

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

وحید فرج پور خانپشتانی¹، محسن آقا سیدمیرزابزرگ²، محسن عسگری³

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

چکیده

در این مقاله محفظه احتراق یک موتور رم جت توسط جریان سرد (جریان بدون احتراق) مورد بررسی قرار گرفته است. این محفظه احتراق دارای 2 ورودی هوای مستطیل شکل می باشد که بصورت جانبی⁴ به محفظه متصل بوده و قسمت انتهایی محفظه بصورت کروی شکل⁵ می باشد. بازچرخش جریان⁶ در قسمت کروی سبب بهبود چشمگیر در افزایش راندمان احتراقی می گردد. زاویه ورود جریان به محفظه احتراق نقش موثری در قدرت گردابه های تولید شده در ناحیه کروی و میزان گسترش نواحی گردابی دارد. ورودی های هوا بصورت عمود بر بدنه قرار دارند و محور پاشش آنها نسبت به یکدیگر برای زوایای 30، 45، 60، 75، 90 و 120 درجه شبیه سازی شده و نتایج مورد بحث و بررسی واقع شده اند. حل معادلات حاکم بر جریان و شرایط مرزی مناسب برای آنها توسط نرم افزار شبیه ساز فلونت انجام گرفته است. در پایان استقلال نتایج حاصله از نوع و تعداد شبکه حل و نیز پایداری سایر اجزاء مورد ارزیابی گرفته است.

واژه های کلیدی: رم جت- محفظه احتراق- بازچرخش جریان⁷- پایدار کننده شعله⁸.

1- مقدمه

موتورهای رم جت بعنوان عامل تولید نیرو محرکه در پروازهای فراصوتی از جایگاه ویژه ای 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 رم جت، نقش محفظه احتراق بدلیل پیچیدگی های ناشی از سرعت بالای سیال داخل آن از حساسیت خاصی برخوردار است. پدیده احتراق شامل فرآیند فوق العاده پیچیده ای 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 سرد⁹ 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-جلوپردگی

² دکترای مکانیک - هوا فضا

³ کارشناسی ارشد مهندسی هوا فضا-جلوپردگی

⁴ Side Dumping

⁵ Dome

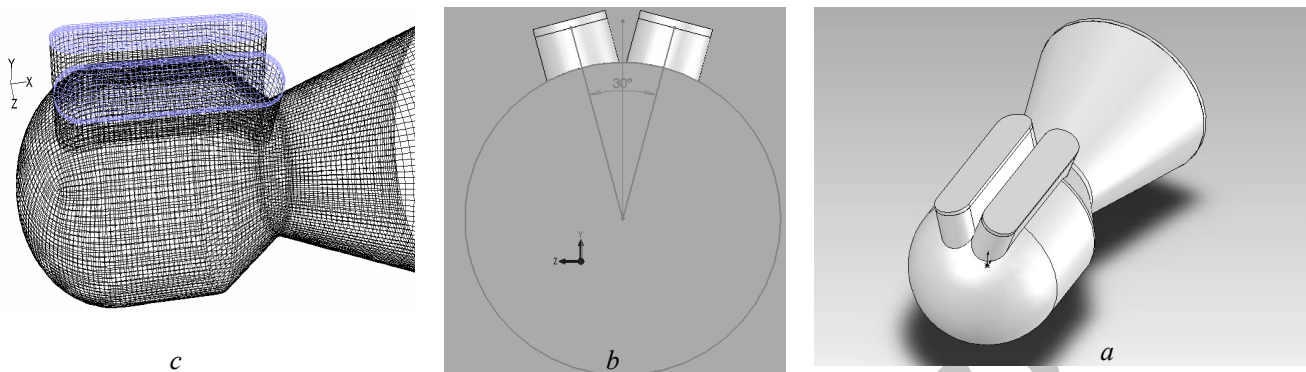
⁶ Circulation

⁷ Circulation

⁸ Flame Holder

⁹ جریان 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 می‌شود. ورودی‌های هوا در راستای شعاعی بوده و زاویه محورهای پاشش جریان با یکدیگر از 30 تا 120 درجه تغییر می‌کند.



شکل 1- 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 معمولاً 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 شعله¹ 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 زاویه محورهای پاشش نقش موثری را در وسعت گردابه‌های تولیدی و قدرت آنها برعهده دارد. با تغییر زاویه پاشش و ترسیم نمودارهای مربوط به سرعت، دما، فشار و تغییرات خواص توربولانسی جریان (شدت توربولانس² و انرژی جنبشی توربولانس³) در طول محفظه احتراق، شکل جریان و نتایج حاصل از آن مورد بحث و بررسی قرار می‌گیرد.

2- تحقیقات انجام گرفته

در سالهای اخیر تحقیقات زیادی در این زمینه صورت گرفته است. G.Raja singh Thangadurai یک محفظه احتراق استوانه ای را که دارای دو عدد ورودی هوای مستطیل شکل است مورد بررسی عددی قرار داده است. او زوایای ورودی هوا را برای 30، 45، 60 درجه مورد بررسی قرار داده و نهایتاً 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 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]. Shahaf et al تحقیق عددی و تجربی بر روی محفظه‌های احتراق سوخت مایع مختلفی که دارای جت مرکزی جریان نبودند انجام داده و نهایتاً توصیه کرده است که برای زاویه هوای ورودی به اندازه 90 درجه، بهترین نتایج حاصل می‌شود [3]. Cherng et al یک شبیه‌سازی عددی در مورد جریان های واکنشی با رژیم جریان توربولانت را در محفظه احتراق یک راکت سوخت جامد را که معادلات آن توسط روش Semi-Implicit finite difference گسسته‌سازی شدند، مورد بررسی قرار داده است. نتیجه این بوده که با بهینه‌سازی ارتفاع ناحیه کروی و زاویه ورودی هوا می‌توان به بهینه‌سازی اختلاط سوخت و اکسیدایزر و راندمان احتراقی بالا دست یافت. [4]. Stull et al یک محفظه احتراق سوخت مایع با دو عدد ورودی هوای جانبی را مورد مطالعه قرار داده است و نتایج عملی تست جریان سرد با نتایج عددی که برای آن محفظه خاص انجام گرفت، مطابقت خوبی را نشان می‌داد. او یک کد سه

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 et al تست نمایش جریان و تست احتراق را برای مدل کامل و نیز مدل کوچک شده یک محفظه احتراق با راندمان بالا و دارای ورودی‌های کناری، که در یک رمجت مورد استفاده قرار می‌گرفت 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 15، 30، 45 و 60 درجه و با رینولدز جریان 10^5 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 می‌یافت که منجر به اختلاط بیشتر سوخت و هوا می‌شود [8].

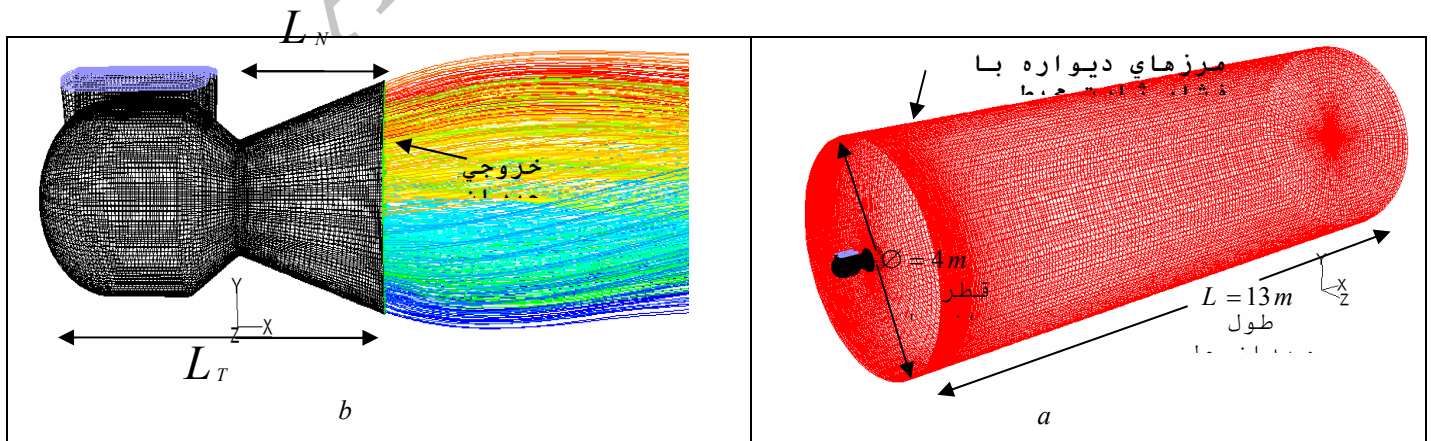
تمام محققانی که در این زمینه مطالعه کرده‌اند، به این نتیجه رسیدند که ارتفاع ناحیه کروی انتهایی و نیز زاویه ورود هوا به محفظه تاثیر عمیقی بر شکل جریان داخل محفظه احتراق با پاشش غیر محوری دارد و می‌تواند بعنوان پارامتر مهمی در طراحی محفظه احتراق مطرح گردد.

3- شرایط مرزی

مطابق شکل (2) فرض می‌شود که هوای ساکن از یک مخزن با فشار کل 34 اتمسفر و دمای 806 کلوین وارد محفظه شده و از طریق نازل به محیط تخلیه می‌گردد. هوای محیط دارای فشار سکون 1 اتمسفر و دمای 300 کلوین می‌باشد. شرایط ورودی سیال و جو خروجی در جدول (1) آورده شده است.

جدول (1) - شرایط مرزی حاکم بر جریان

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



شکل 2- (a) میدان حل جریان (b) ورود جریان به محیط آزاد.

4- معادلات حل جریان

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 نرم افزار فلونت حل می شوند. در ذیل معادلات مورد استفاده معرفی می گردند:

1- معادله بقای جرم :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = S_m \quad (1)$$

معادله رابطه (1) شکل کلی از معادله بقای جرم برای جریانهای قابل تراکم و غیر قابل تراکم می باشد. ρ جرم مخصوص و عبارت S_m ، جرم اضافه شده به فاز پیوسته از فاز دوم منتشر شده می باشد.

2- معادلات بقای مومنتوم:

معادلات بقای مومنتوم در جهت 1 به صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_i} + \rho g_i + F_i \quad (2)$$

که P فشار استاتیک، τ_{ij} تانسور تنش، ρg_i و F_i نیروهای جسمی گرانشی و جسمی خارجی در جهت 1 می باشند، تانسور تنش τ_{ij} به صورت زیر است:

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

که μ لزجت ملکولی و ترم دوم در سمت راست تأثیر پذیری ناشی از انبساط حجمی می باشد.

3- معادله انرژی :

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

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

4- معادلات انتقال :

در این تحلیل از مدل اغتشاشی $k - \epsilon$ نوع RNG استفاده شده است. در این روش انرژی جنبشی اغتشاش k و نرخ پخش ϵ می باشد و بصورت زیر بدست می آیند:

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

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

که در آن G_k مربوط به تولید انرژی جنبشی اغتشاش ناشی از گرادایانهای سرعت متوسط سیال است و به شکل زیر محاسبه می شود:

$$G_k = -\rho u_i' u_j' \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (7)$$

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

$$G_b = \beta g_i \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (8)$$

اندیس t مربوط به اغتشاش می‌باشد و $Pr_t = \frac{1}{\alpha}$ ، $Y_M = 2\rho\varepsilon M_t^2$ ، $M_t = \sqrt{\frac{k}{a^2}}$ ، $a = \sqrt{\gamma RT}$ که Y_M بیانگر سهم توسعه نوسانات در اغتشاش تراکم پذیر نسبت به نرخ پخش کل بوده و مقادیر α_k و α_ε معکوس عدد پراتل و به ترتیب مربوط به k و ε می‌باشند و S_k و S_ε عبارات منبع تعریف شده می‌باشند. $C_{1\varepsilon}$ و $C_{2\varepsilon}$ مقادیر ثابتی هستند که به صورت تحلیلی و با استفاده از تئوری RNG به دست آمده و به ترتیب $1/42$ و $1/68$ در نظر گرفته می‌شوند. مقدار $C_{3\varepsilon}$ از رابطه 9 به دست می‌آید:

$$C_{3\varepsilon} \approx \frac{v_t \cdot \varepsilon}{k^2} \quad (9)$$

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

5- تعیین ابعاد هندسی

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 مربوط به عملکرد سیال در حالت واقعی است نزدیک‌تر شویم. با فرض اینکه فشار کل گاز در سطح گلوگاه نازل $P_t = 34 \text{ at}$ 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 امواج انبساطی و تاثیرات ویسکوز خواهیم داشت:

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

$$P_{Exit} = P_{back}, \frac{P_{Exit}}{P_t} = \frac{1}{34} = 0.0294$$

از روابط آیزنتروپیک مربوط به گاز ایده‌آل، ماخ و سطح خروجی جریان بدست می‌آید:

$$M_{Exit} = 2.948$$

$$\frac{A}{A^*} = \frac{A_{Exit}}{A^*} = 4.0302 \Rightarrow A_{Exit} = 1866.37 \text{ cm}^2 \Rightarrow r_{Exit} = 24.37 \text{ cm}$$

دبی جرمی گذرنده از نازل برابر مقدار آن در سطح گلوگاه می‌باشد و بنابراین:

$$\dot{m} = \rho^* V^* A^*, \text{ در گلوگاه } M^* = 1, \frac{p_s^*}{P_t} = 0.5283 \rightarrow p_s^* = 17.9622 \text{ at}$$

$$\frac{T_s^*}{T_t} = 0.8333 \rightarrow T_s^* = 671 \text{ K}, \text{ Ideal Gas: } \gamma = 1.4, R = 287 \text{ J/Kg.K}$$

$$\rho^* = \frac{p_s^*}{RT_s^*} = 9.327 \text{ Kg/m}^3, \quad V^* = M^* a^* = M^* \sqrt{\gamma R T_s^*} = 519.23 \text{ m/s}$$

$$\dot{m} = \rho^* V^* A^* = 224.27 \text{ Kg/s}$$

دبی جرمی حاصله و سطح مقطع خروجی با فرض ایده‌آل بودن فرآیند در محفظه حاصل شده است. توسط شبیه‌سازی عددی با فلونت و در نظر گرفتن افت ناشی از شوک و ویسکوزیته، که برای زوایای ورودی 30 درجه صورت گرفت، دیده شد که در جریان تا رسیدن به سطح گلوگاه با حدود 6٪ افت در داخل محفظه روبرو هستیم که کاهش چشمگیری را در توانایی ماکزیمم دبی جرمی عبوری از نازل بدنبال داشت بطوریکه ماکزیمم دبی جرمی عبوری از نازل تا حدود 168 kg/s کاهش یافت. مطابق جدول (2) مشاهده می‌شود که با افزایش در میزان مساحت سطح هر یک از دو ورودی به بیشتر از 263 cm²، افزایش در خروج از نازل را نخواهیم داشت و در حقیقت این سطح مقطع قادر به تامین دبی جرمی برای چوک نمودن نازل می‌باشد به همین خاطر در طول محاسبات از دو ورودی با سطح مقطع هر یک به اندازه $A_i = 320 \text{ cm}^2$ استفاده شده است.

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

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

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 $r = 22.395 \text{ cm}$ 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) ارائه شده است.

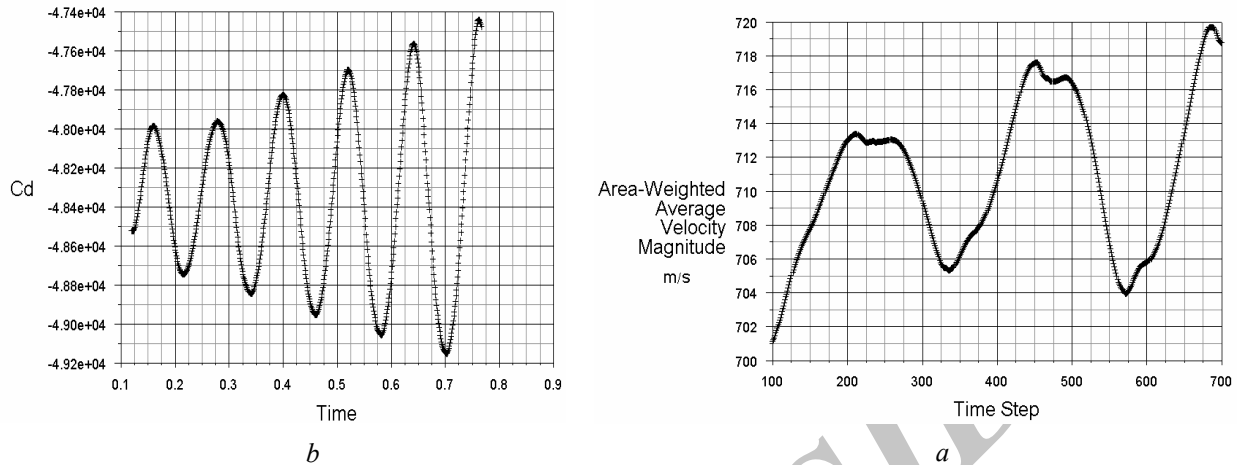
جدول (3) - نتایج حاصل از تحلیل برای ورودی‌ها با زوایای مختلف

زاویه ورودی هوا (درجه)	30	45	60	75	90	105	120
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

6- حل میدان و تعیین ماهیت جریان

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 قابل 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 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 بی‌بعد 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 پایا¹ در نظر بگیریم.

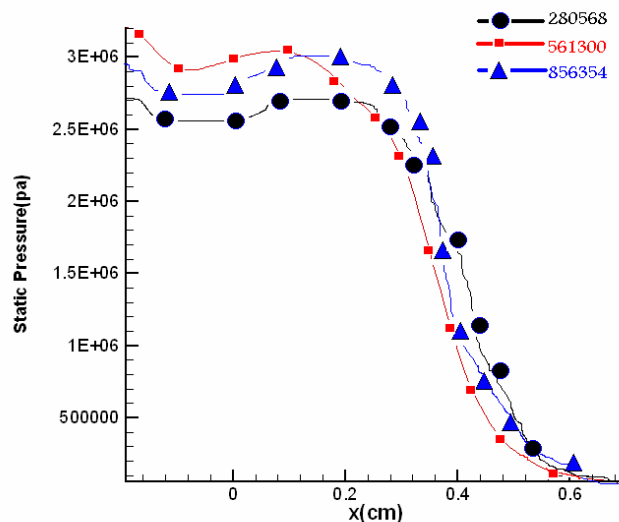


شکل 3- تغییرات فرکانسی: (a). سرعت سیال در خط محور مرکزی و (b). ضریب دراگ در طول خط محوری نازل

7- مقایسه نتایج

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 می‌شود. از مقایسه نتایج برای سه نوع شبکه دیده می‌شود 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 می‌باشد. همچنین این مقدار اختلاف در مقایسه مدل با تعداد 856354 عدد شبکه دیده می‌شود 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.



شکل 4- مقایسه فشار روی خط مرکزی مدل با تعداد شبکه‌های مختلف

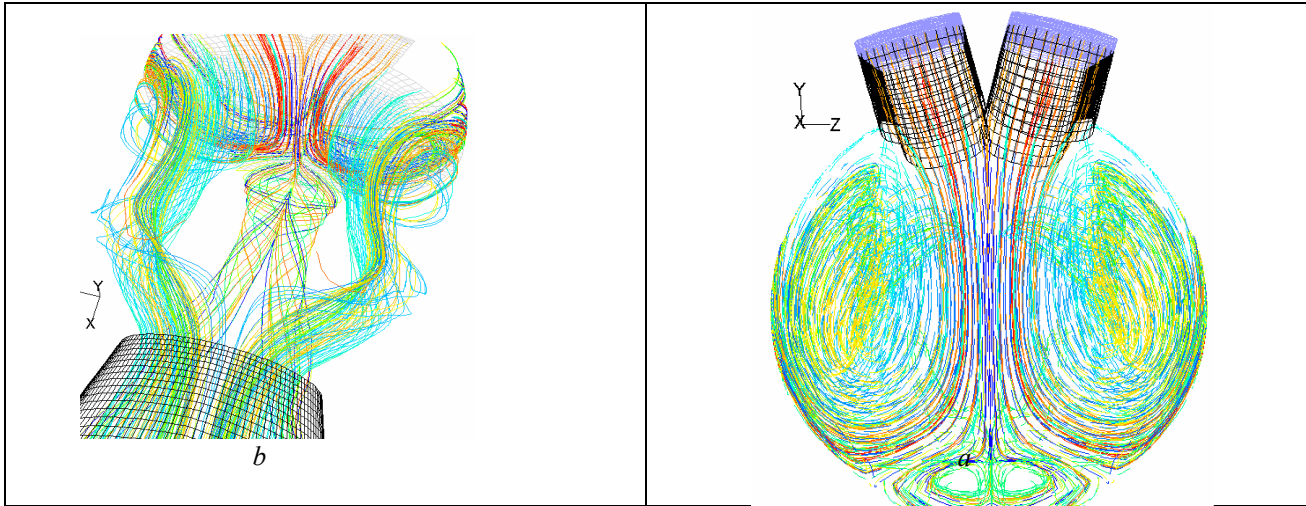
¹ Steady State

7-2- همگرایی

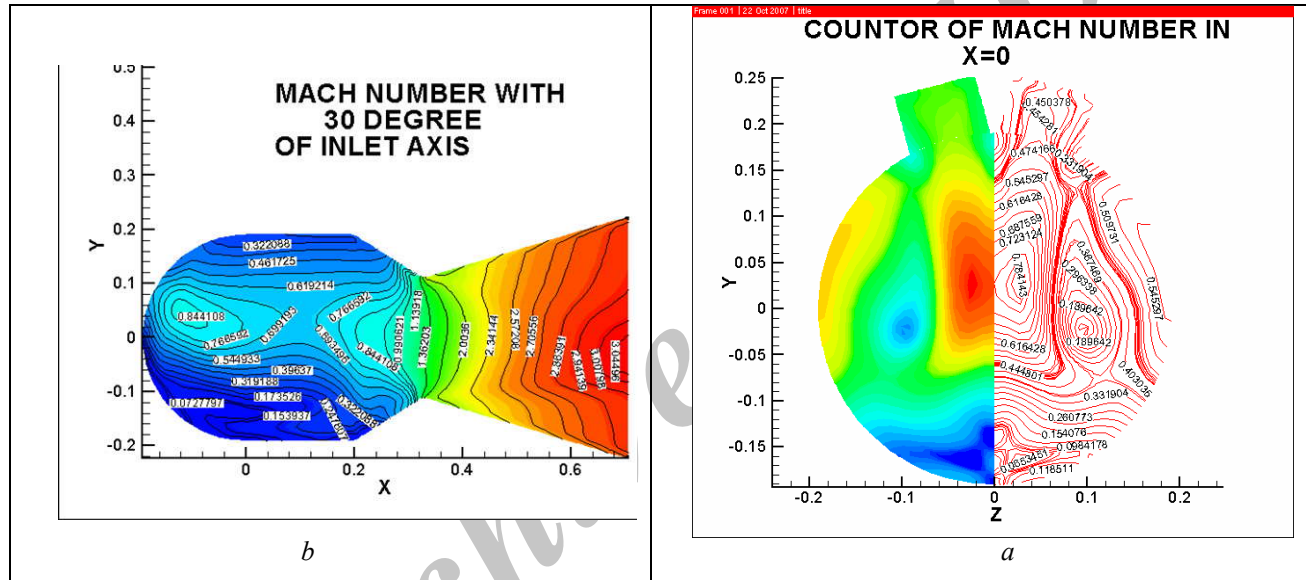
همگرایی میدان حل توسط مقدار باقی مانده‌ها نیز بررسی گردید. این مقدار برای بقاء جرمی، سرعت، انرژی جنبشی توربولانس کمتر از 10^{-5} و برای مقادیر آنتالپی و انرژی کمتر از مقدار 10^{-7} بود که از دقت خوبی در محاسبه داده‌ها برخوردار است.

8- نتایج

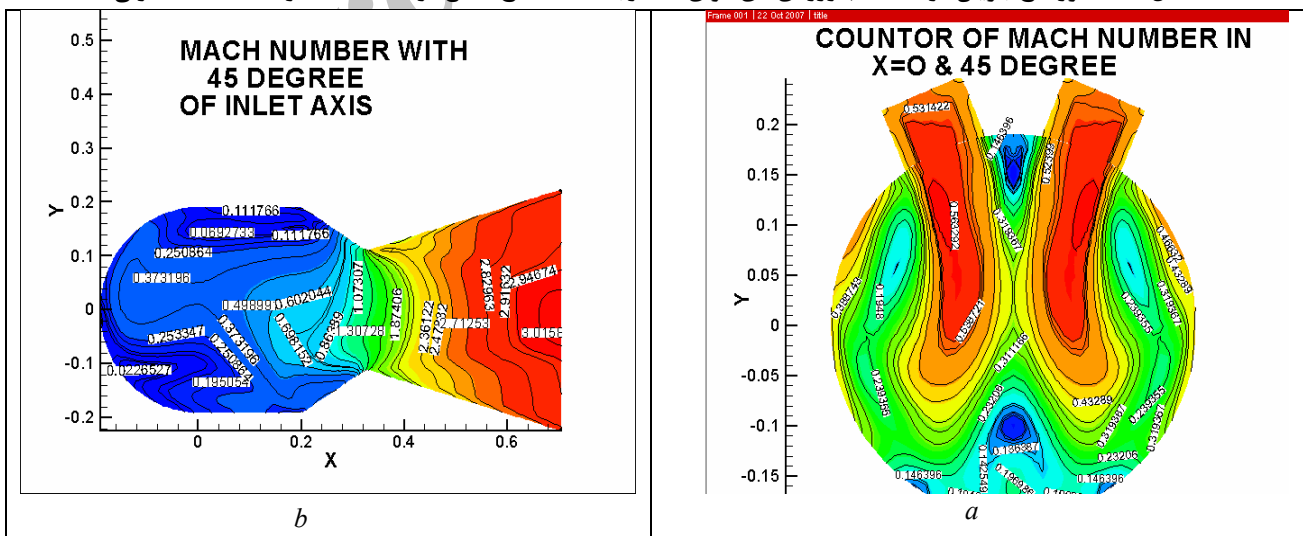
کانتور ماک جریان در سطح مقطع عرضی و سطح تقارنی محفظه در اشکال (6)، (7)، (8)، (9)، (11) نشان داده شده است. با دقت در اشکال دیده می‌شود که ناحیه کروی شکل بالادست محفظه با ایجاد نواحی گردابی، سبب کاهش سرعت سیال در این نواحی می‌شود و نقش مثبتی را در جهت پایداری شعله می‌تواند داشته باشد. با افزایش زوایای ورودی جریان از گستردگی نواحی گردابی شکل پایینی کاسته شده و بر وسعت نواحی بالایی افزوده می‌شود و در کل گردابه‌ها 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 می‌شود. مکان برخورد جت ورودی سیال با یکدیگر با افزایش زاویه ورودی به قسمت بالادست بدنه نزدیک‌تر شده و تولید نواحی جدید گردابه‌ای 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 می‌کنند. در شکل‌های (5)، (10) و (12) مسیر جریان در سطح مقطه $x = 0\text{cm}$ و برای ورودی‌ها با زاویه 30 و 90 و 120 درجه نشان داده شده است. دیده می‌شود که با افزایش زاویه ورودی‌ها، ناحیه گردابی پایینی بتدریج کوچکتر شده و بتدریج بر وسعت ناحیه گردابی فوقانی افزوده می‌گردد. همچنین با افزایش زاویه بیشتر از 90 درجه، تمایل سیال ورودی به محفظه برای خروج مستقیم از نازل بیشتر شده و نقش ناحیه کروی شکل انتهایی کمتر می‌شود. با دقت در نمودارهای شکل (13) و (14) دیده می‌شود که سرعت سیال در ناحیه کروی کمترین مقدار بوده و با گذر از میان نازل رفته رفته زیاد می‌گردد. 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 می‌شود. 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 آن 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 تا 90 درجه، شدت و میزان انرژی توربولانس به میزان قابل توجهی در ناحیه کروی شکل کاهش می‌یابد که نقش مهمی را در پایداری احتراق می‌تواند 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 زاویه ورودی تأثیر می‌گیرد. با افزایش زاویه ورودی تا بالاتر از زاویه 90 درجه دیده می‌شود که ذرات سیال موجود در یک مقطع بیشتر تمایل دارند تا مستقیماً به سمت پایین دست 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 هستند می‌توان تأثیر ناحیه کروی بر قسمت پایین دست جریان را بیشتر کرد که نقش فوق‌العاده‌ای در میزان اختلاط جریان خواهد داشت. اختلاط جریان به ترکیب بهتر سوخت و اکسیدایزر کمک می‌کند و نهایتاً راندمان احتراقی بالاتری بدست می‌آید.



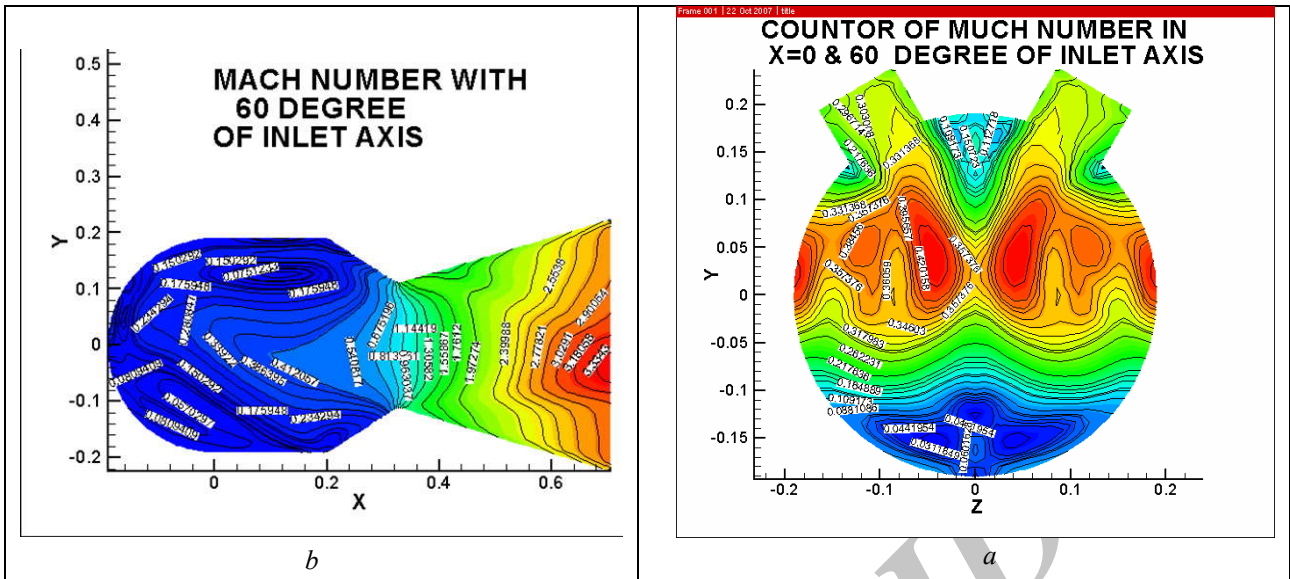
شکل 5- نمایش جریان با ورودی های 30 درجه: (a) نمای روبرو و (b) نمای ایزومتریک از بالا



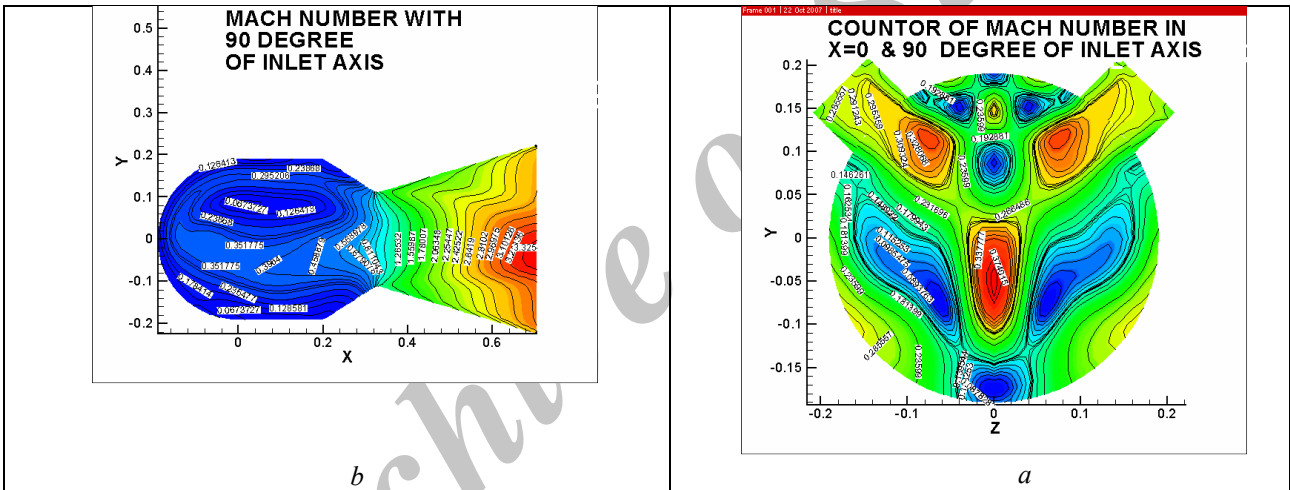
شکل 6- کانتور ماخ جریان در محفظه با ورودی های 30 درجه: (a) سطح مقطع در $x = 0cm$ و (b) صفحه تقارنی



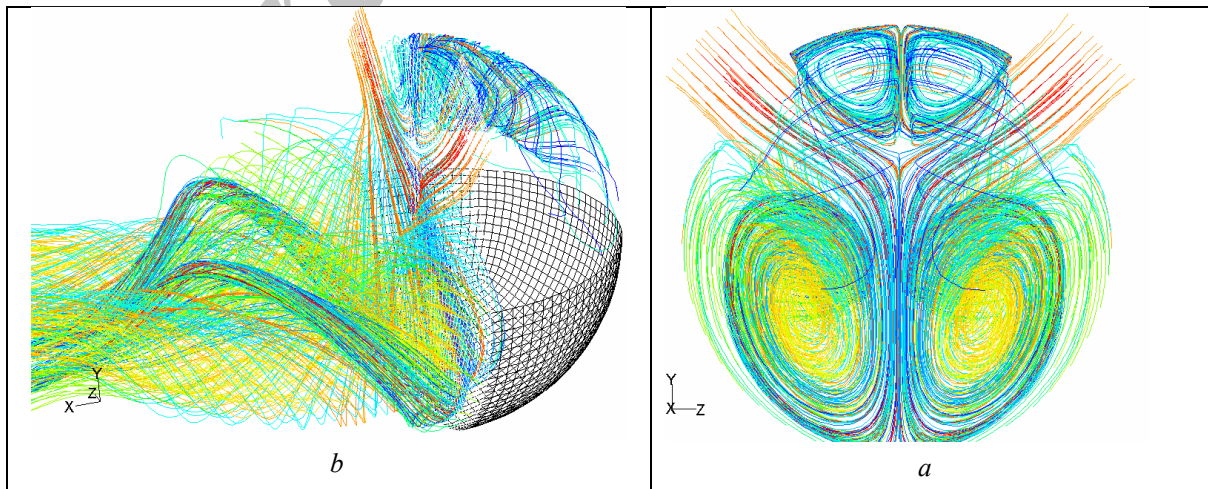
شکل 7- کانتور ماخ جریان در محفظه با ورودی های 45 درجه: (a) سطح مقطع در $x = 0cm$ و (b) صفحه تقارنی



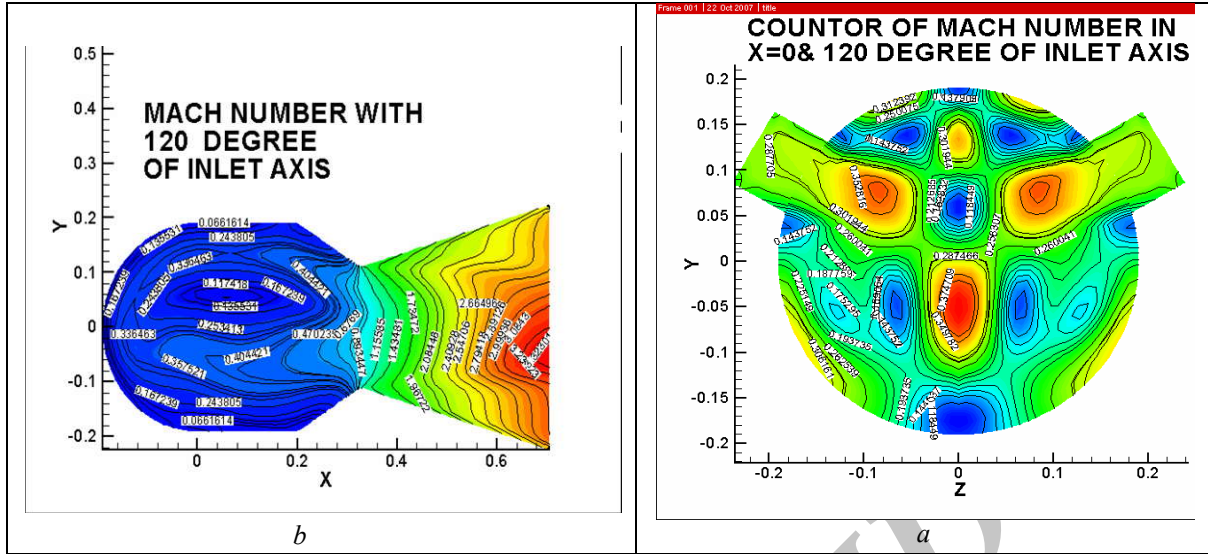
شکل 8- کانتر ماک جریان در محفظه با ورودی های هوای 60 درجه: (a) سطح مقطع در $x = 0\text{cm}$ و (b) صفحه تقارنی



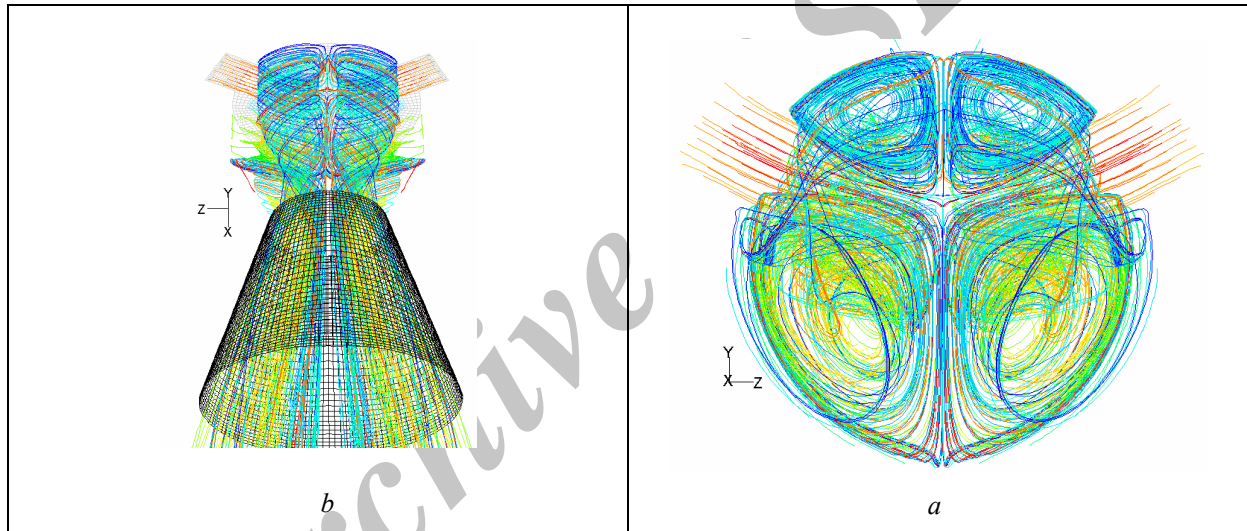
شکل 9- کانتر ماک جریان در محفظه با ورودی های هوای 90 درجه: (a) سطح مقطع در $x = 0\text{cm}$ و (b) صفحه تقارنی



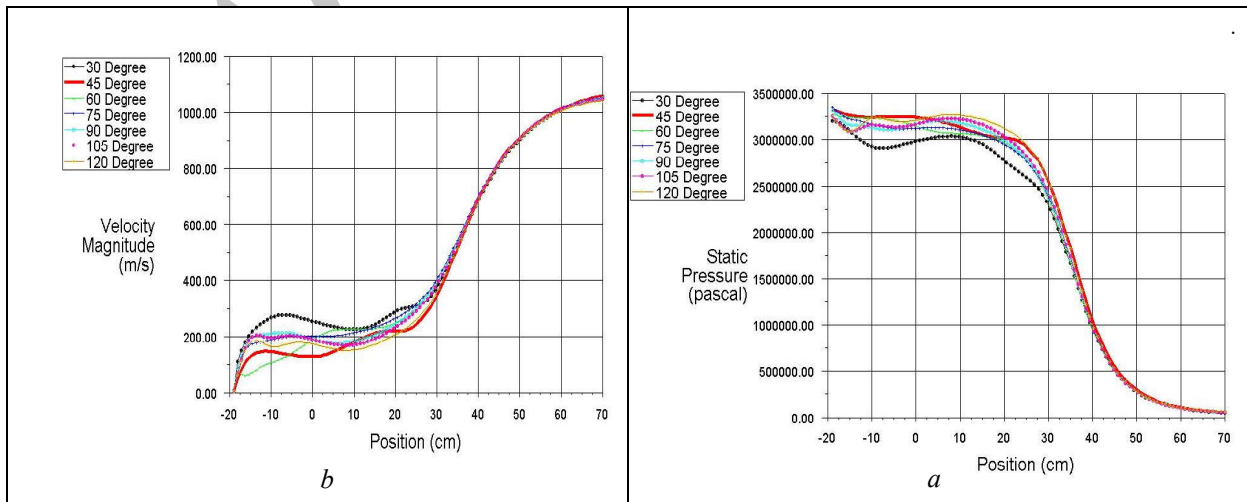
شکل 10- میدان جریان با ورودی های هوای 90 درجه: (a) سطح مقطع $x = 0\text{cm}$ (b) نمای ایزومتریک در مقطع $x = 0\text{cm}$



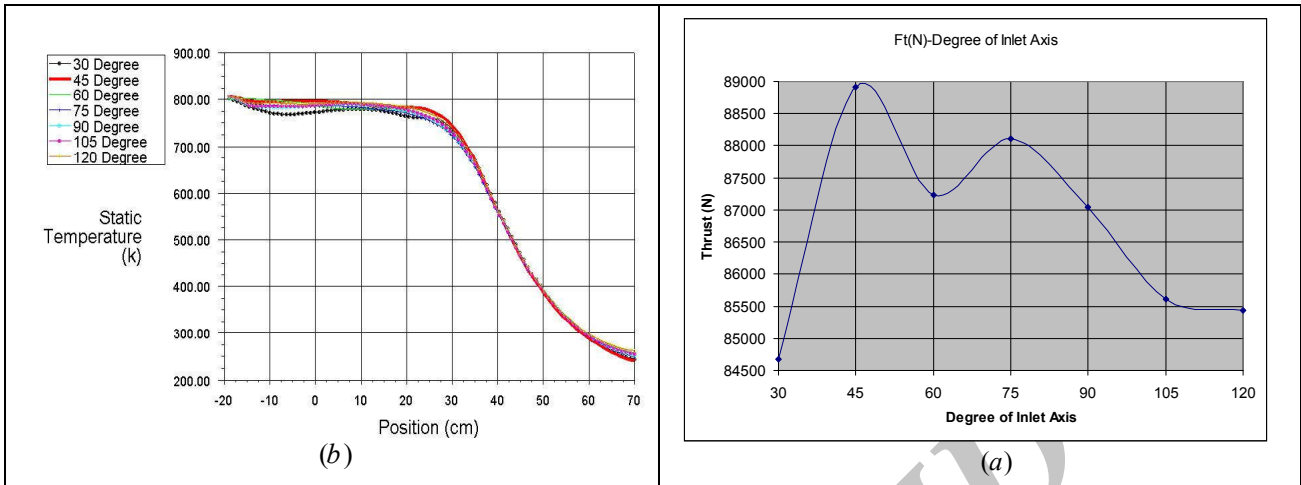
شکل 11- کانتور ماخ جریان در محفظه با ورودی های هوای 120 درجه: (a). سطح مقطع $x = 0\text{cm}$ (b). صفحه تقارن



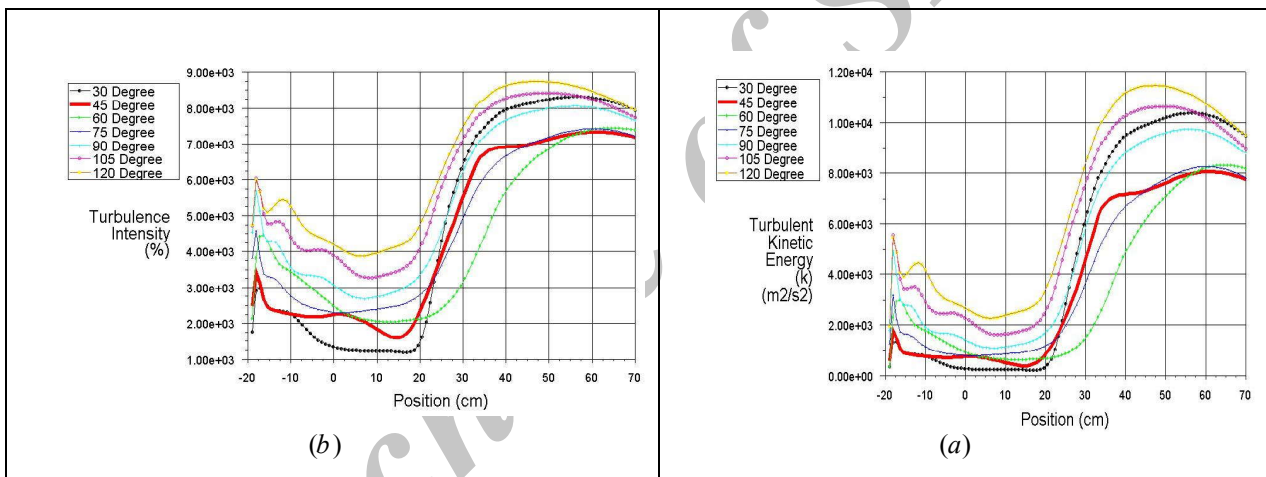
شکل 12- میدان جریان با ورودی های هوای 120 درجه: (a). سطح مقطع $x = 0\text{cm}$ (b). نما از بالا برای مقطع $x = 0\text{cm}$



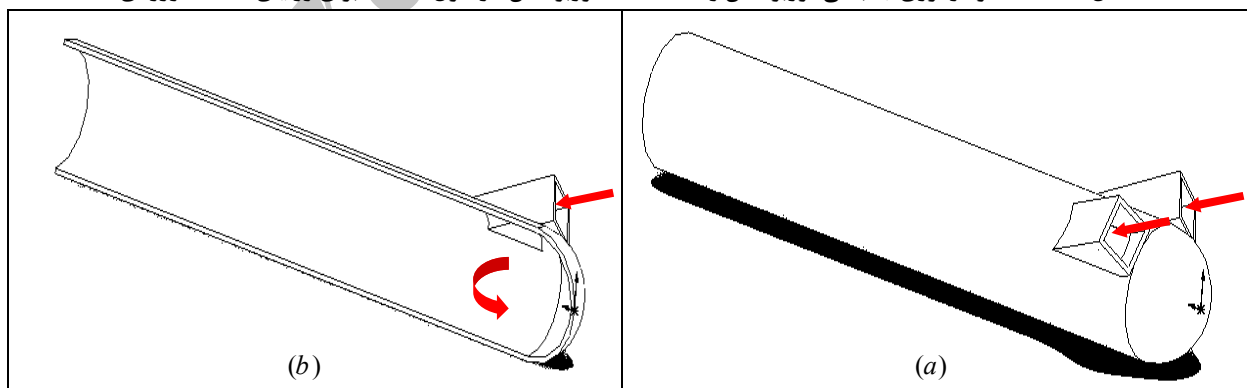
شکل 13- نمودار تغییرات فشار و سرعت در طول محفظه برای زوایای مختلف ورودی



شکل 14- نمودار تراست بر حسب زوایای ورودی هوا (a) و دمای استاتیک در طول محفظه (b) برای زوایای مختلف ورودی



شکل 15- (a) نمودار انرژی جنبشی توربولانس و (b) شدت توربولانس در طول محفظه برای زوایای مختلف ورودی



شکل 16- (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 Theoretical Investigation of Turbulent 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.

Archive of SID