فضای کسر مخلوط، می‌توان آن‌ها را به‌وسیله دو کمیت کسر مخلوط و نرخ کشش توصیف نمود. بدین ترتیب دما و کسر گونه‌ها (W) از رابطه زیر بدست می‌آیند [۴].

$$\bar{w} = \iint w(f, X_{st}) p_f(f) p_X(X_{st}) df dX_{st} \quad (۴)$$

P_f و P_X ، تابع احتمال چگالی بوده و X_{st} اتلاف اسکالر در حالت استوکیومتریک می‌باشد.

$$X_{st} = \frac{C_x \sqrt{f'^2}}{k} \quad (۵)$$

و C_x ثابت و برابر ۲ است.

برای مدل‌سازی برهمکنش شیمی-اغتشاش از تابع احتمال چگالی استفاده می‌شود. برای تعیین P_f از یک تابع B-PDF و برای P_X از تابع delta-PDF استفاده می‌شود.

مکانیزم در نظر گرفته شده برای احتراق گاز هیدروژن شامل ۱۰ گونه و ۲۶ واکنش شیمیایی می‌باشد که در جدول ۲ آورده شده است. با توجه به اطلاعات این جدول، نرخ واکنش از رابطه آرهنیوس به‌صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$k = -AT^m e^{-(E/RT)} \quad (۶)$$

۳-۲- شبکه بندی و شرایط مرزی

مدل هندسی ایجاد شده سه بعدی بوده و تعداد سلول بکار رفته برای شبکه بندی آن ۱/۵ میلیون می‌باشد. از شرط مرزی فشار ورودی در ورودی سوخت و هوا و از شرط مرزی فشار خروجی (برون یابی) در خروجی استفاده شده است. در صفحه میانی محفظه احتراق نیز از شرط مرزی تقارن استفاده شده است.

جدول ۲- مکانیزم‌های در نظر گرفته شده در احتراق هیدروژن و هوا

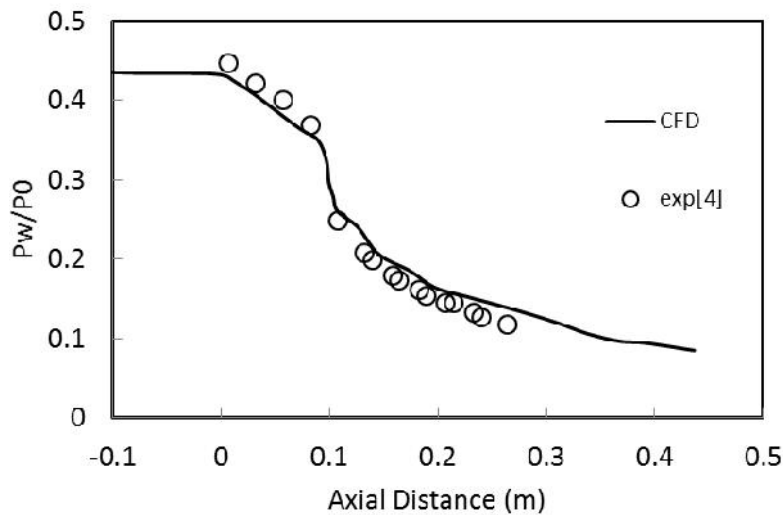
No	Reaction	A (m, kg, mol, s.)	m	E (kJ.mol ⁻¹)
1	2O+M<=>O ₂ +M ^a	1.200E+17	-1	0
2	O+H+M<=>OH+M ^b	5.000E+17	-1	0
3	O+H ₂ <=>H+OH	5.000E+04	2.67	6290
4	O+HO ₂ <=>OH+O ₂	2.000E+13	0	0
5	O+H ₂ O ₂ <=>OH+HO ₂	9.630E+06	2	4000
6	H+O ₂ +M<=>HO ₂ +M ^c	2.800E+18	-0.86	0
7	H+2O ₂ <=>HO ₂ +O ₂	3.000E+20	-1.72	0
8	H+O ₂ +H ₂ O<=>HO ₂ +H ₂ O	9.380E+18	-0.76	0
9	H+O ₂ +N ₂ <=>HO ₂ +N ₂	3.750E+20	-1.72	0
10	H+O ₂ <=>O+OH	8.300E+13	0	14413
11	2H+M<=>H ₂ +M ^d	1.000E+18	-1	0
12	2H+H ₂ <=>2H ₂	9.000E+16	-0.6	0
13	2H+H ₂ O<=>H ₂ +H ₂ O	6.000E+19	-1.25	0
14	H+OH+M<=>H ₂ O+M ^e	2.200E+22	-2	0
15	H+HO ₂ <=>O+H ₂ O	3.970E+12	0	671
16	H+HO ₂ <=>O ₂ +H ₂	2.800E+13	0	1068
17	H+HO ₂ <=>2OH	1.340E+14	0	635
18	H+H ₂ O ₂ <=>HO ₂ +H ₂	1.210E+07	2	5200
19	H+H ₂ O ₂ <=>OH+H ₂ O	1.000E+13	0	3600
20	OH+H ₂ <=>H+H ₂ O	2.160E+08	1.51	3430
21	2OH<=>O+H ₂ O	3.570E+04	2	-2110
22	OH+HO ₂ <=>O ₂ +H ₂ O	2.900E+13	0	-500
23	H+H ₂ O ₂ <=>HO ₂ +H ₂	1.750E+14	0	320
24	H+H ₂ O ₂ <=>HO ₂ +H ₂	5.800E+14	0	9560
25	2HO ₂ <=>O ₂ +H ₂ O ₂	1.300E+11	0	-1630
26	2HO ₂ <=>O ₂ +H ₂ O ₂	4.200E+14	0	12000

Third Body Efficiency:
a: H₂= 2.4, H₂O=15.4
b: H₂=2, H₂O=6
c: O₂=0, H₂O=0, N₂=0
d: H₂=0, H₂O=0
e: H₂=0.73, H₂O=3.65

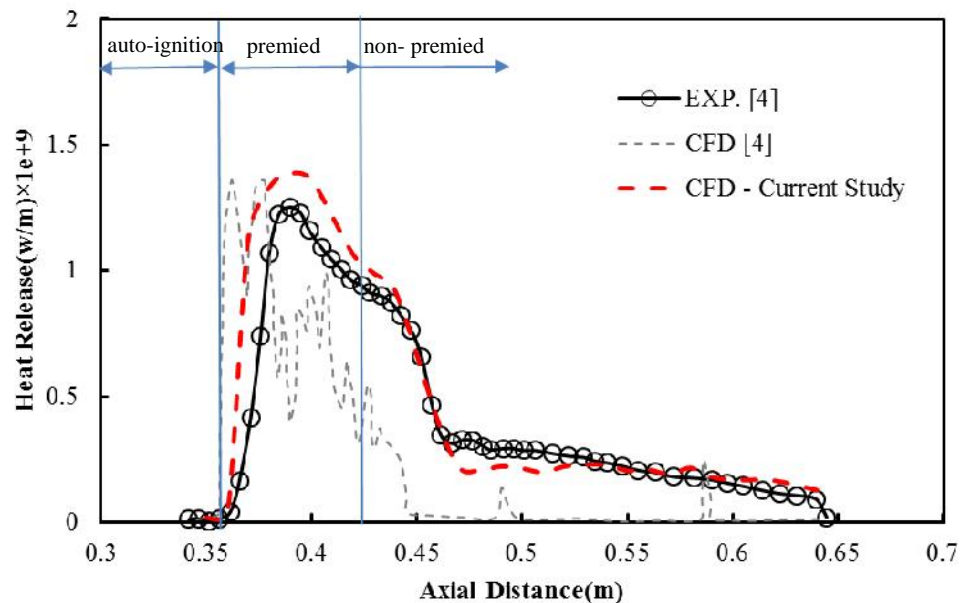
۴- اعتبار سنجی

به منظور بررسی صحت نتایج حل عددی، گرمای حاصل از احتراق و فشار دیواره، برای کارکرد در شرایط رمجت و دمای سکون ورودی ۱۳۷۰ کلوین، با داده‌های تجربی مرجع [۴] مقایسه شده‌اند. در شکل ۲ تغییرات فشار بی‌بعد شده روی دیواره نشان داده شده است، با توجه به این شکل توزیع فشار بدست آمده از دقت مناسبی برخوردار می‌باشد. همانگونه که مشاهده می‌شود، پس از تزریق سوخت و احتراق آن دمای دیواره تا انتهای محفظه کاهش یافته است.

مقایسه تغییرات گرمای احتراق بدست آمده از روش حل عددی و نتایج تجربی در طول محفظه احتراق نیز در شکل ۳ نشان داده شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود روند تغییرات گرمای احتراق در هر دو حالت یکسان می‌باشد.



شکل ۲- تغییرات فشار روی دیواره در طول محفظه

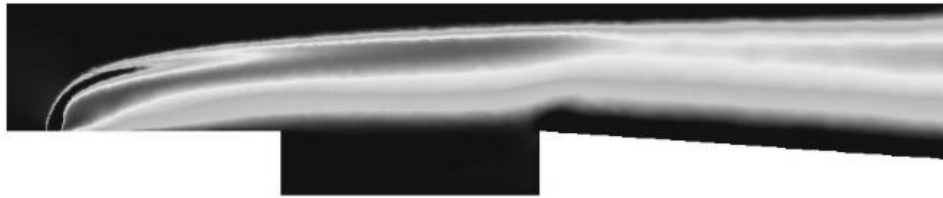


شکل ۳- تغییرات گرمای آزاد شده در طول محفظه

۵- گرمای آزاد شده از احتراق

تغییرات گرمای احتراق در طول محفظه در شکل ۳ نشان داده شده است. گرمای حاصل از احتراق با تعیین تغییرات مثبت آنتالپی محصولات احتراق محاسبه شده است. مشاهده می شود که در فاصله کمی از محل تزریق سوخت، گرمای آزاد شده به بیشینه خود رسیده و پس از آن در طول محفظه احتراق کاهش یافته است. با توجه به این شکل می توان شعله را متشکل از ۳ ناحیه دانست: ناحیه اول که در مجاورت جت خروجی قرار داشته، خود اشتعالی بر آن حاکم بوده و گرمای آزاد شده در این ناحیه تقریباً صفر است. در ناحیه دوم گرمای آزاد شده از احتراق به بیشینه خود خواهد رسید و سپس شروع به کم شدن خواهد نمود. این افزایش و کاهش ناگهانی گرمای آزاد شده از مشخصه های شعله پیش مخلوط می باشد. به عبارتی، می توان مکانیزم احتراقی غالب در این ناحیه را احتراق پیش مخلوط دانست. در ناحیه سوم گرمای آزاد شده از احتراق کاهش پیدا می کند که نشان دهنده ی غالب بودن مکانیزم شعله غیر پیش مخلوط می باشد.

در شکل ۳ مشاهده می شود که گرمای آزاد شده از احتراق در فاصله ای پس از محل تزریق به بیشینه خود رسیده است. این محل مکان پایداری شعله را نشان می دهد. کانتور گرمای آزاد شده در طول محفظه احتراق در شکل ۴ نشان داده شده است. همانگونه که مشاهده می شود بیشترین گرمای در ناحیه زیر جت آزاد شده است. این شکل نشان دهنده ی پایداری شعله در پشت جت خروجی می باشد.



شکل ۴- کانتور گرمای آزاد شده بر اثر احتراق

۵- بررسی ساختار شعله

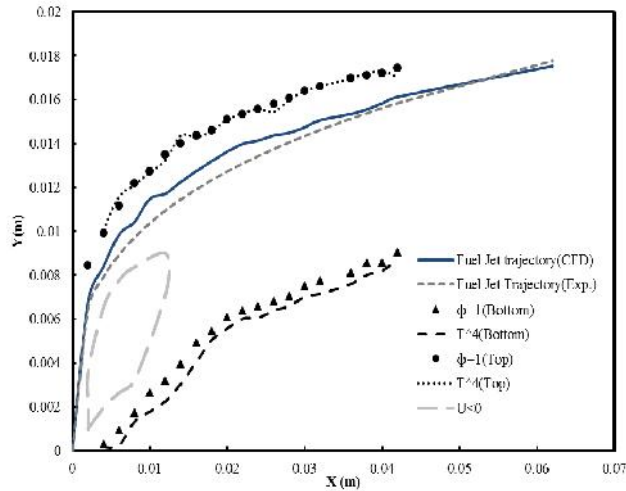
در شکل ۵ مسیر حرکت جت سوخت برای جریان ورودی با دمای سکون ۱۲۵۰ کلوین نشان داده شده است. همانگونه که مشاهده می شود مسیر حرکت جت محاسبه شده به روش عددی مطابقت خوبی با مسیر محاسبه شده از رابطه تجربی ارائه شده توسط مارگاسون [۹] دارد:

$$\frac{Y_j}{rd} = A \left(\frac{x}{rd} \right)^B \quad (7)$$

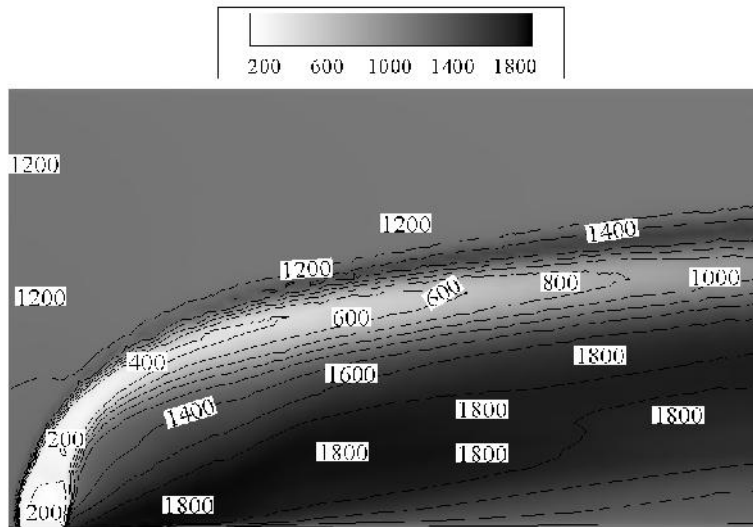
در این رابطه x فاصله محوری از محل تزریق، d قطر ورودی سوخت، A و B اعداد ثابت و به ترتیب برابر 0.15 و 0.16 می باشند. همچنین Γ نسبت فلاکس ممنت جت به جریان جانبی بوده که از رابطه زیر محاسبه می شود.

$$r = \left(\dots u_j^2 + \dots u_a^2 \right)^{1/2} \quad (8)$$

با توجه به کانتور دمای نشان داده شده در شکل ۶، مشاهده می شود که شعله دارای ۲ شاخه می باشد. شاخه اول پشت جت خروجی و شاخه دوم در بالای جت ایجاد شده است. برای ایجاد شعله پایدار باید ناحیه ای با سرعت کم و نسبت تعادلی نزدیک به یک ایجاد شود. بنابراین انتظار می رود که در هر دو شاخه ی شعله این شروط برآورده شده باشند.



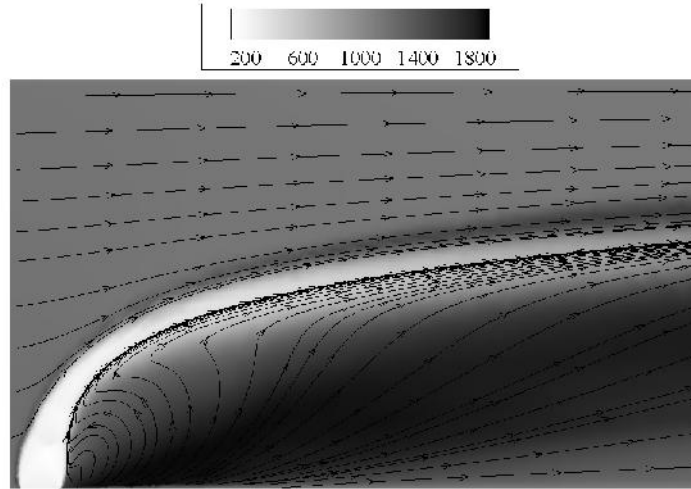
شکل ۵- مسیر حرکت جت سوخت



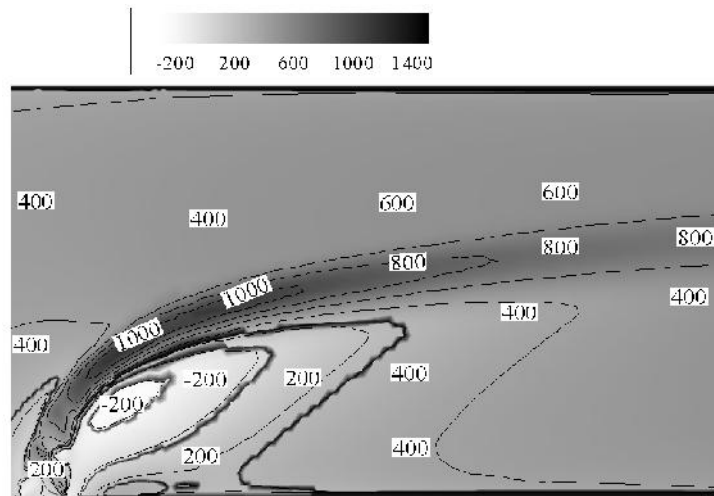
شکل ۶- کانتور دما اطراف جت خروجی (k)

در شاخه اول با توجه به میدان جریان نشان داده شده در شکل ۷، یک جریان چرخشی در پشت جت ایجاد می‌شود که در آن مولفه محوری سرعت منفی می‌باشد (شکل ۵). ایجاد این ناحیه باعث پایداری شعله در پشت جت خواهد شد. کانتور مولفه در جهت جریان و عمود بر جریان سرعت که به ترتیب در شکل‌های ۸ و ۹ نشان داده شده‌اند، بیانگر این نکته می‌باشند که سرعت سیال در زیر ناحیه چرخشی کم خواهد بود و لایه برشی ایجاد شده بین ناحیه چرخشی و هوای زیر آن، امکان پایداری شعله را فراهم می‌آورد. در شاخه دوم، شعله در بالای جت خروجی و در لایه برشی آن، که سرعت نسبی جریان هوا و هیدروژن صفر است، تشکیل می‌شود.

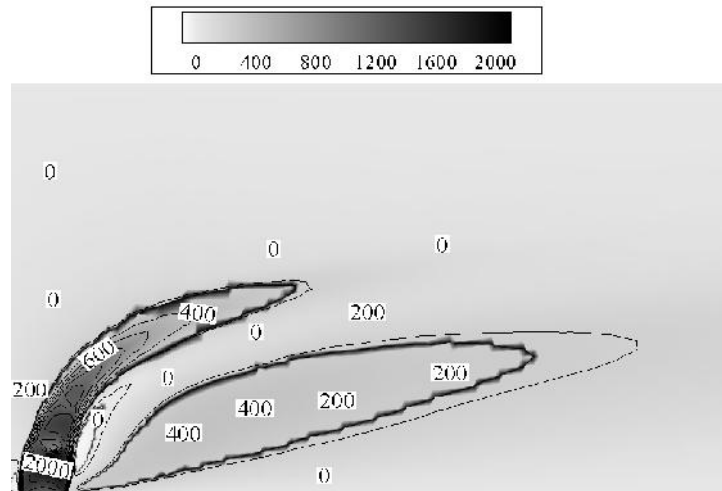
در شکل ۵ مختصات شعله و همچنین نقاطی که نسبت تعادلی در آن‌ها نزدیک به یک می‌باشد نیز، رسم شده‌اند. برای نشان دادن مرکز شعله مختصات‌هایی که T^4 در آن‌ها بیشینه است ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که هم در شاخه اول شعله و هم در شاخه دوم آن، شعله در محلی که نسبت تعادلی برابر یک می‌باشد قرار گرفته است. بنابراین هر دو شاخه شعله در نواحی با سرعت کم و نسبت تعادلی نزدیک به یک ایجاد شده‌اند.



شکل ۷- میدان جریان در پشت جت سوخت (پس زمینه تغییرات دما می باشد)



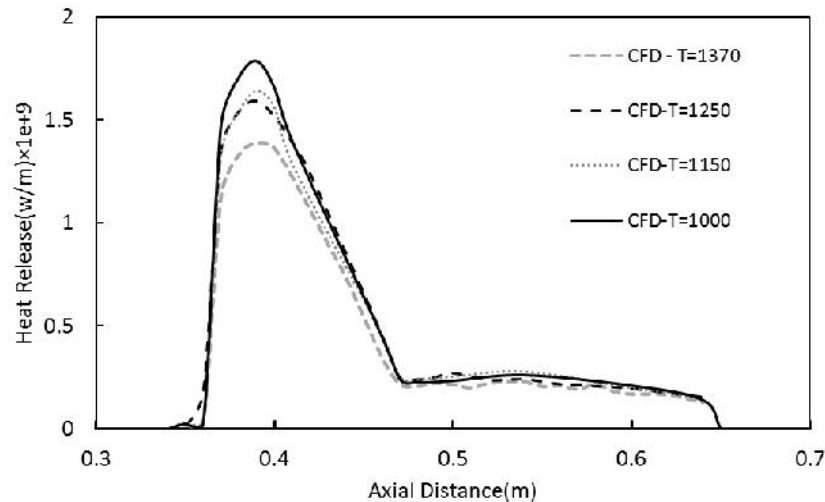
شکل ۸- کانتور مولفه محوری سرعت (m/s)



شکل ۹- کانتور مولفه عمودی سرعت (m/s)

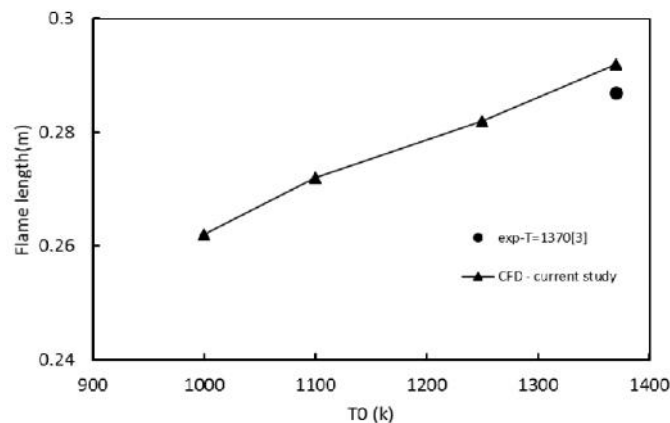
تأثیر دمای ورودی بر شعله

در این بخش با ثابت نگه داشتن عدد ماخ و تغییر دمای سکون در ورودی هوا، تأثیر تغییر دمای ورودی بر احتراق بررسی شده است. همانگونه که در شکل ۱۰ مشاهده می‌گردد، با افزایش دمای هوای ورودی، گرمای حاصل از احتراق کاهش یافته است که دلیل آن این است که با توجه به ثابت بودن عدد ماخ ورودی، با افزایش دما سرعت افزایش یافته و در نتیجه گرمای آزاد شده از احتراق کاهش یافته است. همچنین در تمام دماها، محل بیشینه تغییرات گرمای آزاد شده بر اثر احتراق در طول محفظه، یکسان می‌باشد که نشان دهنده‌ی این است که در تمام دماها شعله در یک نقطه پایدار شده است.



شکل ۱۰- تغییرات گرمای آزاد شده در طول محفظه

در شکل ۱۱ تغییرات طول شعله با دمای ورودی نشان داده شده است. طول شعله برابر فاصله‌ای که گرمای آزاد شده از احتراق به ۹۰ درصد گرمای آزاد شده کل می‌رسد، در نظر گرفته شده است. همانگونه که مشاهده می‌شود با افزایش دمای ورودی، طول شعله به دلیل افزایش سرعت هوا به صورت خطی افزایش می‌یابد.



شکل ۱۱- تغییرات طول شعله با دمای هوای ورودی

نتیجه گیری

با استفاده از مدل فلیملت آرام می توان شعله مغشوش در رمجت را با دقت قابل قبولی مدل سازی نمود. شعله حاصل از جریان جت متقاطع در هوای پیش گرم شده شامل دو شاخه می باشد. شاخه اول در زیر جت سوخت قرار دارد و به وسیله گردابه جت پایدار می شود و شاخه دوم بالای جت قرار دارد و در لایه برشی جت سوخت و هوا پایدار می شود. با توجه به تغییرات گرمای آزاد شده در طول محفظه، می توان شعله را متشکل از سه ناحیه دانست. در ناحیه اول در مجاورت جت، خود اشتعالی غالب بوده و گرمای آزاد شده تقریباً صفر است. در ناحیه دوم تغییرات گرمای آزاد شده دارای افزایش و کاهش ناگهانی بوده که از مشخصه های شعله پیش مخلوط می باشد. در ناحیه سوم گرمای آزاد شده از احتراق کاهش پیدا می کند که نشان دهنده ی غالب بودن مکانیزم شعله غیر پیش مخلوط می باشد. با ثابت نگه داشتن عدد ماخ و کاهش دمای هوای ورودی به محفظه احتراق رمجت، گرمای احتراق و در نتیجه طول شعله افزایش می یابد. اما در همه دماها پایداری شعله بوسیله گردابه جت تضمین می شود. ریشه شعله در مکانی که گرمای آزاد شده به بیشترین مقدار خود می رسد قرار دارد. با تغییر دمای هوای ورودی، تغییری در محل بیشینه گرمای آزاد شده و در نتیجه مکان ریشه شعله ایجاد نشده است.

مراجع

- [1] Fureby C., Tegner J., 2012, "A Computational Study Of a Dual-Mode Ramjet Combustor with a Cavity FlameHolder",
- [2] Torrez S., Driscoll J., 2011, "Reduced-Order Modeling of Turbulent Reacting Flows with Application to Ramjets and Scramjets", *Journal of Propulsion and Power*,
- [3] Forliti D., Ahmed A., "Flame Stabilization in a Model Ramjet Combustor using a Transverse Slot Jet", 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008
- [4] Micka D., Driscoll J., 2011, "Stratified Jet Flames in a Heated (1364 K) Cross-Flow with Auto-ignition", 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting
- [5] Micka D., Driscoll J., 2009, "Combustion characteristics of a dual-mode scramjet combustor with cavity flameholder", *Proceedings of the Combustion Institute*,
- [6] Peters. N., 1984, "Laminar Diffusion Flamelet Models in Non Premixed Combustion", *Prog. Energy Combust. Sci.*, 10. 319-339. Mattick S., Frankel S., 2005, "Numerical Modeling of Supersonic Combustion: Validation And Vitiation Studies Using FLUENT", AIAA
- [7] Cutrone L., Palma D., 2010, "A RANS Flamelet-progress-Variable Method For Computing Reacting Flows Of Real-Gas mixtures", *Computers and Fluids*
- [8] Margason, R. J. "Fifty years of jet in cross flow research," AGARD, *Computational and Experimental Assessment of Jets in Cross Flow*.