

# کنترل جریان به روش میدان مگنتوهیدرودینامیک در ورودی هوای فراصوت

احمد قنبری مطلق<sup>۱</sup>، سهیلا عبدالهی پور<sup>۲</sup>، سید آرش سید شمس طالقانی<sup>۳</sup>

۱ دانشجوی کارشناسی ارشد هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران

۲ مربی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران

۳ استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، taleghani@ari.ac.ir

تاریخ دریافت: ۹۸/۰۴/۱۰

تاریخ پذیرش: ۹۹/۰۲/۰۲

## چکیده

طراحی حامل‌های فضایی که امکان استفاده مجدد را داشته باشند، می‌تواند به میزان قابل توجهی از هزینه ماموریت‌های فضایی بکاهد. این حامل‌ها باید مجهز به موتورهایی باشند که توانایی عملکرد مناسب در رژیم جریان مافوق صوت و ماوراءصوت را داشته باشند. طراحی ورودی هوای این موتورها به عنوان یک چالش کلیدی مطرح می‌شود. یکی از مهم‌ترین مسائلی که بر کارایی این موتورها تاثیر گذار است، شوک‌های مایل به وجود آمده در ورودی موتور است. گذر جریان هوا از این شوک‌ها شرایط را برای احتراق پایدار در موتور فراهم می‌کند. بهینه‌سازی کارایی ورودی هوای این موتورها به روش‌های متعدد انجام می‌شود. در این مطالعه سعی در بهینه‌سازی یک ورودی هوای مافوق صوت، با استفاده از روش مگنتوهیدرودینامیک، به عنوان یک تکنیک کنترل جریانی پیشرفته، شده است. تحلیل نتایج این مطالعه حاکی از آن است که پارامتر  $MFR$  ۲۱/۶۲ درصد، میانگین دما و بازیابی فشار کل ذرات خروجی به سمت محفظه احتراق به ترتیب ۱۰/۵۱ و ۱۴/۵ درصد افزایش و واپیچیدگی جریان ۱۸/۹۳ درصد کاهش می‌یابد.

## واژگان کلیدی

مگنتوهیدرودینامیک، کنترل جریان، ورودی هوا، رمجت، اسکرمجت.

## ۱. مقدمه

پیشران‌ها با بازدهی بالا ضروری است. از این رو نسل بعدی اکتشافات فضایی نیازمند کلاس متفاوتی از وسایل نقلیه پروازی می‌باشند که مقرون به صرفه بوده و قابلیت استفاده مجدد را داشته باشند. سیستم پیشران این نوع از حامل‌های فضایی می‌تواند، ترکیبی از چند نوع سیستم پیشران مختلف باشد [۲]. در تاریخ اکتشافات فضایی، راکت‌ها تنها وسایل نقلیه برای

با وجود تمام پیشرفت‌هایی که در علوم فضایی صورت گرفته است، هزینه بسیار بالای ماموریت‌های فضایی یکی از مهم‌ترین دغدغه دانشمندان فعال در این حوزه از علم می‌باشد. دسترسی کم‌هزینه به فضا ضمن افزایش قابلیت اطمینان یکی از فلسفه‌هایی است که طراحی‌های امروزی را شدیداً تحت تاثیر قرار داده است [۱]. برای دستیابی به این مهم، استفاده از سیستم‌های

ماموریت‌های همچون قراردادی ماهواره در مدار زمین، ماموریت‌های بین سیاره‌ای، سفر به کرات دیگر و همچنین ماموریت‌های نظامی مانند پرتاب موشک‌های بالستیک کوتاه برد تا پرتاب‌های بین قاره‌ای بوده‌اند. برای اکثر این راکت‌ها ماموریتی یک طرفه تعریف می‌شود. ماموریت این راکت‌ها پس از آن که محموله از زمین به مقصد مورد نظر رسید، پایان یافته و راکت یا به عنوان یک زباله در فضا رها شده یا با بازگشت به سمت زمین، در جو سوخته و منهدم می‌شوند. از این رو غیرقابل بازیابی و استفاده مجدد می‌باشند [۳]. شاتل فضایی<sup>۱</sup> ایالات متحده و راکت بوران<sup>۲</sup> روسیه از جمله حامل‌های فضایی بودند که مأموریت‌های پروازی با قابلیت استفاده مجدد برای آنها تعریف شده بود. این حامل‌ها توانستند چندین پرواز بین زمین و مدارهای فضایی انجام دهند. با این حال، به دلیل پایین بودن قابلیت اطمینان و همچنین هزینه‌های بسیار زیاد تعمیر و عملیاتی نگه داشتن حامل، به تدریج کنار گذاشته شدند. در سال‌های اخیر شرکت spacex با استفاده از راکت‌های فالکون<sup>۳</sup>، موفقیت‌هایی خوبی در زمینه بازیابی راکت داشته است. یکی دیگر از فناوری‌های کلیدی برای تحقق ایده حامل‌های فضایی با قابلیت استفاده مجدد<sup>۴</sup> RLV، حامل‌هایی مجهز به سیستم‌های پیشرانس هواتنفسی بر پایه موتورهای احتراقی و متناسب با رژیم‌های جریان مافوق صوت و ماوراءصوت مانند اسکرمجت<sup>۵</sup> و رمجت<sup>۶</sup> است. این نوع از سیستم‌های پیشرانس هواتنفسی با سیستم‌های پیشرانس راکتی به صورت ترکیبی نیز استفاده می‌شود [۴،۵]. حامل‌های فضایی مجهز به موتورهای اسکرمجت و رمجت می‌توانند یک ماموریت پرواز مداری را انجام داده و سپس به زمین بازگشته و مجدداً آماده انجام ماموریت جدید شوند و یا می‌توان از آن‌ها برای سفر از هر نقطه‌ای به نقطه‌ای دیگر از کره زمین در کوتاه‌ترین فاصله زمانی استفاده کرد.

ورودی هوای موتورهای هواتنفسی مافوق صوت و ماوراء صوت همچون موتورهای رمجت و اسکرمجت به عنوان یک بخش اصلی و چالش کلیدی در طراحی موتور محسوب می‌شود [۶]. این نوع از موتورها هیچگونه قطعه متحرکی ندارند، لذا هوایی که وارد موتور می‌شود باید به طور کامل در ورودی فشرده شده و دمای آن تا حد ممکن بالا رود تا آماده پاشش سوخت و در نهایت احتراق شود. فرآیند فشرده سازی در ورودی، توسط شوک‌های مایل اتفاق می‌افتد [۷-۹]. از طرفی نیز برخورد این شوک‌های

مایل با دیواره، باعث جدایش لایه مرزی، تلف شدن انرژی جریان و از دست رفتن نیروی پیشران می‌شود [۱۰]. از این رو الزامی است که در طراحی ورودی هوای این‌گونه از موتورها، فرایند ایجاد شوک و افزایش فشار تا حد ممکن بهینه شود. از جمله پارامترهای کلیدی در طراحی ورودی هوای این‌گونه از موتورها، بازیابی فشار کل، میزان جریان جرمی، یکنواختی جریان و دمای جریان سیال می‌باشد. در واقع موفقیت موتورهای رمجت و اسکرمجت به میزان زیادی به توانایی موتور در مکش حداکثر جریان جرمی یکنواخت با حداقل کاهش در فشار کل و افزایش حداکثری فشار استاتیکی و دما در ورودی هوای موتور بستگی دارد [۱۱]. بهینه‌سازی کارایی ورودی‌های هوا، می‌تواند به میزان قابل توجهی بار مفید قابل حمل توسط حامل فضایی را افزایش دهد [۱۲]. بهینه‌سازی کارایی ورودی‌های هوا به روش‌های متعدد انجام می‌شود. بهینه سازی ابعادی در بسیاری از مطالعات [۱۴-۱۳] مورد بررسی قرار گرفته است. به طور کلی بهینه‌سازی ابعادی یک ورودی هوای خاص، برای یک شرایط پروازی مشخص انجام می‌شود. پارامترهایی مانند سرعت پرواز و ارتفاع پرواز که تعیین کننده فشار و تراکم هوا هستند، شرایط پروازی را تعیین می‌کنند. با توجه به ثابت بودن ابعاد در این گونه طراحی، کارایی موتور در دیگر شرایط کاهش می‌یابد. از این رو طراحی ورودی با قابلیت تغییر ابعاد در بخشی از طراحی می‌تواند بازه شرایط پروازی با کارایی بهینه موتور را گسترده‌تر کند. درک و همکاران [۱۶] با مطالعه عددی ابعاد مختلف یک ورودی هوای موتور، تاثیرات این ابعاد را مورد مطالعه قرار دادند و ابعاد بهینه برای شرایط پروازی مختلف را استخراج و ابعادی مشخص برای بازه‌ای از شرایط پیشنهاد کردند. دس و همکاران [۱۷] تاثیر تغییرات شکل و زاویه لبه بالایی ورودی هوا بر جدایش را بررسی کردند. کومار و همکاران [۱۸] با ایجاد ناهمواری‌هایی در ابعاد میکرو در دیواره یک ورودی هوای مافوق صوت، جریان ورودی را معشوش کرده و با کاهش جدایش کارایی را افزایش دادند. واسانا و همکاران [۱۹] در یک مطالعه تجربی با ایجاد یک حفره روی سطح شیبدار جلویی، تاثیرات آن بر مشخصات جریان را مورد بررسی قرار دادند. این مطالعات نشان داد که با ایجاد یک حفره در نزدیک موج شوک، یک گردابه بزرگ ایجاد شده که می‌تواند به میزان قابل توجهی جدایش را کاهش دهد. مشکل بسیاری از این روش‌ها آن است که در بازه محدود از زمان پرواز و در شرایط پروازی خاصی می‌توانند تاثیر گذار باشند.

روش‌های مختلف صورت گرفته است. از طرفی نیز مطالعات بسیاری برای کنترل جریان به روش MHD روی سطوح و اشکال مختلف انجام شده است. اما مطالعات کمی در مورد تاثیر روش کنترل جریان MHD بر روی جریان ورودی هوای موتور در رژیم جریان مافوق صوت صورت پذیرفته است. در این مطالعه تاثیر روش کنترل جریان فعال مگنتوهیدرودینامیک بر پارامترهای کلیدی کارایی یک ورودی هوای مافوق صوت، مانند بازیابی فشار کل، دبی جریان جرمی، یکنواختی جریان و دمای جریان سیال هدایت شده به محفظه احتراق بررسی شده است.

## ۲. مدل فیزیکی

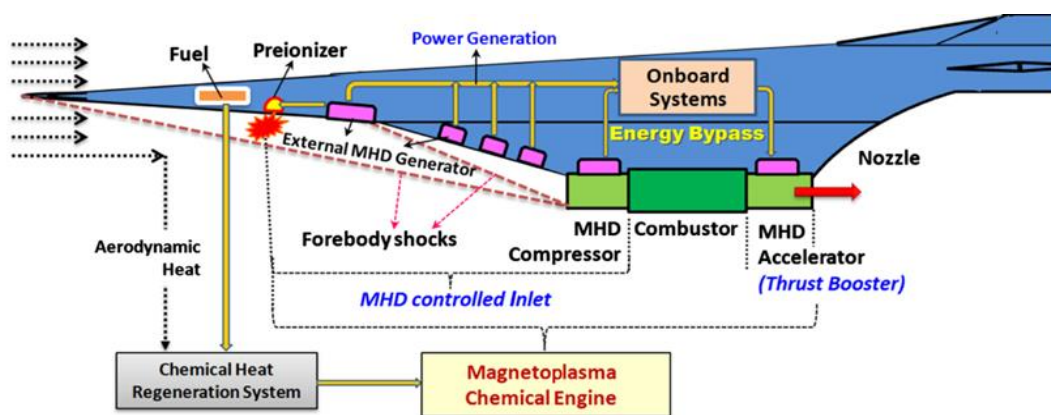
در این مطالعه یک ورودی هوای مافوق صوت که در مطالعات تجربی و عددی بسیاری [۲۵-۲۸] تجزیه تحلیل شده است، به صورت دو بعدی شبیه‌سازی و تاثیرات میدان مگنتوهیدرودینامیک بر پارامترهای مختلف جریان حول آن بررسی شده است.

شبیه‌سازی در نرم افزار تجاری ANSYS19 انجام شده است. حوزه محاسباتی (شکل ۲) در محیط space claim و شبکه محاسباتی (شکل ۳) در محیط ANSYS meshing تولید شده و در محیط fluent با راه‌اندازی ماژول MHD رفتار سیال مورد مطالعه قرار گرفته است. حل با مدل آشفتگی  $k-\epsilon$  و با حل گر density based در شرایط پایا انجام شده است. مشخصات جریان سیال در جدول ۱ آمده است. میدان MHD در جهت عمود بر جریان آزاد سیال به آن اعمال شده است. در شکل ۳ شرایط مرزی و جهت اعمال میدان مغناطیسی مشخص شده است. در حل میدان MHD دیواره‌ها به صورت عایق در نظر گرفته شد.

گسترش فناوری حامل‌های فضایی با قابلیت استفاده مجدد بر پایه موتورهای رمجت و اسکرمت نیازمند تکنیک‌های کنترل جریان پیچیده چند رشته‌ای همراه با مکانیزم‌های پیشرفته همچون کنترل‌کننده‌های جریان به روش مگنتوهیدرودینامیک MHD<sup>۷</sup> و محرک‌های پلاسمایی است. از جمله مزیت‌های این سیستم‌ها آن است که نسبت به شرایط پروازی بسیار انعطاف‌پذیر بوده و می‌توانند از مرحله پرتاب تا برگشت به جو و نشستن روی زمین متناسب با شرایط عمل کنند.

ولادیمیر فریسات از شرکت لیتیز<sup>۸</sup> روسیه مفهوم جدید هواپیمای AJAX را در اواخر ۱۹۸۰ مطرح کرد [۲۰]. طرح مفهومی این پرنده در شکل ۱ آمده است. هواپیمای هدایت شونده مافوق صوت AJAX با قابلیت پرواز در مزوسفر<sup>۹</sup> (ارتفاع ۵۰-۸۰ کیلومتری) مجهز به سیستم‌های پیشرفته همچون تولید پلاسمای کنترل جریان فعال در ورودی موتور به وسیله MHD، مولد الکتریکی MHD، کمپرسور MHD و سیستم تقویت پیش‌رانه MHD خواهد بود [۲۴-۲۱]. قسمت بالایی بدنه این پرنده مسطح بوده و در قسمت پایینی با ایجاد سطوح شیب‌دار، سعی در تشکیل موج‌های شوک مایل می‌شود. شوک‌های به وجود آمده در سطح زیرین این پرنده که از سیستم پیش‌رانش اسکرمت بهره خواهد برد، شرایط مناسب برای ورود هوا به موتور را فراهم می‌کند. علاوه بر این هواپیمای AJAX با استفاده از سیستم کنترل جریان فعال به روش MHD در ورودی موتور، شرایط جریان هوا را متناسب با پارامترهای مختلف پرواز همچون سرعت و فشار، در حالت بهینه تنظیم خواهد کرد.

همانطور که اشاره شد مطالعات مختلفی جهت بهینه‌سازی جریان هوای ورودی به موتورهای رمجت و اسکرمت به



شکل ۱. طرح مفهومی هواپیمای مافوق صوت AJAX [۲۱]

جدول ۱. مشخصات جریان سیال

مشخصه جریان	مقدار	واحد
فشار استاتیکی	۱۵۰۰۰	پاسکال
ماخ	۳	-
دمای جریان	۱۵۰	کلوین
رسانایی الکتریکی	۱۷/۸	Siemens
نفوذپذیری مغناطیسی	$4\pi \times 10^{-7}$	N/A2

$$U = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن  $u$  و  $v$  متغیرهای کارترین سرعت و  $\rho$  دانسیته و  $e$  انرژی کل به ازای واحد حجم است که با فشار به صورت زیر در ارتباط است.

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

در طرف اول معادله (۱)،  $F$  و  $G$  جملات غیر لزج و در طرف دوم،  $G_v$  و  $F_v$  بیانگر جملات لزج یا جابجایی هستند که به صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$F = \begin{bmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 \\ \rho v u \\ (e + p)u \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v u \\ p + \rho v^2 \\ (e + p)v \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$F_v = \frac{1}{Re} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xy} + u\tau_{xy} + q_x \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$G_v = \frac{1}{Re} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ u\tau_{xy} + u\tau_{xy} + q_x \end{bmatrix} \quad (7)$$

$S_{MHD}$  نیروی حجمی ناشی از اعمال مگنتوهیدرودینامیک،

$B$  میدان مغناطیسی و  $z$  شار جریان الکتریکی به شرح زیر با همدیگر در ارتباط می‌باشد.

$$S_{MHD} = S \begin{bmatrix} 0 \\ j_y B_z - j_z B_y \\ j_z B_x - j_x B_z \\ E_z j_z + E_y j_y + E_x j_x \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$j_y = 0, \quad j_x = 0, \quad j_z = \sigma [u B_y - v B_x] \quad (9)$$

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \quad (9)$$

$$q_i = \frac{1}{(\gamma - 1) M^2} \frac{\mu}{Pr} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (10)$$

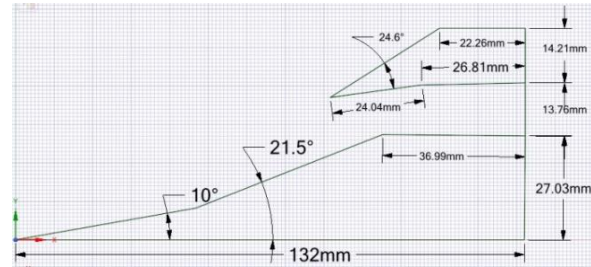
$$S = \frac{\rho_0 B_0^2 L}{\rho_\infty U_\infty} \quad (11)$$

عدد بی بعد هارتمن<sup>۱۰</sup> نیز به صورت زیر تعریف می‌شود.

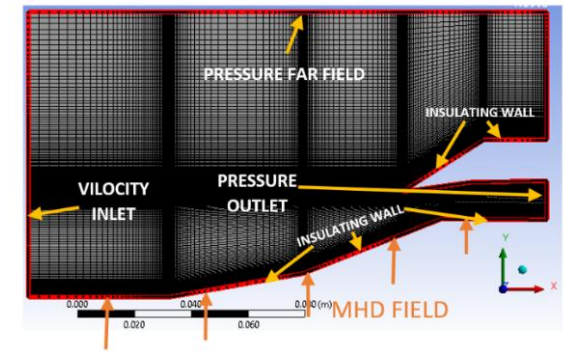
$$Ha = B_i L \sqrt{\frac{\sigma}{\mu_\infty}} \quad (12)$$

#### ۴. الگوریتم حل روش MHD در نرم‌افزار فلوئنت

مگنتوهیدرودینامیک به تعامل میان میدان الکترومغناطیس و جریان سیال رسانای الکتریکی اشاره دارد. نرم‌افزار فلوئنت قادر



شکل ۲. ابعاد حوزه محاسباتی



شکل ۳. شبکه محاسباتی

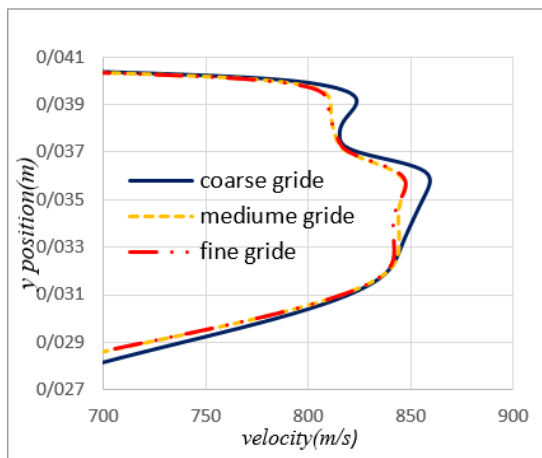
#### ۳. معادلات حاکم

ارائه معادلات حاکم بر علم MHD نیازمند بررسی جزئیاتی در زمینه تئوری میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی و تاثیر آن‌ها بر خواص فیزیکی سیال عامل در فرآیندهای الکترومغناطیسی است. لذا در علم MHD معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی همراه با عباراتی که در برگیرنده آثار الکتریکی و مغناطیس باشند، مورد مطالعه قرار می‌گیرد. از این رو برای بیان معادلات حاکم بر روش MHD از معادلات ماکسول و ناولر-استوکس به طور همزمان استفاده می‌شود. شکل بدون بعد معادلات ناولر-استوکس در مختصات کارترین، به شکل بقایی و با در نظر گرفتن اثرات مگنتوهیدرودینامیک به فرم زیر است.

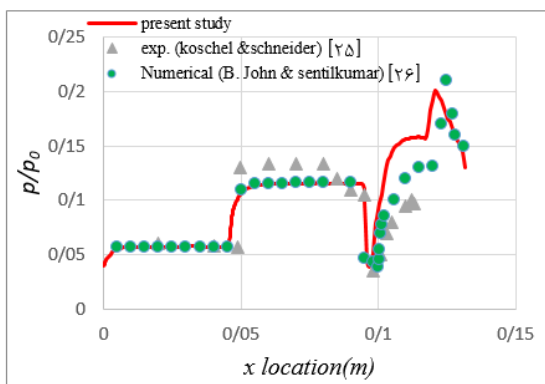
$$\frac{\partial U}{\partial T} + \frac{\partial F}{\partial X} + \frac{\partial G}{\partial Y} = \frac{\partial F_v}{\partial X} + \frac{\partial G_v}{\partial Y} + S_{MHD} \quad (1)$$

که  $U$  برداری از متغیرهای بقایی به شرح زیر است.

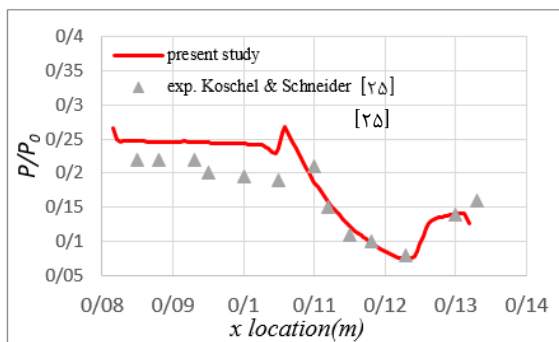
برای اعتبارسنجی ورودی هوای مافوق صوت، ابعاد حوزه محاسباتی، شرایط مرزی و شرایط جریان مطابق با آنچه در بخش قبل گفته شد، با مطالعه تجربی انجام شده توسط کوچل و اشنایدر [۲۵] یکسان در نظر گرفته شد. نتایج بدست آمده در مطالعه حاضر با نتایج مطالعه تجربی مرجع [۲۵] و نتایج عددی مرجع [۲۶] اعتبارسنجی شده است. اعتبارسنجی (شکل ۵ و ۶) مطابقت خوبی را بین نتایج مطالعه حاضر و مراجع ذکر شده نشان می‌دهد.



شکل ۴. بررسی استقلال از شبکه (پروفیل سرعت در خروجی جدایش در  $h_a=0$ )



شکل ۵. نمودار توزیع فشار روی سطح داخلی نیمه پایینی



شکل ۶. نمودار توزیع فشار روی سطح داخلی نیمه بالایی

است، رفتار سیال رسانای الکتریکی را تحت اثر میدان‌های الکترومغناطیسی ثابت و نوسانی شبیه‌سازی و تجزیه و تحلیل کند. میدان مغناطیسی اعمال شده خارجی، ممکن است با انتخاب یک تابع داخلی ساده یا با وارد کردن یک فایل داده توسط کاربر ایجاد شود. مدل MHD، با تمام دیدگاه‌های شبیه‌سازی جریان‌های چند فاز در نرم‌افزار فلوئنت، یعنی مدل فاز گسسته  $DPM^{11}$ ، روش حجم سیال  $VOF^{12}$  و روش‌های ترکیبی اویلر سازگاری دارد. در نرم‌افزار فلوئنت ماژول MHD به عنوان یک ماژول افزودنی توسط مجموعه‌ای از فرمان‌های رابط کاربری متنی  $TUI^{13}$  اجرا می‌شود. این ماژول شامل یک کتابخانه طرح پیش ساخته از توابع تعریف شده توسط کاربر  $UDF^{14}$  است که قابلیت تعریف توابع جدید نیز در آن وجود دارد. روش حل معادلات MHD (القای مغناطیسی یا پتانسیل الکتریکی)، پارامترهای مورد نیاز مانند داده‌های میدان مغناطیسی خارجی، نحوه نوسانات این میدان و شرایط مرزی MHD به عنوان متغیرهای حافظه‌ای تعریف شده توسط کاربر  $UDM^{15}$  در کادر محاوره‌ای MHD Model وارد می‌شوند. همچنین کاربر در این کادر محاوره‌ای می‌تواند کنترل شرایط حل مانند حل همزمان معادلات MHD به همراه نیروی لورنتس و گرمایش ژول را تعیین کند.

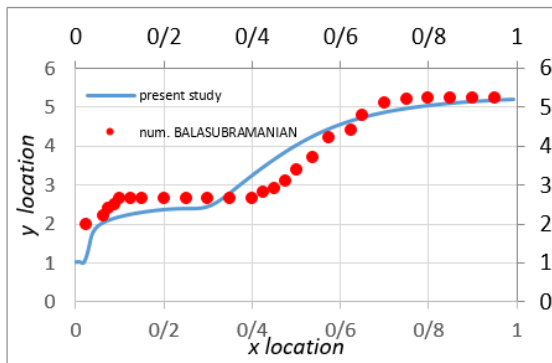
## ۵. مطالعه استقلال از شبکه

در حل‌های عددی مطالعه استقلال جواب از شبکه براساس مقادیر متوسط عددی متغیرهای میدان جریان مانند عدد ماخ، مولفه‌های سرعت، محل برخورد موج ماخ و فشار استاتیک حائز اهمیت است. لذا در این پژوهش شبیه‌سازی‌ها به ازای ۳ مقدار مختلف از تعداد المان‌های محاسباتی انجام و مقایسه شد. برای مطالعه استقلال از شبکه در این پژوهش، از شبکه‌های محاسباتی به ترتیب با  $75650$ ،  $115551$  و  $128696$  گره استفاده شد. نتایج مطالعه استقلال از شبکه برای پروفیل میدان سرعت در خروجی در هارتمن ۰ مطابق شکل ۴ می‌باشد.

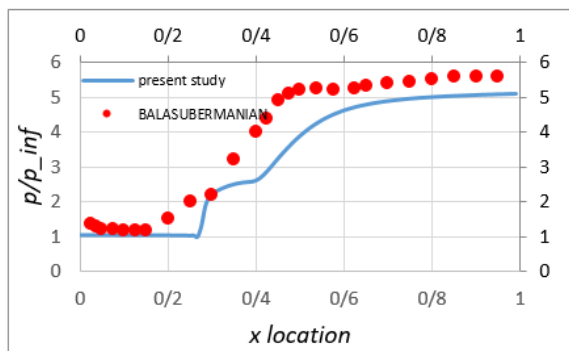
## ۶. اعتبارسنجی

در این تحقیق، از دو اعتبارسنجی استفاده شده است. اعتبارسنجی اول برای ورودی هوای مافوق صوت و اعتبارسنجی دوم برای روش حل MHD صورت پذیرفته است.

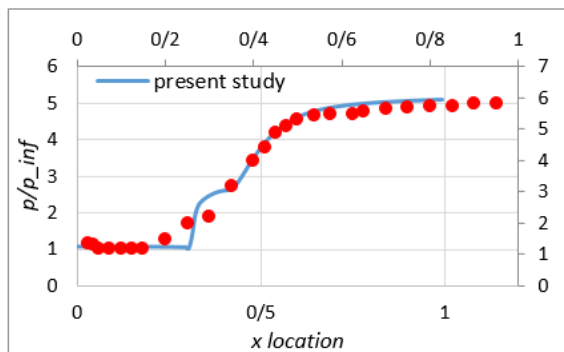
می‌افتد که بیان‌گر تشکیل حباب جدایش و چسبندگی مجدد جریان است.



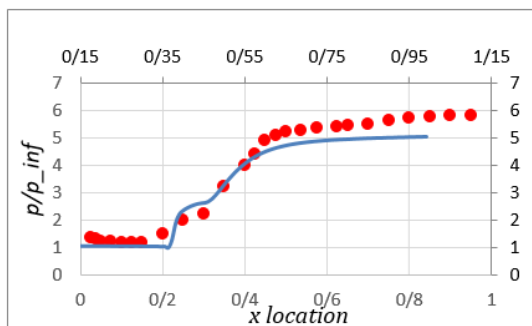
شکل ۷. نمودار توزیع فشار روی دیواره در  $Ha=0$



شکل ۸. نمودار توزیع فشار روی دیواره در  $Ha=9000$



شکل ۹. نمودار توزیع فشار روی دیواره در  $Ha=10000$



شکل ۱۰. نمودار توزیع فشار روی دیواره در  $Ha=12000$

برای اعتبارسنجی روش MHD شکل کلی حوزه محاسباتی و شرایط حل مطابق مرجع [۲۹] در نظر گرفته شده است. در این مطالعه یک موج شوک انعکاسی در محل برخورد با دیواره باعث ایجاد گرادیان فشار معکوس و ایجاد حباب جدایش می‌شود. نتایج مطالعه حاضر همانند نتایج مرجع‌های [۲۹]، [۳۰] و [۳۱] نشان می‌دهد که میدان MHD با افزایش عدد هارتمن می‌تواند به میزان قابل توجهی اندازه حباب جدایش را کوچک کند.

شکل‌های ۷ تا ۱۰ نمودارهای توزیع فشار روی دیواره پایین در محل تشکیل حباب جدایش را نشان می‌دهد. اعداد روی محور  $y$  معرف مقادیر فشار به فشار جریان آزاد و اعداد روی محور  $x$  در پایین و بالا به ترتیب موقعیت مکانی روی دیواره برای مقادیر مرجع [۲۹] و مطالعه حاضر است که براساس اندازه طولی حباب جدایش در هارتمن صفر بی‌بعد شده است. این نمودارها با نمودارهای مشابه در مرجع [۲۹] اعتبارسنجی شده‌اند. تحلیل نمودارهای ۷ تا ۱۰ نشان می‌دهد که نتایج مطالعه حاضر با نتایج مرجع [۲۹] از لحاظ نحوه توزیع فشار در طول حباب مطابقت خوبی دارد ولی با افزایش هارتمن، از لحاظ موقعیت مکانی حدود ده درصد اختلاف ایجاد می‌شود. به عبارت دیگر با وجود آنکه در مطالعه حاضر شکل نمودار توزیع فشار در هارتمن‌های مختلف با نتایج مرجع [۲۹] یکسان است، ولی با افزایش هارتمن، محل تشکیل حباب جلوتر خواهد رفت.

دلیل این اختلاف نشات گرفته از خلاقیت بکار رفته در این مطالعه می‌باشد. در مرجع [۲۹] شوکی که بر روی آن مطالعه انجام شده است یک شوک فرضی است اما در این مطالعه، شوک حاصل از برخورد جریان سیال با یک سطح شیبدار بوده و در واقع شوک تولید شده است. مطالعات تجربی مرجع [۳۲] نشان می‌دهد که اعمال میدان MHD بر روی شوک، می‌تواند باعث کاهش زاویه آن شود. این مسئله نتایج بدست آمده در مطالعه حاضر را صحه‌گذاری می‌کند. به عبارت دیگر افزایش هارتمن باعث کوچک شدن زاویه شوک می‌شود که این مسئله منجر به آن شده که محل برخورد و انعکاس شوک به دیواره پایین که محل تشکیل حباب جدایش نیز می‌باشد، به جلوتر حرکت کند. تحلیل روند تغییرات فشار به فشار جریان آزاد در محل برخورد شوک در جهت  $x$  نشان می‌دهد که جریان در دو موقعیت (یک جفت) دارای گرادیان فشار معکوس است. به عنوان مثال در  $Ha=0$  اولین گرادیان فشار معکوس در  $x=0.02$  و دومین در  $x=0.3$  اتفاق



## ۷. نتایج و بحث

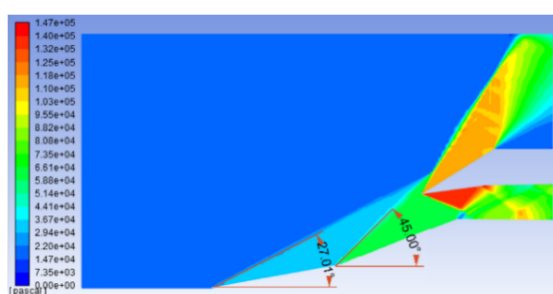
در خارج از ورودی هوا قرار گیرد، بخشی از هوای گذرنده از شوک از قسمت بالایی خارج می‌شود. همچنین اگر امتداد شوک به دیواره داخل برخورد کند، باعث تشکیل شوک‌های انعکاسی متعدد شده که اثرات بسیار مخربی دارد. تشکیل شوک‌های انعکاسی کنترل نشده، می‌تواند منجر به جدایش جریان در محل برخورد شوک شود که نتیجه آن افت شدید سطح تراست و یا حتی از دست رفتن نیروی پیشران است.

### ۷-۱. تاثیر میدان MHD بر زاویه شوک

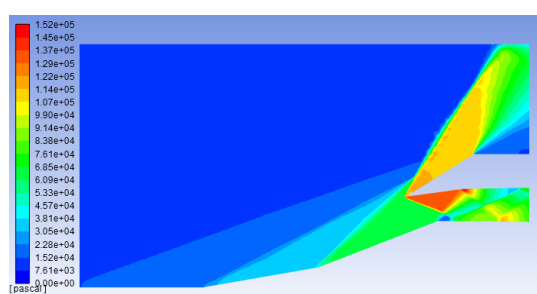
نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که اعمال میدان مگنتو هیدرودینامیک می‌تواند زاویه شوک‌های مایل به وجود آمده بر روی سطح شیب‌دار را تصحیح کند. همانطور که در بخش قبل نیز اشاره شد، این موضوع در نتایج آزمایشات انجام شده در مرجع [۳۰] نیز تایید شده است. شکل‌های ۱۱ تا ۱۵ نشان می‌دهند که با افزایش عدد هارتمن تا ۲۴۰۰۰، زاویه شوک مایل اول حدود ۲۵ درصد و زاویه موج شوک دوم حدود ۱۱ درصد کاهش یافته و به سمت لبه نوک تیز قسمت بالایی ورودی هوا نزدیک می‌شود. تقریباً در هارتمن ۲۴۰۰۰ محل برخورد دو شوک به حالت بهینه نزدیک می‌شود. افزایش هارتمن تا ۳۰۰۰۰ باعث واگرایی حل می‌شود. این موضوع خود بیان‌گر تداخل امواج شوک، تشکیل موج‌های انعکاسی متعدد و پیچیده شدن میدان جریان است که می‌تواند شرایط جریان را بسیار نامساعد کند.

همان‌طور که پیشتر اشاره شد از جمله پارامترهای تاثیر گذار بر کارایی یک ورودی هوای مافوق‌صوت یا ماوراءصوت، بازیابی فشار کل، دبی جریان جرمی و یکنواختی جریان می‌باشند. دمای هوای ورودی به محفظه احتراق نیز می‌تواند کیفیت احتراق را تحت تاثیر قرار دهد. لذا در این مطالعه پارامترهای بازیابی فشار کل، جریان جرمی سیال، واپیچیدگی جریان و دمای سیال در خروجی به عنوان پارامترهای تاثیر گذار بر کارایی ورودی هوا بررسی شده است. البته پارامتری چون دبی جرمی ثابت در بازه‌های زمانی مختلف نیز بر کارایی موتور تاثیر گذار است و می‌تواند شرایط را برای داشتن احتراقی پایدار و بدون افزایش یا کاهش ناگهانی میزان تراست فراهم کند. بررسی این پارامتر نیازمند حل جریان در حالت گذرا می‌باشد که در این تحقیق از آن صرف‌نظر شده است.

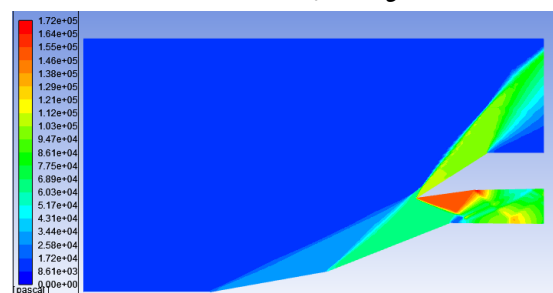
زمانی که جریان هوای مافوق‌صوت یا ماوراءصوت به یک بدنه ورودی هوا برخورد می‌کند، پارامترهای ترمودینامیکی آن تحت تاثیر شوک‌های مایل بوجود آمده روی سطح، دچار تغییرات شدید می‌شوند. ایجاد این شوک‌ها به افزایش راندمان موتور کمک کرده و شرایط مناسب احتراق را برای جریان هوا فراهم می‌کند. زاویه شوک مایل بوجود آمده روی سطح شیب‌دار ورودی هوا، در حالت ایده‌آل به نحوی تنظیم می‌شود که امتداد شوک بین دو لبه ورودی هوا قرار گیرد. این کار باعث می‌شود از شرایط مساعد جریان گذرنده از شوک حداکثر استفاده شود. اگر امتداد این شوک



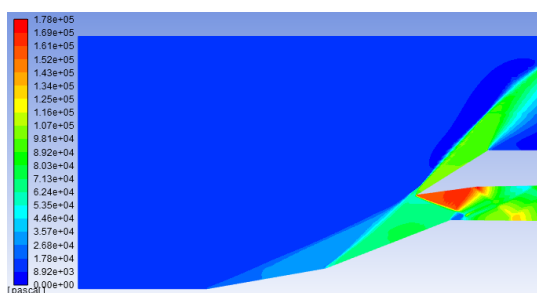
شکل ۱۲. کانتور فشار در  $Ha=3000$



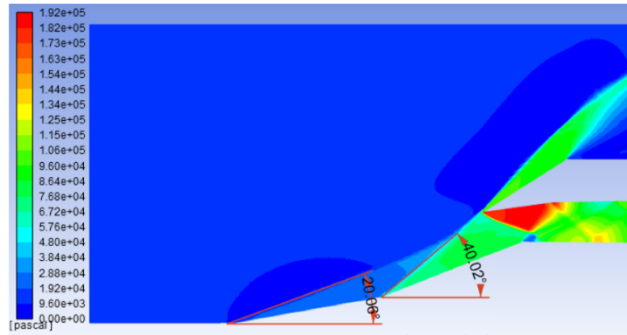
شکل ۱۱. کانتور فشار در  $Ha=0$



شکل ۱۴. کانتور فشار در  $Ha=18000$

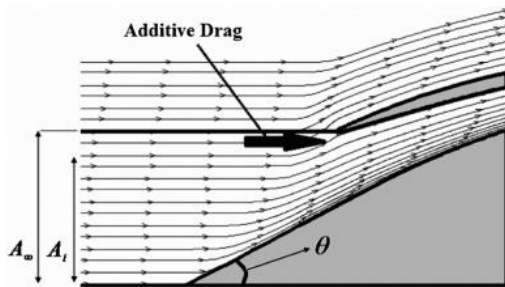


شکل ۱۳. کانتور فشار در  $Ha=12000$



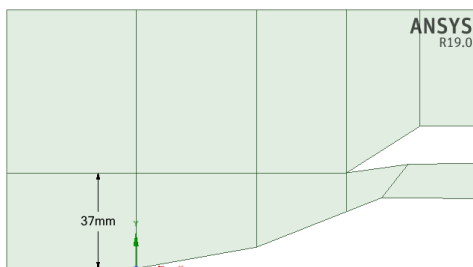
شکل ۱۵. کانتور فشار در  $Ha=24000$

نحوه بدست آوردن  $A_i$  و  $A_\infty$  در شکل ۱۶ مشخص شده است.



شکل ۱۶. نحوه بدست آوردن  $A_i$  و  $A_\infty$

در مطالعه حاضر مقدار  $A_\infty$  برابر ۳۷ میلیمتر است (شکل ۱۷). مقدار  $A_i$  به ازای اعداد هارتمن مختلف توسط نشان گر محلی در شکل های ۱۸ تا ۲۲ مشخص شده است.



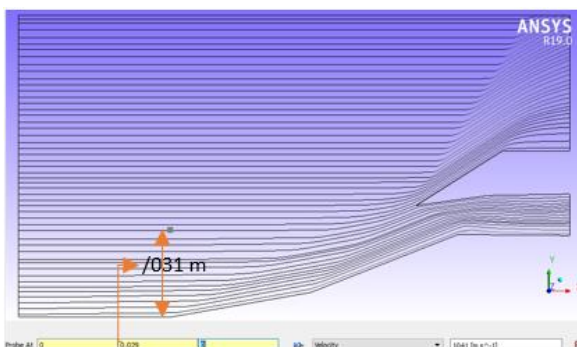
شکل ۱۷. مقدار  $A_\infty$  در مطالعه حاضر

## ۲-۷. تاثیر میدان MHD بر دبی جرمی جریان

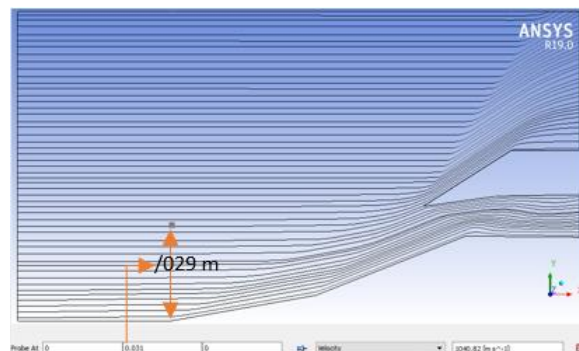
دبی جرمی جریان از مهمترین پارامترهایی است که در بهینه سازی ورودی هوا مورد بررسی قرار می گیرد. علم ترمودینامیک بیان می کند که برای داشتن احتراق کامل باید نسبت هوا به سوخت از یک حد خاصی بیشتر باشد. به طور کلی برای نسبت هوا به سوخت بازه های وجود دارد که خارج از این بازه احتراقی صورت نمی پذیرد. به این حدود بالا و پایین، محدوده انفجار<sup>۱۶</sup> گفته می شود. با افزایش جریان جرمی گذرنده از ورودی هوا، می توان سوخت بیشتری به محفظه احتراق تزریق کرد. در نتیجه میزان سطح احتراق بیشتر شده و نیروی پیشران افزایش می یابد.

پارامتر دبی جرمی جریان  $MFR$ <sup>۱۷</sup> از جمله پارامترهایی است که در بررسی میزان موفقیت ورودی هوا برای مکش حداکثر جریان جرمی اهمیت پیدا می کند. این پارامتر نسبت میزان جریان جرمی واقعی به حداکثر جریان جرمی قابل مکش (در حالت بدون کنترل) توسط ورودی را نشان می دهد. پارامتر  $MFR$  توسط رابطه ۱۳ بدست می آید.

$$Mass\ Flow\ Rate = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_\infty} = \frac{A_i}{A_\infty} \quad (13)$$

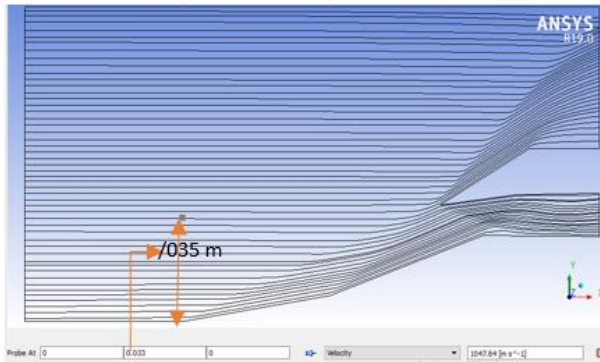


شکل ۱۹. مقدار  $A_i$  به ازای  $Ha=3000$

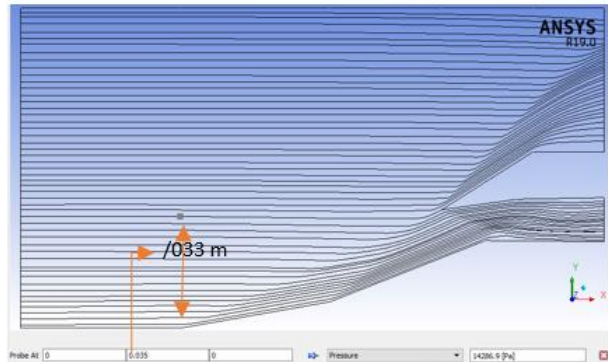


شکل ۱۸. مقدار  $A_i$  به ازای  $Ha=0$

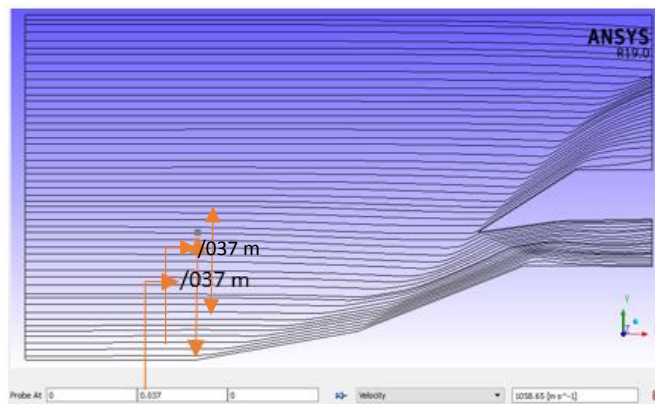




شکل ۲۱. مقدار  $A_i$  به ازای  $Ha=18000$

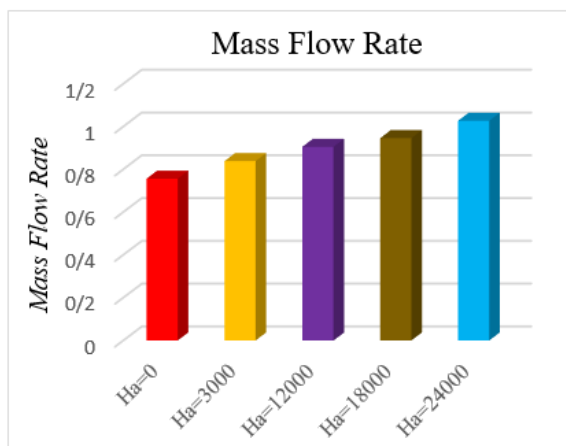


شکل ۲۰. مقدار  $A_i$  به ازای  $Ha=12000$



شکل ۲۲. مقدار  $A_i$  به ازای  $Ha=24000$

وارد محفظه احتراق می‌شود، باعث می‌شود احتراق با کیفیت بالاتری انجام شود. به عبارت دیگر افزایش دما باعث می‌شود تمامی ذرات سوخت محترق شوند و سطح تراست افزایش یابد. شکل ۲۴ نمودار دما در نقاط مختلف جریان هوا در قسمت خروجی را نشان می‌دهد. این نمودار بیان می‌کند که افزایش هارتمن می‌تواند دما را در اکثر نقاط افزایش دهد.



شکل ۲۳. مقدار MFR به ازای هارتمن‌های مختلف

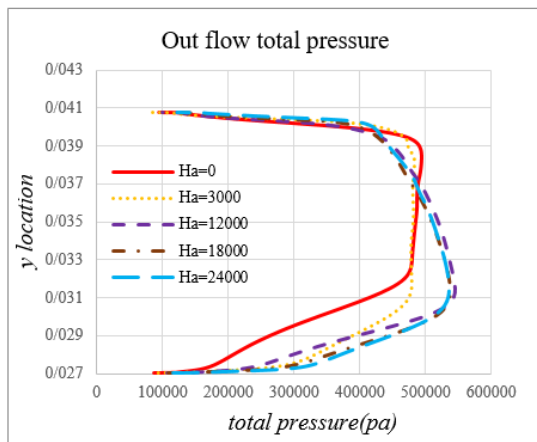
شکل ۲۳ مقدار دبی جرمی جریان به ازای هارتمن‌های مختلف را نشان می‌دهد. تحلیل نتایج بیان‌گر آن است که با افزایش هارتمن تا ۲۴۰۰۰ مقدار این پارامتر تا ۲۱/۶۲ درصد افزایش می‌یابد. در هارتمن ۲۴۰۰۰ میدان MHD، خطوط جریان را به نحوی منحرف کرده که مقدار  $A_i$  با مقدار  $A_\infty$  برابر شده و پارامتر دبی جرمی جریان به صددرصد رسیده است. این افزایش دبی جرمی جریان به سبب کاهش زاویه شوک می‌باشد. در واقع زمانی که زاویه شوک کاهش می‌یابد، جریان به سطح شیبدار، نزدیک‌تر شده که باعث می‌شود دبی جرمی سیال بیشتری از ورودی هوا عبور کند.

### ۳-۷. تاثیر میدان MHD بر میانگین دمای جریان سیال گذرنده از خروجی

همان‌طور که اشاره شده است در موتورهای رمجت و اسکرمجت، جریان هوا در ورودی فشرده شده و دمای آن بالا می‌رود تا آماده ورود به محفظه احتراق شود. در محفظه احتراق پاشش سوخت انجام شده و احتراق صورت می‌پذیرد. افزایش دمای هوایی که

استاتیک و متراکم شدن گاز می‌شود. از طرفی فشار دینامیک که بیان کننده انرژی جنبشی سیال است و با توان دوم سرعت رابطه مستقیم دارد، کاهش می‌یابد. در مجموع با عبور جریان از شوک، فشار کل کاهش می‌یابد. یکی از مهمترین چالش‌ها در ورودی‌های هوا، بازیابی و حداقل کردن اتلاف فشار کل است. این اتلاف را می‌توان با تولید چندین شوک ضعیف در ازای یک شوک قوی، کاهش داد. این کار به صورت کارآمد توسط ایجاد چند سطح مایل متوالی در ورودی‌های هوا انجام می‌شود.

شکل ۲۶ نمودار فشار کل در جریان گذرنده از خروجی به ازای هارتمن‌های مختلف را نشان می‌دهد. این نمودار بیان می‌کند که افزایش هارتمن می‌تواند فشار کل را در اکثر نقاط خروجی افزایش دهد.



شکل ۲۶. نمودار فشار کل جریان سیال گذرنده از قسمت خروجی

بازیابی فشار کل توسط رابطه ۱۴ بدست می‌آید.

$$\text{total pressure recovery} = \frac{p_{t\text{avg}}}{p_{t\infty}} \quad (14)$$

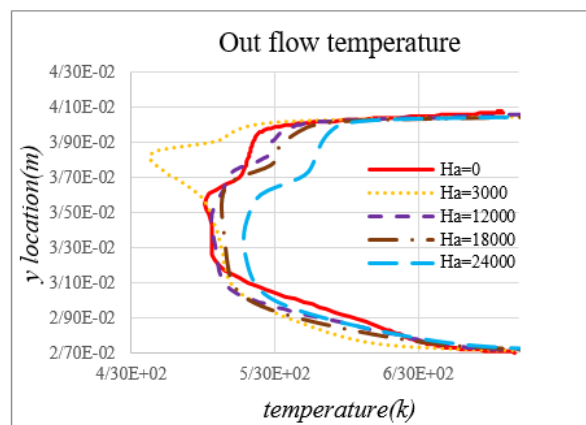
در این رابطه  $p_{t\text{avg}}$  میانگین فشار کل در خروجی و  $p_{t\infty}$  فشار کل جریان آزاد است.

انرژی جریان در گذر از ورودی به علت پدیده‌های اصطکاکی مختلف دچار افت می‌شود. رابطه (۱۴) به نوعی بیان کننده توانایی ورودی هوا برای حفظ انرژی سیال نسبت به حالت اولیه (جریان آزاد) است.

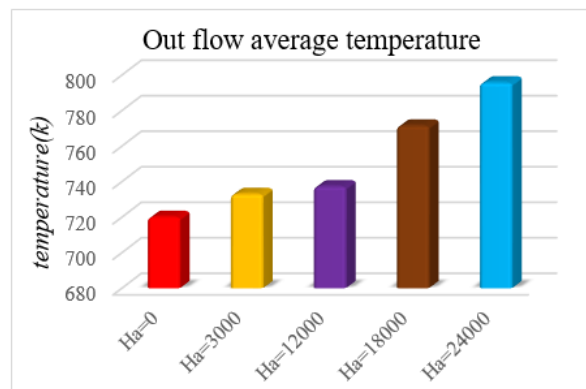
شکل (۲۷) بازیابی فشار کل به ازای مقادیر مختلف هارتمن را نشان می‌دهد. تحلیل نتایج نشان می‌دهد که افزایش هارتمن تا ۲۴۰۰۰ می‌تواند بازیابی فشار کل جریان سیال را تا ۱۴/۵۰ درصد افزایش دهد. این افزایش در بازیابی فشار کل ناشی از کاهش زاویه شوک و افزایش چسبندگی جریان و کاهش جدایش در لایه

تحلیل نتایج میانگین دمای جریان سیال گذرنده از خروجی در شکل ۲۵ نشان می‌دهد که افزایش هارتمن تا ۲۴۰۰۰ می‌تواند میانگین دمای جریان سیال گذرنده از خروجی را تا ۱۰/۵۱ درصد افزایش دهد.

یکی از دلایلی که باعث این افزایش دما می‌شود، ماهیت خود میدان MHD است. اعمال میدان مغناطیسی بر جریان سیال رسانای الکتریکی گذرنده از ورودی هوا، باعث القای یک جریان الکتریکی ثانویه در جریان سیال می‌شود. این جریان الکتریکی که به سبب افزایش جنب و جوش الکترون‌ها و یون‌های شناور در جریان سیال می‌باشد، دمای کل را افزایش می‌دهد. از طرفی نیز همانطور که اشاره شد، با افزایش میدان MHD زاویه شوک کاهش می‌یابد. این کاهش زاویه شوک باعث افزایش دمای بیشتر دمای پشت شوک می‌شود.



شکل ۲۷. نمودار دمای جریان سیال گذرنده از قسمت خروجی



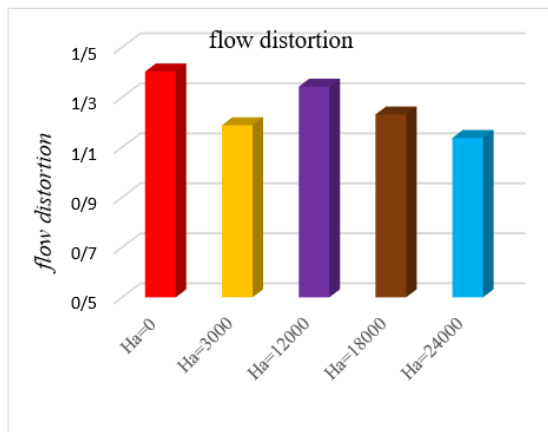
شکل ۲۸. میانگین دمای جریان سیال گذرنده از خروجی

#### ۴-۷. تاثیر میدان MHD بر بازیابی فشار کل

فشار کل، مجموع دو فشار استاتیک و دینامیک است. گذر جریان از شوک باعث کاهش سرعت جریان، افزایش ناگهانی فشار

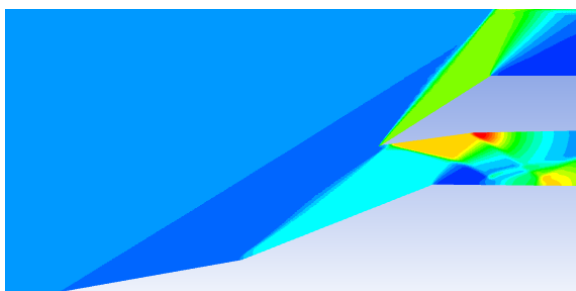
### ۶-۷. تاثیر تغییر زاویه جریان بر کارایی میدان MHD

تغییر زاویه جریان سیال یا به عبارت دیگر تغییر زاویه حمله، باعث افت کلی کارایی ورودی هوای فراصوت طراحی شده می‌شود.



شکل ۲۸. واپیچیدگی جریان به ازای هارتمن‌های مختلف

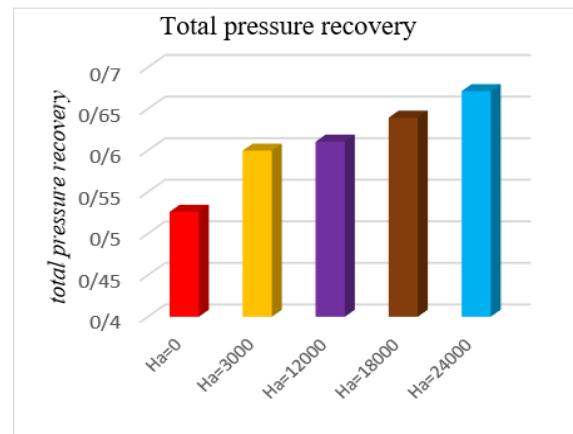
شکل ۲۹ نحوه تشکیل شوک‌های مایل بر اثر برخورد به دو سطح شیب‌دار به ازای زاویه جریان آزاد ۱۵ درجه در هارتمن ۰ را نشان می‌دهد. در این شکل مشخص است که زاویه شوک اول افزایش و زاویه شوک دوم کاهش می‌یابد. هر دو این تغییرات زاویه باعث افت شدید در کارایی ورودی هوای فراصوت طراحی شده می‌شود. افزایش زاویه شوک اول باعث ضعیف شدن موج شوک شده که این موضوع هم باعث کاهش دمای جریان سیال شده و هم باعث انحراف خطوط جریان سیال به خارج از دهانه ورودی هوا می‌شود. کاهش زاویه موج شوک دوم باعث انتقال موج شوک به درون ورودی هوا شده که این موضوع نیز همانطور که قبلاً در مورد آن توضیح داده شد، اصلاً مطلوب طراحی نمی‌باشد.



شکل ۲۹. کانتور فشار در زاویه حمله ۵ درجه و هارتمن ۰

شکل ۳۰ نمودار فشار کل در جریان گذرنده از خروجی به ازای هارتمن‌های مختلف در زاویه جریان آزاد ۱۵ درجه را نشان می‌دهد. این نمودار بیان می‌کند که برخلاف زاویه حمله ۰ درجه،

مرزی می‌باشد. در واقع با اعمال میدان مغناطیسی به میدان جریان سیال، مومنتم سیال و در نتیجه رینولدز محلی افزایش یافته و بخش بیشتری از انرژی از دست رفته سیال بازیابی شده و در نتیجه عدد فشار کل در خروجی و میزان بازیابی فشار کل افزایش می‌یابد.



شکل ۲۷. بازیابی فشار کل جریان سیال گذرنده از خروجی

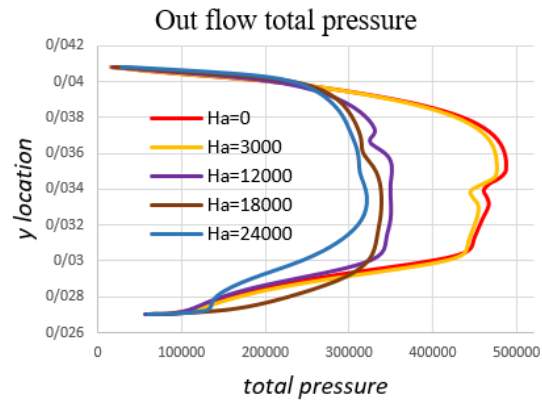
### ۵-۷. تاثیر میدان MHD بر واپیچیدگی جریان

یکی دیگر از پارامترهایی که در بررسی کارایی موتور مورد توجه قرار می‌گیرد، واپیچیدگی جریان است. این پارامتر مشخص کننده میزان یکنواختی جریان است. همان طور که قبلاً نیز اشاره شد، یکنواختی جریان خروجی به سمت محفظه احتراق، باعث احتراق پایدار در موتور می‌شود. لذا هر چه واپیچیدگی جریان کاهش یابد، کارایی موتور افزایش می‌یابد. واپیچیدگی جریان توسط رابطه ۱۵ بدست می‌آید.

$$flow\ distortion = \frac{p_{tmax} - p_{tmin}}{p_{tmean}} \quad (15)$$

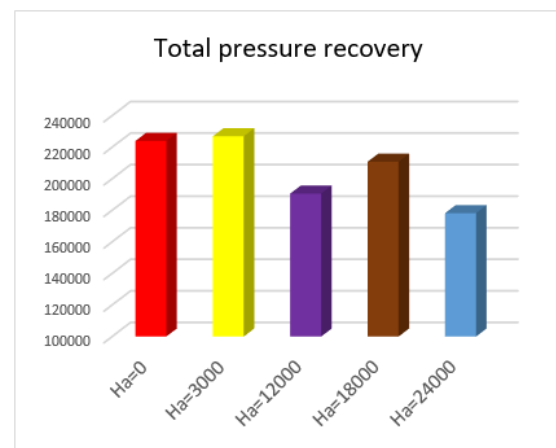
در این رابطه  $p_{tmax}$  فشار کل ماکزیمم،  $p_{tmin}$  فشار کل مینیمم و  $p_{tmean}$  فشار کل میانگین در خروجی را نشان می‌دهد. شکل (۲۸) واپیچیدگی جریان به ازای هارتمن‌های مختلف را نشان می‌دهد. تحلیل نتایج حاکی از آن است که افزایش هارتمن تا ۳۰۰۰ باعث کاهش محسوس واپیچیدگی می‌شود اما پس از آن تا هارتمن ۱۲۰۰۰ این پارامتر افزایش می‌یابد ولی با این وجود نسبت به حالت هارتمن صفر، مقدار آن همچنان کمتر است. در ادامه با افزایش هارتمن، مجدد واپیچیدگی سیر نزولی را پیش می‌گیرد. نتایج حاکی از آن است که افزایش هارتمن تا ۲۴۰۰۰ واپیچیدگی را نسبت به حالت هارتمن صفر، تا ۱۸/۹۳ درصد کاهش می‌دهد.

در زاویه حمله ۱۵ درجه، افزایش هارتمن فشار کل را در اکثر نقاط خروجی کاهش می‌دهد.



شکل ۳۰. نمودار فشار کل جریان سیال گذرنده از خروجی

شکل ۳۱ بازایی فشار کل در زاویه جریان آزاد ۱۵ درجه را به ازای هارتمن‌های مختلف نشان می‌دهد. تحلیل نتایج بیان می‌کند که بازایی فشار کل با افزایش هارتمن تا ۳۰۰۰ به اندازه ۱/۲ درصد نسبت به حالت هارتمن ۰، افزایش می‌یابد. اما با افزایش هارتمن به ۱۲۰۰۰ این پارامتر شدیداً کاهش می‌یابد. با افزایش بیشتر هارتمن، این پارامتر نسبت به حالت هارتمن صفر همچنان کمتر است. به طور کلی می‌توان نتیجه گرفت که با تغییر زاویه جریان آزاد، تاثیرات میدان MHD شدیداً کاهش می‌یابد.



شکل ۳۱. بازایی فشار کل جریان سیال گذرنده از خروجی

## ۸. نتیجه گیری

در این تحقیق مسئله تاثیر روش کنترل جریان مگنتوهیدرودینامیک بر روی جریان گذرنده از یک ورودی هوای فراصوت به صورت عددی مطالعه و مورد بررسی قرار گرفت.

مطالعه این ورودی هوا به صورت دوبعدی در ماخ ۳ و رینولدز ۱۰۰۰۰ انجام شد. شبیه‌سازی در نرم افزار تجاری ANSYS 19 انجام شده و شبکه محاسباتی در محیط ANSYS meshing تولید شد و در محیط fluent با راه‌اندازی ماژول MHD رفتار سیال مورد مطالعه قرار گرفت. حل با مدل آشفتگی k-ε و با حل گر density based در شرایط پایا انجام شد. در این تحقیق برای اعتبارسنجی ورودی هوا از مطالعات تجربی و عددی انجام شده در مراجع [۲۵] و [۲۶] و برای اعتبارسنجی روش MHD از مرجع [۲۹] استفاده شده است. مقایسه نتایج در هر دو اعتبارسنجی مطابقت خوبی را با نتایج حاضر نشان می‌دهد.

از مهمترین عوامل تاثیر گذار بر بهبود کارایی ورودی هوای فراصوت، افزایش حداکثری دما و فشار استاتیکی به ازای حداقل تلفات فشار کل و مکش حداکثری جریان جرمی است. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده در این مطالعه نشان می‌دهد که اعمال میدان مگنتوهیدرودینامیک می‌تواند کارایی ورودی هوای فراصوت را از بسیاری جهات بهبود بخشد. تحلیل نتایج حاکی از آن است که پارامتر MFR ۲۱/۶۲ درصد، میانگین دما و بازایی فشار کل ذرات خروجی به سمت محفظه احتراق به ترتیب ۱۰/۵۱ و ۱۴/۵ درصد افزایش و واپیچیدگی جریان ۱۸/۹۳ درصد کاهش می‌یابد. با افزایش دبی جرمی هوا، امکان تزریق سوخت بیشتر به محفظه احتراق فراهم شده و در نتیجه سطح تراست افزایش می‌یابد. با افزایش دما و فشار استاتیکی شرایط برای انجام احتراق مساعدتر شده و احتراق با کیفیت مناسب‌تری انجام می‌شود. فشار کل نیز به نوعی بیانگر انرژی جنبشی سیال است، لذا افزایش فشار کل مستقیماً بر افزایش سطح تراست تاثیر گذار است. کاهش واپیچیدگی جریان نیز به داشتن احتراقی پایدار و یکنواخت کمک می‌کند. روش کنترل جریان مگنتوهیدرودینامیک یک روش فعال است. لذا قابلیت عملکرد بهینه، متناسب با شرایط مختلف پروازی را دارد. به عنوان مثال در این تحقیق شبیه‌سازی در ماخ ۳ انجام و هارتمن بهینه، ۲۴۰۰۰ محاسبه شد. با افزایش یا کاهش ماخ، هارتمن بهینه نیز تحت تاثیر قرار گرفته و تغییر می‌کند. از لحاظ عملیاتی، تغییر هارتمن با تغییر در پارامترهای میدان الکترومغناطیسی امکان‌پذیر است. از طرفی نتایج برای این ورودی هوای خاص برای زاویه جریان آزاد غیر صفر نشان می‌دهد که با تغییر زاویه جریان آزاد تاثیرات میدان MHD کاهش می‌یابد.

- [1] C. Hirschen, D. Herrmann, A. Gülhan, Experimental Investigations of the Performance and Unsteady Behavior of a Supersonic Intake, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 23, No. 3, May–June 2007
- [2] G. K. Suryanarayana, R. Dubey, Performance enhancement of a ramjet air intake by passive bleed of boundary layer, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 56, No. 3, pp. 875-886, 2019.
- [3] R. Balasubramanian, K. Anandhanarayanan, R. Krishnamurthy, D. Chakraborty, Magneto-hydrodynamic Flow Control of a Hypersonic Cruise Vehicle Based on AJAX Concept, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol.53, No. 4, July-August 2016
- [4] M. Sano, H. Yoshida, S. Wakabayashi, T. Chiga, T. Sato, A. Hashimoto, T. Kojima, Numerical Simulation of the Side-Clearance Effect on the Supersonic Air-Inlet Performance for High Mach Integrated Control Experiment “HIMICO”, *AIAA Propulsion and Energy Forum*, July 9-11, 2018.
- [5] H. Yoshida, T. Nagao, A. Sato, S. Wakabayashi, T. Sato, A. Hashimoto, T. Aoyama, T. Kojima, Numerical Study of Hypersonic Air Intake Aerodynamics Performance for High Mach Integrated Control Experiment “HIMICO”, *53rd AIAA Propulsion and Energy Forum*, 2017.
- [6] M.R. Soltani, J. Sepahi Younsi, M. Farahani, Effects of Boundary-Layer Bleed Parameters on Supersonic Intake Performance, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 3, May–June 2015.
- [7] R. Sivakumar, V. Babu, Numerical Simulations of Flow in a 3-D Supersonic Intake at High Mach Numbers, *Defense Science Journal*, Vol. 56, No. 4, October, pp. 465-476, 2006
- [8] B.U. Reinartz, C.D. Herrmann, J. Ballmann, W.W. Koschel, Aerodynamic Performance Analysis of a Hypersonic Inlet Isolator Using Computation and Experiment, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 19, No. 5, September–October 2003
- [9] T. Fodeibou, Z. Huque, J. Galvis, Effects of Mach Number and Angle of Attack on Mass Flow Rates and Entropy Gain in a Supersonic Inlet, *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, Vol. 2, No. 10, 2008
- [10] M.R. Soltani, J. Sepahi Younsi, A. Daliri, Performance investigation of a supersonic air intake in the presence of the boundary layer suction, *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, No. 8, pp. 1495-1509, 2014.
- [11] V. Merchant, J. Radhakrishnan, Design and Optimization of Supersonic Intake, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Vol. 225, No. 1, 2017.
- [12] V. Rajashree, P. Manivannan, G. Dinesh kumar, Computational Analysis of Scramjet Inlet, *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, Vol. 3, No. 3, March 2014.
- [13] N. Hoyle, N.W. Bressloff, A.J. Keane, Design Optimization of a Two-Dimensional Subsonic Engine Air Intake, *AIAA JOURNAL*, Vol.44, No. 11, November 2006.
- [14] D. Dalle, M.L. Fotia, J. Driscoll, Reduced-Order Modeling of Two-Dimensional Supersonic Flows with Applications to Scramjet Inlets, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 3, pp. 545–555, 2010.
- [15] S. Torrez, J. Driscoll, D. Dalle, M. Bolender, D. Doman, Hypersonic Vehicle Thrust Sensitivity to Angle of Attack and Mach Number, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2009.
- [16] D. Dalle, S. Torrez, J. Driscoll, Performance Analysis of Variable-Geometry Scramjet Inlets Using a Low-Order Model, *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 31 July - 03 August 2011,
- [17] S. Das, J.K. Prasad, Starting Characteristics of a Rectangular Supersonic Air-Intake with Cowl Deflection, *The Aeronautical Journal*, Volume 114, Issue 1153, pp. 177-189, March 2010.
- [18] V.V. Kumar, S. Bogadi, Effect of micro-vortex generator in hypersonic inlet, *Int. J. Appl. Res. Mech. Eng*, 2011.
- [19] V.M. Don, E. Avital, F. Motallebi. "Computational and Experimental Investigation of Supersonic Flow and their Controls." *Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology*, No. 73, 2013.
- [20] E. Gurijnov, P. Harsha, AJAX, New Direction in Hypersonic Technology, *7th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA Paper, 1996.
- [21] D.V. GAITONDE, D.G. FLETCHER, Future Technologies Application of Plasma Devices for Vehicle Systems, *Critical Technologies for Hypersonic Vehicle Development*, RTO AVT Lecture Series, von Kármán Inst., Belgium, 2004.
- [22] A. Starikovskiy, N. Aleksandrov, Nonequilibrium Plasma Aerodynamics, *Aeronautics and Astronautics*, Max Mulder, IntechOpen, DOI: 10.5772/22396. Available from: <https://www.intechopen.com/books/aeronautics-and-astronautics/nonequilibrium-plasma-aerodynamics>, 2011.
- [23] Y.M. Lee, P.A. Czysz, D. Petley, Magneto-hydrodynamic Energy Bypass Applications for Single Stage-to-Orbit Vehicles, *10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA Paper, 2001.

- [24] A. Kuranov, A. Korabelnicov, V. Kichinskiy, E. G. Sheikin, Fundamental Techniques of the AJAX Concept. Modern State of Research, 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA Paper, 2001.
- [25] W. Koschel, A. Schneider, Detailed analysis of a mixed compression hypersonic intake, In Fourteenth International Symposium on Air Breathing Engines, AIAA, 1999.
- [26] R. Sivakumar, V. Babu, Numerical simulations of flow in a 3-D supersonic intake at high Mach numbers, Defence Science Journal, pp. 465–476, 2006.
- [27] N. M. Sudharsan, V. A. Jambekhar, V. Babu, A validation study of OpenFOAM using the supersonic flow in a mixed compression intake, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Journal of Aerospace Engineering, pp. 673-679, 2010.
- [28] B. John, P. Senthilkumar, Alterations of cowl Lip for the improvement of Supersonic-Intake Performance, Journal of Applied Fluid Mechanics, Vol. 11, No.1, 2018.
- [29] R. BALASUBRAMANIAN, K. ANANDHANARAYANAN, R. Krishnamurthy, D. CHAKRABORTY, Mitigation of shock-induced flow separation using magnetohydrodynamic flow control, springerlink, Sādhanā, Vol. 42, No. 3, pp.379–390, 2017.
- [30] J.A. Ekaterinaris, Numerical investigation of the effect of magnetic fields on shock/boundary layer interaction, 19th AIAA Computational Fluid Dynamics San Antonio, Texas, 22 - 25 June 2009.
- [31] J.A. Ekaterinaris, High-order numerical method for magnetohydrodynamic control of shock-induced separation, AIAA JOURNAL, Vol. 48, No. 12, December, 2010.
- [32] S. Changbing, L. Yinghong, C. Bangqin, W. Jian, C. Jun, L. Yiwen, MHD Flow Control of Oblique Shock Waves Around Ramps in Low-temperature Supersonic Flows, Chinese Journal of Aeronautics, Vol.23, No. 1, pp.22-32, 2010.

## پی‌نوشت

- 
1. space shuttle
  2. Buran
  3. Falcon
  4. Reusable launch vehicle
  5. scramjet
  6. ramjet
  7. Magnetohydrodynamic
  8. Lenitze
  9. mesosphere
  10. Hartman number
  11. Discrete Phase Model
  12. Volume of Fluid
  13. Text User Interface
  14. User-Defined Functions
  15. User-Defined Memory
  16. explosive limits
  17. Mass flow rate