

بررسی عددی جریان سرد(Cold Flow) داخل یک محفظه احتراق

وحيد فرجپور خاناپشتانی ، محسن آقا سيدميرزابزرگ ،محسن عسگری "

تهران- لویزان- دانشگاه صنعتی مالک اشتر VAHIDFARAJPOUR@YAHOO.COM

چکیدہ

در این مقاله محفظه احتراق یک موتور رمجت توسط جریان سرد(جریان بدون احتراق) مورد بررسی قرار گرفته است. این محفظه احتراق دارای 2 ورودی هوای مستطیل شکل میباشد که بصورت جانبی[†] به محفظه متصل بوده و قسمت انتهای محفظه بصورت کروی شکل⁶ میباشد. بازچرخش جریان⁷ در قسمت کروی سبب بهبود چـشمگیر در افزایش رانـدمان احتراقی میگردد. زاویه ورود جریان به محفظه احتراق نقش موثری در قدرت گردابه های تولید شده در ناحیـه کـروی و احتراقی می گردد. زاویه ورود جریان به محفظه احتراق نقش موثری در قدرت گردابه های تولید شده در ناحیـه کـروی و میزان گروی و میزان کروی سبب بهبود چـشمگیر در افزایش رانـدمان محفظه بصورت کروی شکل⁶ میباشد. بازچرخش جریان⁷ در قسمت کروی سـبب بهبود چـشمگیر در افزایش رانـدمان میزان گسترش نواحی گردابی دارد. ورودی های هوا بصورت عمود بر بدنه قرار دارند و محور پاشش آنها نسبت به یکـدیگر برای زوایای 30، 450،600، 90، 105 و 120درجه شبیه سازی شده و نتایج مورد بحث و بررسی واقع شده انـد. حـل میزان زوایای 30، 450،600، 90، 105 و 120درجه شبیه سازی شده و نتایج مورد بحث و بررسی واقع شده انـد. حـل معادلات حاکم بر جریان و شرایط مرزی مناسب برای آنها توسط نرمافزار شبیه ساز فلوئنت انجام گرفتـه است. در پایـان استقلال نتایج حاصله از نوع و تعداد شبکه حل و نیز پایستگی سایر اجزاء مورد از یابی گرفته است.

واژههای کلیدی: رم جت- محفظه احتراق- بازچرخش جریان^۷-پایدار کننده شعله[^].

1– مقدمه

موتورهای رمجت بعنوان عامل تولید نیرو محرکه در پروازهای فراصوتی از جایگاه ویژهای برخوردارند. تحقیقات زیاد انجام گرفته روی این موتورها، اهمیت بررسی پارامترهای دخیل در راندمان آنها را روشن می سازد. در بین اجزاء تشکیل دهنده موتور رمجت، نقش محفظه احتراق بدلیل پیچیدگیهای ناشی از سرعت بالای سیال داخل آن از حساسیت خاصی برخوردار است. پدیده احتراق شامل فرآیند فوقالعاده پیچیدهای است و به همین دلیل شبیه سازی کامل جریان در این فرآیند با صرف زمان و هزینه زیاد همراه است. تحقیقات فراوان انجام گرفته در این زمینه نشان می دهد که اولین گام برای ارزیابی عملکرد محفظه احتراق، تست آن توسط رژیم جریان سرد^۹ می باشد. جریان هوا با دما و فشاری مشابه شرایط احتراقی به داخل محفظه وارد می گردد و پارامترهای مورد نظر برای بهینه سازی عملکرد محفظه اندازه گیری می شود. محفظه مورد بحث در این تحقیق

> ¹ کارشناسی ارشد مهندسی هوا فضا-جلوبرندگی ² دکترای مکانیک – هوا فضا ³کارشناسی ارشد مهندسی هوا فضا-جلوبرندگی

⁴ Side Dumping

- ⁵ Dome
- ⁶ Circulation
- ⁷ Circulation
- ⁸ Flame Holder

⁹ جريان دما بالا و بدون وجود احتراق



همان گونه که شکل(1) نشان میدهد، مربوط به یک موتور رمجت میباشد که در آن هوا بصورت غیر محوری وارد آن می ود. ورودیهای هوا در راستای شعاعی بوده و زاویه محورهای پاشش جریان با یکدیگر از 30 تا 120 درجه تغییر میکند.



شکل1- شکل محفظه احتراق: a.نمای ایزومتریک محفظه و ورودی b.زاویه ورودیها با یکدیگر c. نمای محفظه

کاربرد این گونه از محفظهها در وسایل پرنده سبک میباشد که معمولا دارای کاربرد هوا به هوا میباشند و دارای مانورهای سریع حرکتی هستند. ناحیه کروی شکل در بالادست این محفظه با تولید گردابههای جریان نقش پایدارکننده شعله' را ایفاء میکند. در حقیقت این قسمت بصورت آیرودینامیکی و بدون اینکه با افت تلفات چشمگیری در انرژی کل سیال همراه باشد وظیفه پایداری شعله را انجام میدهد. تغییر زایه محورهای پاشش نقش موثری را در وسعت گردابه های تولیدی و قدرت آنها برعهده دارد. با تغییر زاویه پاشش و ترسیم نمودارهای مربوط به سرعت، دما ،فشار و تغییرات خواص توربولانسی جریان(شدت توربولانس⁷ و انرژی جنبشی توربولانس^۳) در طول محفظه احتراق، شکل جریان و نتایج حاصل از آن مورد بحث و بررسی قرار میگیرد.

2- تحقيقات انجام گرفته

در سالهای اخیر تحقیقات زیادی در این زمینه صورت گرفته است. G.Raja singh Thangadurai یا ستوانه ای را که دارای دو عدد ورودی هوای مستطیل شکل است مورد بررسی عددی قرار داده است. او زوایای ورودی هوا را برای 03، 45، 60 درجه مورد بررسی قرار داده و نهایتا نتیجه گرفته است که زاویه ورودی 45 و 60 درجه از نظر اختلاط سوخت و هوا و نیز میدان جریانی بوجود آمده ارجحیت دارند[1]. Roy بصورت تجربی راندمان یک محفظه احتراق مربوط به سوخت و هوا و نیز میدان جریانی بوجود آمده ارجحیت دارند[1]. Roy بصورت تجربی راندمان یک محفظه احتراق مربوط به تولید گاز یک رمجت با 4 ورودی هوا و بدون پاشش مرکزی را مورد مطالعه قرار داده و نتیجه گرفته است که گردابههای تشکیل شده در قسمت سر محفظه برای پایدار نمودن فرآیند احتراق نقش اساسی دارند[2]. آمده ارجحیت دارند مربوط به تشکیل شده در قسمت سر محفظه برای پایدار نمودن فرآیند احتراق نقش اساسی دارند[2]. آمده و نهیا توصیه کرده تشکیل شده در قسمت سر محفظه برای پایدار نمودن فرآیند احتراق نقش اساسی دارند[2]. آمده و نهیا توصیه کرده تربری بر روی محفظههای احتراق سوخت مایع مختلفی که دارای جت مرکزی جریان نبودند انجام داده و نهایتا توصیه کرده تجربی بر روی محفظهای ارژی سوخت هرای پایدار نمودن فرآیند احتراق نقش اساسی دارند[2]. آمده و نهایتا توصیه کرده تربری بر روی محفظهای احراق سوخت مایع مختلفی که دارای جت مرکزی جریان نبودند انجام داده و نهایتا توصیه کرده و مورد جریان های واکنشی با رژیم جریان توربولانت را در محفظه احتراق یک راکت سوخت جامد را که معادلات آن توسط است که برای زاویه هوای ورودی هوا میتوان به بهیند، مورد بررسی قرار داده است. نتیجه این بوده که با بهینهسازی در مورد جریان های واکنشی با رژیم جریان توربولانت را در محفظه احتراق یک راکت سوخت جامد را که معادلات آن توسط ارتفاع ناحیه کروی و زاویه ورودی هوا میتوان به بهینهسازی اختلاط سوخت و اکسیدایز و راندمان احتراقی بالا دست روش عرای ناحیه کروی و زاویه ورودی هوا میتوان به بهینهسازی اختلاط سوخت و اکسیدایز و راندمان احتراقی بالا دست ارتفاع ناحیه کروی و زاویه ورودی هوا میتوان به بهینهسازی اختلاط سوخت و اکسیدایز و راندمان احتراقی بالا دست و نایع باین و بای بهینمازی اختلاط سوخت و اکسیه قرار داده است و نایچ یاند.[4]. ما عدی ای سرد با نتایج عددی که برای آن محفظه خاص انجام گرفت، مطابقت

¹ Flame Holder

² Turbulence Intensity

³ Turbulence Kinetic Energy



بعدی برای محاسبه میدان جریان در داخل محفظه احتراق با ناحیه کروی در بالادست تدوین نمود و توسط آن تاثیر جابجایی ناحیه کروی در طول محفظه را مورد بررسی قرار داد و نتیجه گرفت که کارایی محفظه نسبت به تغییر طول ناحیه کروی حساسیت چندانی ندارد. او یک محفظه احتراق با دو ورودی مستطیل شکل را که با یکدیگر زاویه 60 درجه میساختند مورد بررسی قرار داد و برای این کار از تزریق جریان هوای سرد در یک محفظه از جنس رزین استفاده نمود[5]. Aoki etal تمایش جریان و تست احتراق را برای مدل کوچک شده یک محفظه احتراق با راندمان بالا و دارای ورودیهای نمایش جریان و تست احتراق را برای مدل کامل و نیز مدل کوچک شده یک محفظه از جنس رزین استفاده نمود که محفظه با تعداد کناری، که در یک رمجت مورد استفاده قرار می گرفت مورد مطالعه قرار داده است. نتایج تست نشان میداد که محفظه با تعداد 8 عدد ورودی هوا دارای بهترین آرایش جریان و بالاترین راندمان احتراقی است. آزمایشات او برای زوایای ورودی 10، 30، 45و 60درجه و با رینولدز جریان ³01 نسبت به عرض ورودی انجام گرفت. نتیجه این بود که زاویه ورودی هوا نقش مهمی در جریان توربولانسی محفظه دارد و انرژی جنبشی توربولانس برای زوایای ورودی هوای 45 درجه و بیشتر از آن بشدت کاهش می افت که منجر به اختلاط بیشتر سوخت و هوا میشود[8].

تمام محققانی که در این زمینه مطالعه کردهاند، به این نتیجه رسیدند که ارتفاع ناحیه کروی انتهایی و نیز زاویه ورود هوا به محفظه تاثیر عمیقی بر شکل جریان داخل محفظه احتراق با پاشش غیر محوری دارد و میتواند بعنوان پارامتر مهمی در طراحی محفظه احتراق مطرح گردد.

3- شرايط مرزى

مطابق شکل(2) فرض می شود که هوای ساکن از یک مخزن با فشار کل 34 اتم سفر و دمای 806 کلوین وارد محفظ ه شده و از طریق نازل به محیط تخلیه می گردد. هوای محیط دارای فشار سکون 1 اتمسفر و دمای 300 کلوین می باشد. شرایط ورودی سیال و جو خروجی در جدول(1) آورده شده است.

34 at	فشار سیال ورودی به محفظه				
806 k	دمای کل سیال در ورودی				
1 at	فشار جو				
300 k	دمای جو				
$A^* = 463.098 \ cm^2$	سطح گلوگاہ				
$L_T = 89.61 \text{ cm}$	طول کلی محفظه				
$L_N = 38.54 \text{ cm}$	طول نازل				
30,45,60,75,90,105,120	زاویه ورود جریان برای حالات مختلف				

جدول(1)- شرایط مرزی حاکم بر جریان



شکل2- (a)میدان حل جریان (b)ورود جریان به محیط آزاد.



4- معادلات حل جريان

در این تحلیل معادلات بقای جرم, مومنتوم، انرژی و همچنین چون عدد رینولدز از حد بحرانی بیشتر است، با توجه به مغشوش بودن جریان مورد مطالعه، معادلات مربوط نیز با استفاده از نرمافزار فلوئنت حل می شوند. در ذیل معادلات مورد استفاده معرفی می گردند:

1- معادله بقای جرم :

تنش au_{ij} به صورت زیر است:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = S_m \tag{1}$$
aslebe (i) شكل كلى ازمعادله بقاى جرم براى جريانهاى قابل تراكم و غير قابل تـراكم مـىباشـد. ρ جـرم مخـصوص و عبارت S_i معادلات بقاى مومنتوم:
3. جرم منتشر شده مىباشد.
3. جرم اضافه شده به فاز پيوسته از فاز دوم منتشر شده مىباشد.
4. معادلات بقاى مومنتوم:
3. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
3. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
3. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
3. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
3. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
3. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
3. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
3. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
4. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
4. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:
5. معادلات بقاى مومنتوم در جهت i به صورت زير است:

$$\tau_{ij} = \left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)\right] - \frac{2}{3}\mu\frac{\partial u_i}{\partial x_i}\delta_{ij}$$
(3)

که μ لزجت ملکولی و ترم دوم در سمت راست تأثیر پذیری ناشی از انبساط حجمی میباشد. 3- معادله انرژی :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(u_i (\rho E + P) \right) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} - \sum_{j'} h_{j'} J_{j'} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right) + S_h \tag{4}$$

که در آن k_{eff} ضریب هدایت حرارتی موثر $(k_t + k)$ میباشد. k_t ضریب هدایت حرارتی جریان مغشوش، با توجه به مدل اغتشاش به کار رفته میباشد. $J_{j'}$ شار پخش گونههای j' میباشد، سه عبارت اول در سمت راست معادله به ترتیب بیان کننده انتقال انرژی بصورت هدایت، پخش گونهها و پراکندگی لزجت میباشند. S_h شامل حرارت واکنشهای شیمیایی و دیگر عبارتهای حرارتی حجمی میباشد.

4- معادلات انتقال :

 ε در این تحلیل از مدل اغتشاشی $k - \varepsilon$ نوع RNG استفاده شده است. در این روش انرژی جنبشی اغتشاش k و نرخ پخش s میباشد و بصورت زیر بدست میآیند:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_m + S_k \right)$$
(5)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_{\varepsilon}\mu_{eff}\frac{\partial\varepsilon}{\partial x_j}) + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G_k + C_{3\varepsilon}G_b) - C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k}R_{\varepsilon} + S_{\varepsilon}$$
(6)

که در آن G_k مربوط به تولید انرژی جنبشی اغتشاش ناشی از گرادایانهای سرعت متوسط سیال است و به شکل زیـر محاسـبه میشود:

$$G_k = -\rho u'_i u'_j \frac{\partial u_j}{\partial x_i}$$
⁽⁷⁾

و G_b مربوط به تولید انرژی جنبشی اغتشاش ناشی از نیروهای شناوری است و به شکل زیر محاسبه می شود:



$$G_{b} = \beta g_{i} \frac{\mu_{t}}{\Pr_{t}} \frac{\partial T}{\partial x_{i}}$$
(8)
licence by the set of the set o

$$C_{3\varepsilon} \approx \frac{\upsilon_{t} \cdot \varepsilon}{k^{2}}$$

$$\eta = \frac{KS}{\varepsilon}, \eta_{o} = 4.38, R_{\varepsilon} = \frac{C_{\mu} \rho \eta^{3} \left(1 - \frac{\eta}{\eta_{o}}\right)}{1 + \beta \eta^{3}} \frac{\varepsilon^{2}}{k} , \beta = 0.012 , \mu_{eff} = \upsilon.\mu$$
(9)

5- تعيين ابعاد هندسي

تاثیرات ویسکوز خواهیم داشت :

با توجه به معلوم بودن طول نازل و مساحت گلوگاه، قطر خروجی نازل برای انبساط کامل گازها تا فشار محیط بدست میآید. بدلیل معلوم نبودن میزان افت فشار کل در طول محفظه که ناشی از افت انبساط ناگهانی و ویسکوز میباشد، مجبوریم تا در ابتدا با فرض عدم وجود هرگونه افتی به طراحی ابعاد آن بپردازیم. ابعاد بدست آمده از این راه به ما کمک میکنند تا به هندسه واقعی که که مربوط به عملکرد سیال در حالت واقعی است نزدیک تر شویم. با فرض اینکه فشار کل گاز در سطح گلوگاه نازل at a t و عربی میباشد، روابط زیر قابل استخراج است: با فرض انبساط گازهای خروجی از نازل تا حد فشار محیط و بدون وجود هرگونه برگشت ناپذیری ناشی از ا مواج انبساطی و

$$P_t = 34$$
 at , $A^* = 463.098$ cm^2 , $T_t = 806$ K , $P_{back} = 1$ at

$$\begin{split} p_{Exit} &= P_{back} \quad \cdot \frac{p_{Exit}}{P_T} = \frac{1}{34} = 0.0294 \\ \text{If } (q) = 0.0294$$



 $\rho^{*} = \frac{p_{s}^{*}}{RT_{s}^{*}} = 9.327 \frac{Kg}{m^{3}}, \quad V^{*} = M^{*}a^{*} = M^{*}\sqrt{\gamma R T_{s}^{*}} = 519.23 \frac{m}{s}$

حالت (4)	حالت (3)	حالت (2)	حالت (1)						
350	320	263	64	مساحت سطح هر یک از دو ورودی(<i>cm</i> ²)					
159.86	159.86	159.86	54	دبی جرمی عبوری(kg/s)					

جدول(2) - دادههای مربوط به نازل با ورودیهای 30 درجه

سطح خروج از نازل نیز با توجه به محاسبه افت ناشی از اصطکاک سیال در طول دیواره و برگشت ناپذیریهای امواج انبساطی بهینه شده است، بطوریکه شعاع خروجی به میزان r = 22.395 cm کاهش یافته است و در این شرایط جریان گازهای خروجی نازل با تاثیر انواع افتها تا فشار محیط انبساط مییابند. نتایج تحلیل در جدول(3) ارایه شده است.

زاویه ورودی هوا (درجه)	<u>30</u>	<u>45</u>	<u>60</u>	<u>75</u>	<u>90</u>	<u>105</u>	<u>120</u>			
سرعت در ورودی(m/s)	147.66	155	150	150.3	149	147	146			
سرعت در خروجی(m/s)	1005	1006	1004	1006	1005	1005	1004			
سرعت در گلوگاه(m/s)	529	519	527	528	526.96	528.4	528			
دبی جرمی خروج از نازل(kg/s)	159.86	168	162.62	162.392	161.628	159.32	158.94			
فشار کل در گلوگاه نازل(at)	31.91	32.28	31.92	31.59	31.44	31.106	31.059			
فشار کل در خروجی نازل(at)	27.84	29.31	27.78	28.28	27.98	27.5	27.25			
فشار استاتیک خروجی(at)	1.00	1.001	1.002	0.995	0.998	0.999	0.989			
نصف نیروی تراست(N)	84670	88916	87229	88111	87043	85607	85439			

جدول(3) - نتایج حاصل از تحلیل برای ورودی ها با زوایای مختلف

6- حل ميدان و تعيين ماهيت جريان

در حالت کلی تمام فرآیندهای موجود در طبیعت ناپایا بوده و فرض پایا بودن پدیدهها، جهت سهولت حل قوانین حاکم بر آنها است. ولی اینکه چگونه میتوان مرزی بین یک پدیده پایا و یک پدیده ناپایا قایل شد را باید بیشتر بر پایه الزامات مهندسی صورت داد و اینکه تا چه حد دقت در ماهیت جریان بر حسب زمان برای ما مهم است. در شروع تحلیل ، فرض بر ناپایا بودن ماهیت جریان بوده و خواص سیال با گذشت زمان بررسی شد. شکل (3) نتایج حاصل از تغییرات سرعت متوسط روی خط محور اصلی و ضریب دراگ وارد بر دیوارهها را روی خط محور مرکزی، برای ورودی با زاویه 30 درجه را با زمان نشان میدهد که در آن ضریب دراگ نسبت به عرض ورودی بی بعد شده است. نتایج حاصل نشان میدهند که جریان داخل



محفظه دارای پریود فرکانسی T = 0.12S بوده که در آن شدت تغییرات خواص جریان با زمان کم است، بطوریکه می-توانیم با دقت خوبی پدیدهها را به صورت پایا^ا در نظر بگیریم.



شکل3- تغییرات فرکانسی: (a).سرعت سیال در خط محور مرکزی و (b).ضریب دراگ در طول خط محوری نازل

7–مقايسه نتايج

7–1– استقلال از شبکه

برای اطمینان از درستی حل، میدان جریان با ورودیهای 30 درجه، با سه نوع شبکه با اندازههای مختلف مورد تحلیل قرار گرفت که نتایج در شکل(4) دیده می شود. از مقایسه نتایج برای سه نوع شبکه دیده می شود که در مدل با تعداد شبکه 561300 مقدار فشار ماکزیمم به اندازه حدود 9٪ بیشتر از مقدار بدست آمده از مدل با تعداد شبکه 280568 می باشد. همچنین این مقدار اختلاف در مقایسه مدل با تعداد 856354 عدد شبکه دیده می شود که کمتر از حدود 2٪ است که بسیار قابل قبول است. بنابراین در حل برای زوایای گوناگون از مدل با تعداد شبکه 561300 عدد استفاده شده است.



شکل4- مقایسه فشار روی خط مرکزی مدل با تعداد شبکههای مختلف

¹ Steady State



7–2–همگرایی

همگرایی میدان حل توسط مقدار باقیماندهها نیز بررسی گردید.این مقدار برای بقاء جرمی ، سرعت، انرژی جنبشی توربولانس کمتر از ⁵–10 و برای مقادیر آنتالپی و انرژی کمتر از مقدار ^{7–10} بود که از دقت خوبی در محاسبه دادهها برخوردار است.

8- نتايج

کانتور ماخ جریان در سطح مقطع عرضی و سطح تقارنی محفظه در اشکال (6)، (7)، (8)، (9)، (11) نـشان داده شده است. با دقت در اشکال دیده می شود که ناحیه کروی شکل بالادست محفظه با ایجاد نواحی گردایی، سبب کاهش سرعت سیال در این نواحی میشود و نقش مثبتی را در جهت پایداری شعله میتواند داشته باشد. با افزایش زوایای ورودی جریان از گستردگی نواحی گردابی شکل پایینی کاسته شده و بر وسعت نواحی بالایی افزوده می شود و در کل گردابه ها دارای انرژی بیشتری میشوند. فشار استاتیک در نواحی برخورد جریانهای ورودی بیشتر میشود که ناشی از برخورد ذرات سیال به یکدیگر و تبدیل انرژی به حالت سکون در سیال میباشد و سپس در طول نازل از مقدار فشار استاتیک کاسته می شود. مکان برخورد جت ورودی سیال با یکدیگر با افزایش زاویه ورودی به قسمت بالادست بدنه نزدیکتر شده و تولید نـواحی جدیـد گردابـهای در نواحی بالادست مینماید که این نواحی با افزایش میزان اختلاط سوخت و اکسیدایزر و نیز ماندگاری بیشتر ذرات سیال، به افزایش کارایی احتراق کمک می کنند. در شکلهای(5)، (10) و (12) مسیر جریان در سطح مقطه x = 0cm و برای ورودیها با زاویه 30 و90 و120 درجه نشان داده شده است. دیده میشود که با افزایش زاویه ورودیها، ناحیه گردایم پایینی بتدریج كوچكتر شده و بتدريج بر وسعت ناحيه گردابي فوقاني افزوده مي گردد. همچنين با افزايش زاويـه بيـشتر از 90 درجـه، تمايـل سیال ورودی به محفظه برای خروج مستقیم از نازل بیشتر شده و نقش ناحیه کرویشکل انتهایی کمتر می شود. با دقت در نمودارهای شکل(13)و(14) دیده می شود که سرعت سیال در ناحیه کروی کمترین مقدار بوده و با گذر از میان نازل رفته رفته زیاد می گردد. نمودار فشار استاتیک نشان دهنده بیشترین مقدار در ناحیه کروی و در محل برخورد جتهای جریان دارای مقدار زیادی است و در طول نازل از مقدار آن کاسته می شود. مقدار نیروی تراست ناشی از جت سرد جریان نشان دهنده بیشترین مقدار در زاویه 45 درجه بوده و با افزایش بیشتر زاویه ورودی جریان، رفته رفته از میزان اُن کاسته میشود که دلیل آن را وجود گردابههای زیاد در طول مسیر و تولید نوعی خفگی در محفظه میتوان بیان نمود که در نهایت دبی جرمی گذرنده از نازل را کاهش میدهند. با دقت در نمودار تغییرات انرژی جنبشی توربولانس و شدت توربولانس در شکل(15) مشاهده میشود که برای ورودی با زاویه 45 تا90 درجه، شدت و میزان انرژی توربولانس به میزان قابل توجهی در ناحیه کروی شکل کاهش می یابد که نقش مهمی را در پایداری احتراق می تواند ایفاء کند. تغییرات میزان افت فشار کل در طول محفظه با تغییر زاویه ورودی تفاوت چندانی ندارد و در حالی که میدان جریان در ناحیه کروی بالادست جریان به شدت از زاویـه ورودی تـاثیر می گیرد. با افزایش زاویه ورودی تا بالاتر از زاویه 90 درجه دیده می شود که ذرات سیال موجود در یک مقطع بیـشتر تمایـل دارند تا مستقیما به سمت پاییندست جریان حرکت کنند و نقش ناحیه کروی شکل بالایی کمرنگتر میشود. با طراحی ورودیهای هوا به فرم شکل(16) که ورودیهای هوا نسبت به سطح مقطع عرضی محفظه دارای زاویه هـستند مـیتـوان تـاثیر ناحیه کروی بر قسمت پاییندست جریان را بیشتر کرد که نقش فوق العادهای در میزان اختلاط جریان خواهد داشت. اختلاط جریان به ترکیب بهتر سوخت و اکسیدایزر کمک میکند و نهایتا راندمان احتراقی بالاتری بدست میآید.





شکل7- کانتور ماخ جریان در محفظه با ورودی های هوای 45 درجه: (a)سطح مقطع در x = 0 cm و (b) صفحه تقارنی





شکل8-کانتور ماخ جریان در محفظه با ورودیهای هوای60 درجه: (a)سطح مقطع در x = 0 cm و (b) صفحه تقارنی



شکل9- کانتور ماخ جریان در محفظه با ورودیهای هوای90 درجه: (a)سطح مقطع در x = 0 cm و (b) صفحه تقارنی



x = 0cm شكل10- ميدان جريان با ورودىهاى هواى 90درجه: (a).سطح مقطع x = 0cm). نماى ايزومتريك در مقطع

شکل 11- کانتور ماخ جریان در محفظه با ورودیهای هوای120 درجه: (a). سطح مقطع x = 0 cm). صفحه تقارن

x = 0cm شكل12– ميدان جريان با ورودىهاى هواى 120درجه: (a).سطح مقطع x = 0cm). نما از بالا براى مقطع

شکل13- نمودار تغییرات فشار و سرعت در طول محفظه برای زوایای مختلف ورودی

شکل14– نمودار تراست بر حسب زوایای ورودی هوا(a) و دمای استاتیک در طول محفظه(b) برای زوایای مختلف ورودی

شکل15-(a) نمودارانرژی جنبشی توربولانس و (b) شدت توربولانس در طول محفظه برای زوایای مختلف ورودی

شکل16-(a) نمای ایزومتریک مدل پیشنهادی و (b) نمای ایزومتریک و برش از صفحه تقارن برای مدل پیشنهادی

مراجع

[1] G.RAJA SINGH Thangadurai, B.S.SubhashChandran:Numerical Investigation of The Effect of Air Inlet Angle On Flow And Combustion in A Side Dump Ramjet Combustor.,Defence Research and Development Laboratory,India500058,AIAA 2004.

[2] Roy c.p."Characteristics of a side Dump Gas Generator Ramjet", AIAA Paper No.82-1258,1982.

[3] Yen Ruey-Hor and Ko Tzu-Hsiag"Effect of side-inlet Angle in a Three Dimensional Side-Dump Combustor", Journal of Propulsion and Power, Vol .9, No.5, pp686-693, 1993

[4] Cherng D.L., Yang V. and Kuo K.K. "Numerical study of Turbulent Reacting Flow in a Solid Propellant Ducted Rocket", Journal of Propulsion and Power, Vol. 5, No.6, pp.686-692, 1989.

[5] Stull F.D., Craig R.R., Streby G.D. and Vanka S.P. "Investigation of a Dual Side Dump Combustor using Liquid Fuel Injection", Journal of Propulsion and Power, Vol .1, No.1, pp.83-88, 1985

[6] Vanka S.P., Craig R.R., and Stull F.D. "Mixing Chemical Reaction and Flow Field Development in Ducted Rocket", Journal of Propulsion and Power, Vol.2, No.4, pp.331-338, 1986

[7] Lio T.M., Wu S.M and Hwang Y.H. "Experimental and Theoritical Investigation of Turbolent Flow in a Side-Inlet Rectangular combustor", Journal of Propulsion and Power, Vol.6. No.2, pp.131-138, 1990.

[8] Aoki S., sakata K., Sato T., Horiuchi Y. and Kubota K. (1991) "Experimental Investigation of Side Dump Type Combustors for Integral Rocket Ramjets", ISABE 91-7110, 10th ISOABE Proceedings, Nottingham, United Kingdom, pp. 1037-1043.