

تخمین گرمایش آیرودینامیکی بدنه کاوشگر فضایی با در نظر گرفتن اندرکنش گرمایشی سیال و سازه

سهیلا عبدالهی پور^{۱*}، فخری اعتمادی^۲ و محمد ابراهیمی^۳

۱، ۲ و ۳- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*تهران، کد پستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

sabdolahi@ari.ac.ir

در این مقاله، گرمایش آیرودینامیکی تولیدشده بر روی بدنه یک کاوشگر فضایی به روش عددی با استفاده از نرم‌افزار فلونت و با در نظر گرفتن اندرکنش گرمایشی سیال و سازه محاسبه شده است. به منظور حل همزمان معادلات گرمایش در جامد و سیال، از شرط مرزی کوپلینگ در دیواره بدنه استفاده شده است؛ به طوری که مقادیر دما و شار حرارتی در آن محاسبه می‌شود. مزیت این روش آن است که می‌توان مقادیر دما را در هر نقطه‌ای از پوسته بدنه با یا بدون تقارن محوری و حتی اجزای متصل به آن در زوایای حمله مختلف محاسبه کرد. در این مقاله، نحوه انجام شبیه‌سازی عددی با در نظر گرفتن اثرات لایه مرزی و ضخامت دیواره سازه و همچنین اثر مدل‌های توربولانس، به صورت کامل شرح داده شده است. نتایج در قالب کانتورهای فشار، سرعت و دما، مقادیر شار حرارتی و همچنین فشار و دمای نقطه سکون دماغه ارائه شده است. در این تحقیق از دو روش عددی و تحلیلی برای صحت‌گذاری مقادیر دمای نقطه سکون و شار حرارتی استفاده شده که دقت خوبی را در نتایج نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: گرمایش آیرودینامیکی، شبیه‌سازی عددی، دمای پوسته، شار حرارتی، روش کوپلینگ

علائم و اختصارات

T_s	دمای دیواره در مجاورت سیال
T_f	دمای سیال در مجاورت دیواره
K_s	ضریب هدایت گرمایی سازه
K_f	ضریب هدایت گرمایی سیال
Φ	شار گرمایی
C_A	ضریب نیروی پسا محوری

مقدمه

طراحی آیرودینامیکی و پیکره‌بندی یک کاوشگر فضایی با دو هدف اصلی انجام می‌شود؛ یکی کاهش نیروی پسا و دیگری

کاهش گرمایش آیرودینامیکی. در واقع هندسه بدنه کاوشگر به گونه‌ای طراحی و ساخته می‌شود که در برابر حرکت در هوا کمترین نیروی پسا را، با توجه به مقدار سرعت حرکت، ایجاد نماید تا با حداقل کردن میزان مصرف انرژی، پرتاب تا ارتفاع مورد نظر امکان‌پذیر شود.

از طرف دیگر، حرکت کاوشگر در جریان‌های مافوق صوت برای دستیابی به ارتفاعات زیاد، مسائل جدیدی را پیش روی قرار می‌دهد. یکی از مهم‌ترین این مسائل، گرمایش آیرودینامیکی و دمای بدنه است؛ زیرا، گرمایش آیرودینامیکی تابعی از توان سوم سرعت است [۱]. لذا، با افزایش شدید سرعت، اصطکاک بین جسم پرنده و جریان هوا زیاد می‌شود و موجب بالا رفتن دمای پوسته می‌شود. این موضوع به‌ویژه در دمای نواحی سکون جریان مانند دماغه که در سرعت‌های بالا مقادیر بزرگی از دما را به خود اختصاص می‌دهد بیشتر اهمیت پیدا می‌کند. حرکت دماغه در جو غلیظ، موجب ایجاد توزیع فشار در سطح خارجی دماغه و اعمال نیروی برشی ناشی از حرکت نسبی سیال

۱. مربی (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناس ارشد

۳. استادیار

لزوج که دارای مشتقات در جهت جریان است به دست می‌آید. مشکلی که در رابطه با استفاده از روش‌های PNS وجود دارد این است که این روش‌ها توانایی مدل کردن جریان در ناحیه زیرصوت در پشت شوک منحنی شکل و در جلوی جسم را ندارند. در نتیجه برای شروع حل جریان در ناحیه زیرصوت باید از روش‌های دیگر استفاده کرد و در ادامه از روش PNS استفاده کرد. معادلات لایه شوک لزوج^۵ VSL فرم ساده شده دیگری از معادلات ناویر-استوکس است [۱۰ و ۱۱]. معادلات لایه شوک لزوج VSL از معادلات ناویر-استوکس دائم با حفظ ترم‌هایی که کوچک‌تر از مرتبه دو پارامتر عدد رینولدز هستند، به دست آمده‌اند. این معادلات را می‌توان در ناحیه نوک اجسام ماورای صوت، که جریان زیرصوت است به کار برد. البته حل معادلات PNS و VSL نیز زمان و حافظه کامپیوتری زیادی نیاز دارد که در مراحل اولیه طراحی مقرون به صرفه نیست؛ زیرا در مرحله طراحی اولیه شکل‌های هندسی مختلف در شرایط جریان آزاد مورد مطالعه قرار می‌گیرند. بنابراین، ترجیح داده می‌شود تا برای طراحی اولیه و محاسبه جریان ماورای صوت از روش‌های تقریب مهندسی لایه نازک استفاده شود که سرعت بالاتری در محاسبات دارند. در این نوع تحلیل میدان جریان سیال اطراف جسم به دو ناحیه جریان در لایه مرزی و جریان غیرلزوج در بیرون لایه مرزی تقسیم می‌شود. در این روش، متداول است که ابتدا، میدان غیرلزوج حل شود و سپس خواص جریان غیرلزوج روی بدنه به عنوان شرایط لبه لایه مرزی در نظر گرفته شود. زمانی که ضخامت لایه مرزی اندک است فشار روی سطح و آنتروپی پشت شوک قائم برای تعیین خواص لایه مرزی مورد نیاز است. در این حالت دیگر نیازی به حل جریان ناحیه غیرلزوج خارجی نیست، این حالت زمانی رخ می‌دهد که عدد رینولدز بسیار بالا باشد، در این هنگام ضخامت لایه مرزی از ضخامت شوک کمتر است [۱۲]. در تحقیق دیگر، روش عددی برای محاسبه گرمایش آیرودینامیکی مخروط‌های پخ در زاویه حمله نیز ارائه شده است [۱۳].

از ابزار دیگری که در محاسبه گرمایش آیرودینامیکی استفاده می‌شود می‌توان به کدهای مهندسی ایروهیت^۶ و اینچز^۷ اشاره کرد که از روش‌های نسبتاً ساده و از مفهوم تشابه تقارن محوری استفاده می‌کند. کد ایروهیت از تئوری نیوتنی اصلاح شده^۸ استفاده می‌کند که برای اجسام نازک^۹ صادق نیست [۱۴]. در مقابل اینچز تکنیک مزین^{۱۰} متقارن محوری را به کار می‌گیرد [۱۵ و ۱۶].

نسبت به سطح دماغه می‌شود. از طرف دیگر، حرکت نسبی بین سیال و سطح دماغه، موجب افزایش درجه حرارت شده که این افزایش دما استحکام و پایداری سازه را کاهش می‌دهد. حتی در مناطقی مثل نوک دماغه سبب ذوب شدن سازه می‌شود. در جریان‌های با ماخ پایین، انتقال حرارت و پدیده گرمایش آیرودینامیکی اهمیت چندانی ندارد، زیرا انتقال حرارت در لایه مرزی با کار برشی ویسکوز هم‌مرتبه است و در جریان‌های با عدد ماخ پایین کار برشی کم و در نتیجه انتقال حرارت ناچیز است. این در حالی است که در جریان گازها با سرعت بالا این اثر کاملاً اهمیت می‌یابد.

سازه کاوشگرهای فضایی نیز به‌طور قابل ملاحظه‌ای از محیط حرارتی که در خلال مسیر پرواز القا می‌گردد، تأثیر می‌پذیرند. افزایش دما، مقاومت و سختی سازه کاوشگر فضایی را کاهش داده و گرادیان حرارتی سبب ازدیاد موضعی در تنش‌ها و تغییر شکل می‌شود. ارزیابی نادرست این اثرات در طراحی می‌تواند منجر به شکست سازه در خلال پرواز شود. به‌علاوه، حرارت ممکن است واکنش‌های شیمیایی را القاء نماید که قابلیت‌های پوشش و روکش‌های سطح را از بین می‌برد. این خرابی ممکن است امکان افزایش دمای بیش از حد مجاز سازه و زیرسامانه‌های دیگر کاوشگر را در طول مسیر پرواز فراهم آورد.

یکی از مهم‌ترین چالش‌های پیشرو در رابطه با سامانه‌های سرعت بالا، محاسبه دقیق گرمایش آیرودینامیکی روی سطوح این اجسام بوده به‌طوری که با پیش‌بینی شار حرارتی آنها می‌توان سپر حرارتی مناسب را طراحی کرده و از خطرات احتمالی ناشی از وقوع شوک‌های حرارتی بر روی آنها جلوگیری کرد. در زمینه محاسبه گرمایش آیرودینامیکی، تحقیقات زیادی به صورت عددی و تجربی انجام شده که شار حرارتی و دما را در نقاط بحرانی یک کاوشگر یا یک محموله فضایی بازگشت‌پذیر به جو محاسبه کرده‌اند.

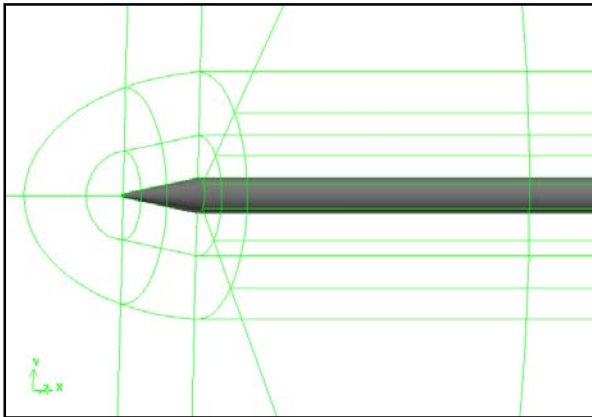
به منظور محاسبه گرمایش آیرودینامیکی و طراحی حرارتی اجسام مافوق صوت باید ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی روی سطح محاسبه شود. مهم‌ترین روش محاسبه ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی به صورت دقیق، حل معادلات کامل ناویر استوکس است [۲-۵]. البته حل این معادلات به زمان کامپیوتری زیاد نیاز دارد که در مرحله طراحی اولیه مقرون به صرفه نیست؛ زیرا در این مرحله، بازه وسیعی از شکل‌های هندسی و پارامترهای جریان بررسی می‌شوند.

از روش‌های دیگر برای محاسبه ضریب انتقال حرارت جابه‌جایی، استفاده از فرم‌های ساده شده معادلات ناویر-استوکس نظیر معادلات سهموی شده^۴ PNS است [۶-۹]. معادلات ناویر-استوکس سهموی از معادلات ناویر-استوکس با حذف ترم‌های

5. Viscous Shock Layer (VSL) Equations
6. AEROHEAT
7. INCHES
8. Modified Newtonian Theory
9. Slender Bodies
10. Maslen Technique

4. Parabolized Navier-Stokes (PNS) Equations

فضایی مدل و از خاصیت تقارن آن در حل استفاده شده است. با توجه به موارد گفته شده در مقدمه، هندسه دماغه به شکل کره- مخروط انتخاب شده که هم از نظر میزان نیروی پسا و هم از نظر پایداری دارای بهینه‌ترین مقدار است. ایجاد پخی مناسب با شعاع کروی ۲ سانتی‌متر در نوک دماغه مخروطی، باعث کاهش اثرات ناشی از گرمایش آیرودینامیکی بر روی پوسته می‌شود.



شکل ۱- نمای جانبی مدل هندسی سه‌بعدی کاوشگر به همراه بلوک‌بندی میدان حل همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، به منظور کنترل ریزنمایی شبکه در موقعیت‌های نزدیک سطوح کاوشگر و موقعیت‌هایی که حساسیت زیادی دارند، به عنوان مثال روی سطح دماغه که احتمال بروز شوک در جریان مافوق صوت وجود دارد، لازم است که میدان محاسباتی به تعدادی بلوک تقسیم شود که در هر یک از بلوک‌ها، شبکه‌بندی به صورت مجزا و با کیفیت مناسب انجام شود.

برای اینکه بتوان جریان لزج را در لایه مرزی به خوبی مدل کرد از شبکه باسازمان و شبکه لایه مرزی استفاده شده است. در نزدیک دیواره‌ها، فاصله اولین نقطه شبکه تا دیواره، اثر زیادی بر دقت محاسبه تنش برشی و اثرات لزجت سیال دارد. همچنین این عوامل تأثیر چشمگیری در میزان دمای تولید شده بر اثر گرمایش آیرودینامیکی خواهد داشت. البته از آنجا که در برنامه فلوئنت، می‌توان از توابع دیواره برای حل استفاده کرد، ضرورت ریز کردن شدید شبکه در نزدیکی دیواره از بین رفته است. این توابع، توابعی تجربی هستند که در نقاط نزدیک دیواره برای برآورد اثر دیوار بر روی جریان آشفته استفاده می‌شوند. با این وجود در این مقاله حد مجاز فاصله از رابطه (۱) محاسبه می‌شود:

$$y^+ = \frac{\rho K_p^2 C_\mu^4 y}{\mu} \quad (1)$$

در ایران نیز تحقیقات زیادی در این زمینه صورت گرفته [۱ و ۱۰] که از آن جمله می‌توان به تحلیل گرمایش آیرودینامیکی محموله‌های بازگشت‌پذیر در فاز خروج و بازگشت به جو اشاره کرد که هندسه و شرایط پروازی آن تا حد زیادی مشابه با مسئله مورد تحقیق در این مقاله است [۱۷].

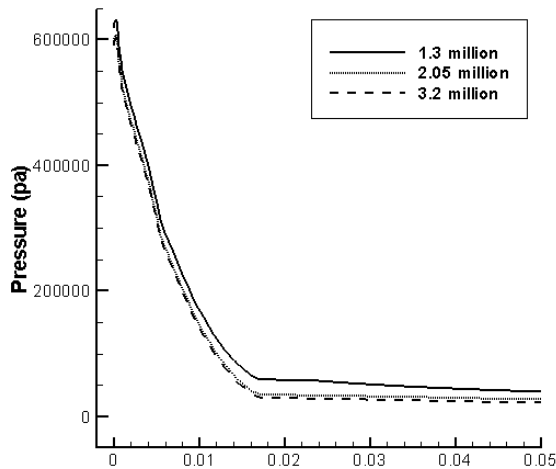
در این مقاله، محاسبات گرمایشی یک کاوشگر فضایی با حل همزمان معادلات گرمایش برای سیال و سازه به روش عددی، توسط نرم‌افزار تجاری فلوئنت شرح داده شده است. با توجه به نتایج به دست آمده، این روش می‌تواند روش مناسبی در طراحی آیرودینامیکی کاوشگر فضایی برای تعیین پخی، انتخاب جنس و ضخامت مناسب پوسته آن باشد. مزیت این روش آن است که می‌تواند برخلاف بعضی از روش‌ها که تنها برای نقاط سکون صادق است و در شرایط جریان متقارن محوری کاربرد دارد، برای تمام نقاط بدنه با یا بدون تقارن محوری، اجزای متصل به آن و در زوایای حمله مختلف نیز کاربرد داشته باشد. برای صحت‌سنجی نتایج از یک کد عددی و همچنین حل تحلیلی استفاده شده است. علاوه بر این، در این تحقیق برای دستیابی به حل دقیق‌تر اثر مدل‌های توربولانسی $K-\epsilon$ و $K-\omega$ ، اثر روش‌های مجزاسازی مرتبه اول و دوم و همچنین اثر ارتفاع اولین سل از شبکه عددی برای در نظر گرفتن اثرات لایه مرزی در مدل‌های مجزا مورد بررسی قرار گرفته است. در پایان، نتایج در قالب کانتورهای فشار، سرعت و دما و مقادیر شار حرارتی ارائه شده است.

مراحل انجام شبیه‌سازی عددی

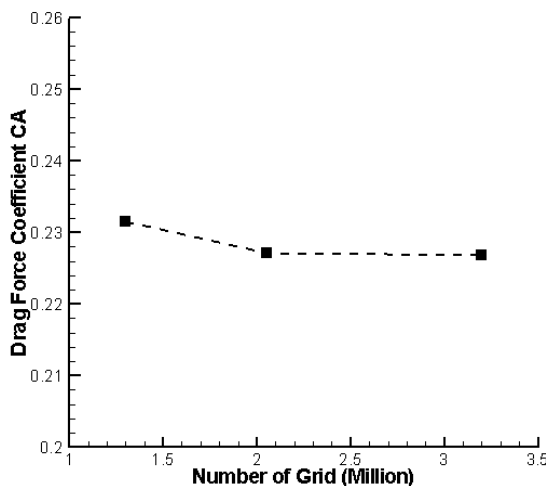
شبیه‌سازی عددی و بررسی عملکرد آیرودینامیکی مدل مورد نظر، یک فرایند چند مرحله‌ای است که مدل‌سازی هندسی و تولید شبکه محاسباتی از مراحل مهم و اساسی این فرایند است و دقت نتایج را تحت تأثیر قرار می‌دهد. در ادامه پس از معرفی هندسه مسئله، مشخصات شبکه شرح داده خواهد شد. برای این منظور از نرم‌افزار گمبیت که پیش‌پردازنده نرم‌افزار فلوئنت است، استفاده شده است.

مدل‌سازی هندسی

شکل هندسی کاوشگر از یک بدنه استوانه‌ای به قطر ۳۵۰ میلی‌متر و دماغه‌ای به طول ۷۸۰ میلی‌متر تشکیل شده است. شعاع پخی دماغه ۲۰ میلی‌متر و ضخامت پوسته ۳ میلی‌متر از جنس فولاد در نظر گرفته شده است. هندسه کاوشگر مطابق شکل (۱) به صورت دو بعدی و سه‌بعدی مدل شده است. با توجه به اینکه هندسه جسم اندازه بزرگی دارد، برای بهینه‌تر شدن زمان محاسباتی لازم برای حل میدان جریان، تنها نیمی از کاوشگر



شکل ۲- مقایسه توزیع فشار استاتیک نسبی روی دماغه کاوشگر در سه شبکه مختلف به منظور بررسی استقلال از شبکه، $M=4/2$



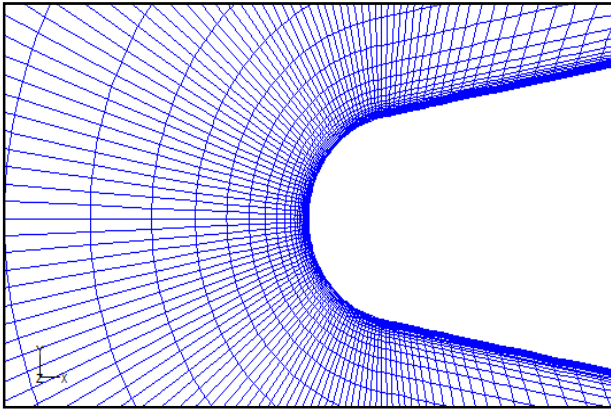
شکل ۳- ضریب پسای محوری کاوشگر در سه شبکه مختلف به منظور بررسی استقلال از شبکه، $M=4/2$

در شکل (۴) و شکل (۵) شبکه با سازمان سه بعدی نشان داده شده است. تعداد سلول این شبکه حدود دو میلیون سلول است. همان گونه که گفته شد بلوک های جداگانه اطراف محموله، به منظور افزایش کیفیت شبکه بر روی سطوح مهم در حل، در نظر گرفته شده است. این حجم جداگانه نتایج بهتری را در ضریب منظری و نسبت اریبی زوایا و اضلاع سل می دهد که در نتیجه سل های یکنواختی را ایجاد می کند.

از آن جهت که جریان در رژیم مافوق صوت در نزدیکی سطح جلویی دچار شوک شده و تغییرات شدید مشخصات جریان به خصوص فشار و سرعت در این ناحیه رخ می دهد و همچنین تغییرات شدید مقدار و جهت سرعت از نقطه سکون در سطح جلویی تا روی

که در آن μ و ρ به ترتیب لزجت و دانسیته جریان، K_p انرژی جنبشی توربولانس در نقطه مشخص از شبکه در نزدیک دیواره، C_μ ثابت تجربی برابر 0.09 و γ فاصله نقطه مشخص تا دیواره است. با توجه به مطالب ذکر شده، رابطه (۱) فاصله ای برای اندازه اولین سل پیشنهاد می کند تا بتوان مشخصات لایه مرزی را بهتر محاسبه کرد. به گونه ای که مقدار γ^+ در رنج مورد نظر قرار گیرد. حد مجاز فاصله برای این مدل با در نظر گرفتن توابع دیواره و برای به دست آوردن ویژگی های لایه مرزی، حدود 0.12 میلی متر محاسبه شده است.

استقلال نتایج حل عددی از شبکه محاسباتی نیز در چند حالت مورد بررسی قرار گرفته است. در حالت اول سه شبکه با تعداد سل $1/3$ ، $2/0.5$ و $3/2$ میلیون در اطراف بدنه کاوشگر تولید شده است. سپس توزیع فشار استاتیک نسبی روی کاوشگر در هر سه شبکه محاسبه و با یکدیگر مقایسه شده است. شکل (۲) نمودار توزیع فشار حاصل از حل عددی هر سه شبکه را روی سطح دماغه از نوک تا فاصله 0.05 متری از سطح دماغه نشان می دهد. همان طور که ملاحظه می شود با افزایش تعداد سل ها از $1/3$ میلیون شبکه به $2/0.5$ میلیون فشار نسبی سطح کمی کاهش یافته است ولی با افزایش مجدد تعداد شبکه از $2/0.5$ به $3/2$ میلیون تغییرات چشمگیری در مقادیر توزیع فشار روی دماغه مشاهده نمی شود. در شکل (۳) نیز ضریب نیروی پسای محوری بدنه کاوشگر در هر سه شبکه نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می شود مقادیر در دو شبکه $2/0.5$ و $3/2$ میلیون بسیار به یکدیگر نزدیک است. در نتیجه با افزایش تعداد سل ها، تنها حجم محاسبات و زمان محاسباتی افزایش می یابد و در نتایج تغییر چشمگیری حاصل نمی شود. بنابراین شبکه محاسباتی با تعداد $2/0.5$ میلیون سلول مناسب می باشد. البته در هر سه شبکه سعی شده است که در نزدیکی بدنه کاوشگر، ارتفاع اولین سل مناسب انتخاب شود تا ضرایب آیرودینامیکی حاصل از دقت خوبی برخوردار باشد. همچنین در حالت دوم، استقلال نتایج از شبکه در بررسی اثر ارتفاع اولین سل نیز انجام شد که در ادامه مقاله شرح داده می شود. ارتفاع اولین سل شبکه بر دقت نتایج گرمایشی و خواص لایه مرزی سیال شامل سرعت و فشار روی سطح بدنه و در نقطه سکون اثر زیادی دارد که نتایج آن در بخش بعدی مقاله ارائه شده است. علاوه بر این دو مورد، استقلال نتایج از گام زمانی نیز بررسی شده است که در بخش مدل سازی عددی شرح داده شده است.



شکل ۵- کیفیت شبکه بندی در ناحیه لایه مرزی و نقطه سکون دماغه

در این تحقیق، جریان در دو حالت پایا و ناپایا حل شده است. شرایط حل ناپایا همراه با شرط کوپلینگ، بر اساس شرایط پرواز واقعی انتخاب شده است. در زمان اوج گیری، کاوشگر از سرعت صفر به حداکثر ماخ $4/2$ در ارتفاع 10 کیلومتری می‌رسد. البته زمان بعد از عبور از ماخ یک تا ماخ $4/2$ از نظر تولید گرمایش آیرودینامیکی مورد نظر است. این فرایند حدود $11/5$ ثانیه طول می‌کشد. در حل ناپایا استقلال نتایج از گام زمانی با مقایسه دما و فشار در نقطه سکون برای دو گام زمانی مختلف $0/001$ و $0/001$ ثانیه بررسی شده است. با توجه به اینکه بیشینه اختلاف دما بین این دو گام زمانی کمتر از $0/26\%$ بوده و بیشینه اختلاف فشار بین این دو گام زمانی صفر است، در ادامه شبیه سازی از گام زمانی متناظر با $0/001$ ثانیه استفاده شده است. شرایط حل پایا نیز همراه با شرط مرزی دما ثابت مورد استفاده قرار گرفته که از نتایج آن در بخش بررسی مدل سازی‌ها و صحت گذاری استفاده شده است. در این حالت شرایط بحرانی مسیر پروازی کاوشگر که دارای بیشترین فشار دینامیکی است، در نظر گرفته شده است که عدد ماخ جریان آزاد معادل $4/2$ و فشار آن نیز برابر با 26500 پاسکال در ارتفاع 10 کیلومتری از سطح زمین است. در ادامه توضیحات بیشتری ارائه خواهد شد.

بررسی اثر ارتفاع اولین سل از شبکه عددی برای در نظر گرفتن اثرات لایه مرزی

در مدل شبیه سازی شده مورد نظر به منظور بررسی تأثیر شبکه بندی در نتایج گرمایشی، ارتفاع اولین سل نسبت به بدنه محموله در دو حالت بررسی شده است تا اثرات لایه مرزی بر نتایج مشاهده شود. در این دو حالت، مدل 1 با فاصله اولین گره تا سطح بدنه برابر $0/12$ میلی‌متر، که در بخش قبل محاسبه شد، در نظر گرفته شده است.

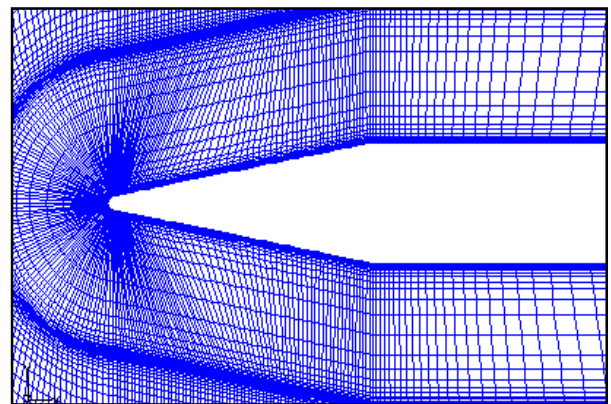
سطح بدنه آن صورت می‌گیرد، کیفیت شبکه در این ناحیه حساسیت خاصی دارد که در شکل (۵) نشان داده شده است.

مدل سازی عددی

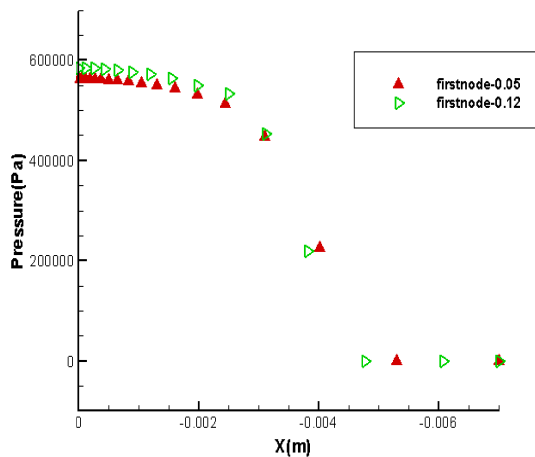
از آنجا که محموله در رژیم مختلف از ماخ قرار می‌گیرد، معادلات و مدل های فیزیکی این مسئله بر اساس جریان لزج و تراکم پذیر در نظر گرفته شده است. برای شبیه سازی جریان آشفته و انتخاب مدلی که برای این شبیه سازی مناسب باشد، باید مدل های مختلف مورد بررسی قرار گیرد. البته شناخت کافی نسبت به مدل ها باعث می‌شود که سریع تر مدل مطلوب انتخاب شود. در این مسئله از دو مدل توربولانس $K-\epsilon$ استاندارد و $K-\omega$ که دارای قابلیت های اثبات شده در مسائل مهندسی مشابه است، استفاده شده است. در ادامه این مقاله، اثر مدل های ذکر شده بر روی محاسبه دمای سیال در نقطه سکون دماغه شرح داده شده و مدل مناسب تر انتخاب شده است.

همچنین در حل جریان تعیین خواص فیزیکی سیال که در اینجا هوا است ضروری است. برای جریان های قابل تراکم، قانون گاز ایده آل یک رابطه مناسب برای چگالی است.

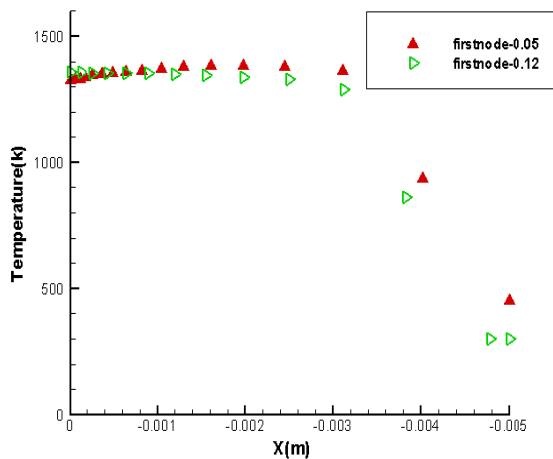
تعیین شرایط مرزی و تنظیم آن یکی از اساسی ترین مراحل در کاربردهای مختلف دینامیک سیالات محاسباتی است. شرایط مرزی تعیین کننده جریان و خواص حرارتی در مرزها با توجه به فیزیک مسئله است. در این تحقیق بر اساس هندسه و نوع تحلیل، مرزهای فشار دور دست، تقارن و دیواره به کار رفته اند. شرط مرزی دیواره با سه روش متفاوت در مدل های مختلف تنظیم شده است. شرط مرزی دمای ثابت، شرط مرزی آدیاباتیک و در نهایت شرط کوپلینگ که برای حل همزمان معادلات گرمایش در جامد و سیال در نظر گرفته شده است.



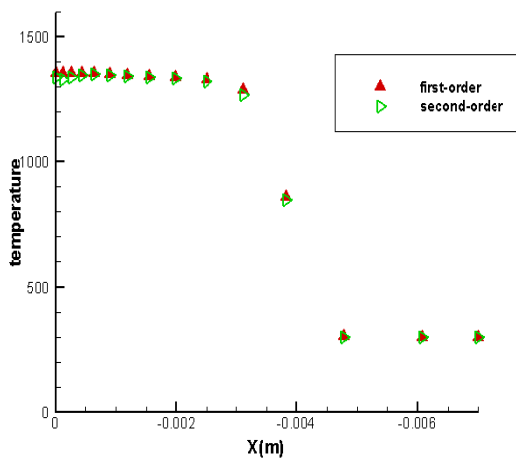
شکل ۶- کیفیت شبکه بندی سه بعدی حول کاوشگر از نمای جانبی



شکل ۶- مقادیر فشار استاتیک نسبی سیال در نوک دماغه تا فاصله ۶ میلی متری در دو شبکه بندی مختلف



شکل ۷- مقایسه مقادیر دمای استاتیک سیال در جلوی دماغه تا فاصله ۵ میلی متری در دو شبکه بندی مختلف



شکل ۸- مقایسه مقادیر دمای استاتیک سیال در جلوی دماغه با روش های مجزاسازی مرتبه اول و دوم

سپس در مدل ۲ این فاصله کاهش داده شده و معادل ۰/۰۵ میلی متر در نظر گرفته شده است.

در اینجا حل پایا در نظر گرفته شده، سپس مقادیر فشار و دمای سیال در ناحیه سکون و جلوی دماغه با یکدیگر مقایسه شده است. شکل (۶)، مقادیر فشار استاتیک نسبی سیال، در نوک دماغه تا فاصله ۶ میلی متری در داخل سیال را نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود مقدار فشار نسبی جریان بر اثر شوک کمانی در نقطه سکون به مقدار ۵۸۵۰۰۰ پاسکال می رسد که معادل فشار مطلق ۶۱۱۵۰۰ پاسکال است. این فشار با دور شدن از سطح دماغه کاهش یافته و به حدود فشار نسبی صفر، یعنی فشار استاتیک جریان آزاد (فشار مطلق ۲۶۵۰۰ پاسکال) می رسد. مقادیر فشار تفاوت ناچیزی را در نقطه سکون ($x=0$) بین دو مدل نشان می دهد.

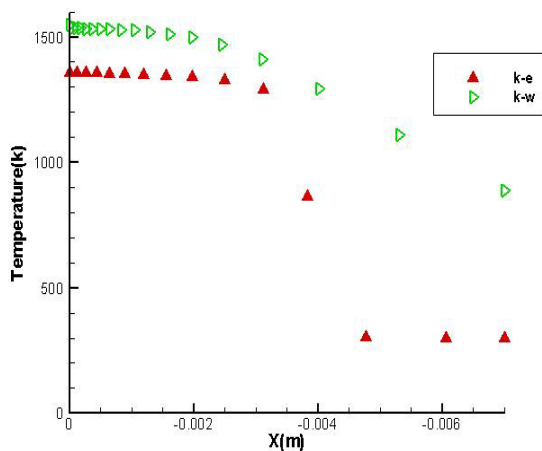
شکل (۷)، مقادیر دمای استاتیک سیال را در همین ناحیه یعنی در جلوی دماغه تا فاصله ۵ میلی متری در داخل سیال برای دو مدل شبکه بندی نشان می دهد. مقدار دمای سکون ($x=0$)، در دو مدل شبکه بندی بر روی هم قرار گرفته است. بنابراین، می توان نتیجه گیری کرد که فاصله ۰/۱۲ میلی متر برای این محاسبات کافی بوده و ریز کردن شبکه بیش از این نتایج بهتری را ارائه نمی دهد.

بررسی اثر روش های مجزاسازی مرتبه اول و دوم

زمانی که جهت جریان با شبکه همراستاست، روش مجزاسازی مرتبه اول بالادست روش قابل قبولی برای مجزاسازی است. وقتی که جریان با شبکه همراستا نباشد، مجزاسازی مرتبه اول، خطای مجزاسازی را بالا می برد. برای شبکه های مثلثی از آنجا که راستای جریان هرگز همراستا با راستای سلول های شبکه نیست، دقت بالاتر با روش مجزاسازی درجه دوم حاصل می شود. البته در شبکه با سازمان نیز، نتایج حاصله از روش مجزاسازی درجه دوم بهتر از نتایج حاصله از روش مجزاسازی مرتبه اول است. از آنجا که شبکه بندی مدل هندسی مورد نظر شبکه با سازمان است، به منظور مجزاسازی این معادلات، از دو روش مرتبه اول و دوم استفاده می شود تا تأثیر آن بر روی نتایج گرمایی تعیین شود. در این حالت نیز حل پایا در نظر گرفته شده است. همان طور که در شکل (۸) مشاهده می شود، دمای سیال در ناحیه سکون در هر دو روش حدود ۱۳۵۰ درجه کلوین است که با عبور از ناحیه شوک به سمت جریان آزاد مقادیر دمای جریان آزاد ۳۰۰ درجه کلوین را نشان می دهد. با توجه به صحت گذاری انجام شده (در ادامه مقاله شرح داده شده است) روش مجزاسازی درجه دوم و ارتفاع اولین سل ۰/۱۲ میلی متر برای محاسبات نهایی استفاده شده است.

بررسی اثر مدل‌های توربولانسی K-ε و K-ω استاندارد

مولکولی و آشفته) وابسته است، مشخصاً در محل شوک نرمال ویسکوزیته آشفته تولید شده توسط مدل K-ω بسیار بیشتر از مدل K-ε است به شکلی که ضخامت شوک نرمال در شکل (۷) برای مدل K-ω به مراتب بیشتر از ضخامت مدل K-ε تخمین زده شده است. به علاوه مقایسه مقادیر دمای استاتیک در نقطه سکون نشان می‌دهد که مدل K-ω دمایی بیش از ۱۵۵۰ درجه کلون را برای سیال نشان می‌دهد. در حالی که مدل K-ε دمای ۱۳۵۰ درجه کلون را نشان می‌دهد که با توجه به صحت‌گذاری انجام شده (در ادامه مقاله شرح داده شده است) به واقعیت نزدیک است. از این رو در این تحقیق از مدل K-ε استاندارد برای شبیه‌سازی جریان آشفته استفاده شده است.



شکل ۹- مقایسه مقادیر دمای استاتیک سیال در جلوی دماغه با دو مدل توربولانسی متفاوت

شرط مرزی کوپلینگ برای حل همزمان معادلات گرمایش در جامد و سیال

به منظور حل همزمان معادلات گرمایش در جامد و سیال، از محاسبات انتقال حرارت کانبوگیت^{۱۱} و شرط مرزی کوپلینگ در دیواره استفاده شده است. برای حل عددی کوپل سیال و سازه حول مدل هندسی باید یکبار جریان سیال مافوق صوت حول بدنه و بار دیگر معادلات در سازه کاوشگر حل شود. در حل جریان سیال حول کاوشگر، از معادلات ناویراستوکس استفاده می‌شود که در آن نقش معادلات انتقال حرارت جابه‌جایی^{۱۲} پررنگ‌تر است در حالی که در حل مقادیر گرمایشی داخل سازه کاوشگر، تأثیر معادلات رسانش^{۱۳} در نظر گرفته می‌شود.

برای انتخاب مدل توربولانس مناسب در شبیه‌سازی جریان آشفته، باید مدل‌های مختلف مورد بررسی قرار گیرد. البته شناخت کافی نسبت به مدل‌ها باعث می‌شود که سریع‌تر مدل مطلوب انتخاب شود. در این شبیه‌سازی با توجه به فیزیک موجود در جریان، میزان دقت مورد نیاز، منابع محاسباتی موجود و زمان موجود برای حل، مدل‌های دو معادله‌ای K-ε استاندارد و K-ω انتخاب شد. در این بخش اثر مدل‌های ذکر شده بر روی محاسبه دمای سیال در نقطه سکون دماغه مورد بررسی قرار گرفته است.

از لحاظ تئوریک مدل‌های دو معادله‌ای مختصرترین مدل‌هایی هستند که می‌توانند اثرات انتقالی جریان آشفته را کاملاً شبیه‌سازی کنند. در مدل‌های دو معادله‌ای به جهت اینکه برای مقیاس‌های طولی و زمانی آشفته‌گی معادله انتقال نوشته می‌شود، نیازی به داشتن آگاهی قبلی از فیزیک جریان وجود ندارد. به عبارت دیگر، این مدل‌ها کاملاً اتوماتیک هستند و می‌توان بدون داشتن شناخت از ساختارهای جریان آنها را به کار برد. در این مسئله از دو مدل دو معادله‌ای K-ε استاندارد و K-ω که دارای قابلیت‌های اثبات شده در مسائل مهندسی مشابه این مسئله است، استفاده شده است.

مدل K-ε پایه مدل دو معادله‌ای انتقالی حل معادلات ضریب انرژی جنبشی K و ضریب میرایی ε است. این مدل برای اعداد رینولدز بالا، بدون جدایش و توربولانس کامل جریان معتبر است.

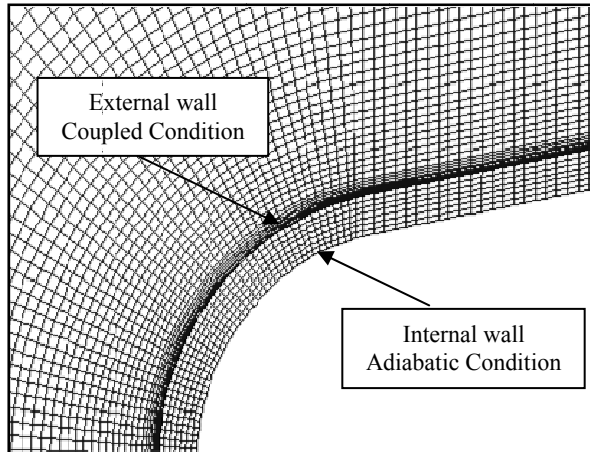
مدل K-ω نیز یک معادله انتقال برای K انرژی جنبشی و ω فرکانس توربولانس است. این مدل رفتار نزدیک دیواره را با استفاده از یک سوئیچ اتوماتیک با فرمول تابع دیواره در عدد رینولدز پایین بررسی می‌کند که بر اساس شبکه با دقت بالاتر، معادلات را نزدیک دیواره حل می‌کند. کاربرد این مدل برای جریان‌های تراکم‌پذیر، انتقالی و تنش برشی آزاد خوب است. به دلیل حل ω این مدل در شرایط گرادیان فشار معکوس نتیجه بهتری می‌دهد. همچنین این مدل از توابع میرایی استفاده نمی‌کند و شرایط مرزی دیریکله را دارد که باعث پایداری بهتر حل عددی می‌شود.

شکل (۹) مقادیر دمای استاتیک سیال را در فاصله ۵ میلی‌متری از نوک دماغه، در دو مدل توربولانسی K-ε و K-ω نشان می‌دهد. برای این بررسی نیز حل پایا در نظر گرفته شده است. از آنجا که پخش شوک کاملاً به مقدار ویسکوزیته (مجموع ویسکوزیته

11. Conjugate Heat Transfer
12. Convection
13. Conduction

تخمین گرمایش آیرودینامیکی بدنه کاوشگر در طول مسیر اوج گیری و ارائه نتایج حل عددی

در این قسمت برای اینکه بتوان شرایط واقعی پرواز کاوشگر را شبیه سازی کرد از شرایط حل جریان ناپایا استفاده شده است.



شکل ۱۰ - شبکه بندی مرز جامد- سیال در دماغه کاوشگر

شرایط ناپایا براساس پرواز واقعی در مسیر رفت یا همان زمان اوج گیری کاوشگر انتخاب شده است. آنچه در پرواز واقعی اتفاق می افتد این است که کاوشگر پس از جدا شدن از لانچر با شتاب مشخصی در زاویه حمله صفر از سرعت صفر در سطح زمین به حداکثر ماخ ۴/۲ در ارتفاع ۱۰ کیلومتری می رسد. در طی این مسیر کاوشگر پس از مدت کوتاهی از جریان زیرصوت و ماخ یک عبور می کند و با افزایش شدید سرعت و رسیدن به جریان مافوق صوت، دمای پوسته کاوشگر بر اثر گرمایش آیرودینامیکی و انتقال حرارت بالا می رود که این فرایند حدود ۱۱/۵ ثانیه طول می کشد. این موضوع به ویژه در نواحی سکون جریان مانند دماغه مقادیر بزرگی از دما را به خود اختصاص می دهد.

شکل (۱۱) شبیه سازی مسیر پروازی کاوشگر را در فاز اوج گیری نشان می دهد. این شکل علاوه بر مشخصات پروازی شامل زمان، ارتفاع و ماخ کاوشگر، مشخصات جریان آزاد را نیز در زمان های مختلف پرواز ارائه می دهد. در این تحقیق حل ناپایا بر اساس داده های شکل (۱۱) انجام شده است. زمان های ارائه شده در نمودار شکل (۱۱) زمان طی شده پس از عبور از ماخ یک است که گرمایش آیرودینامیکی آغاز و انتقال حرارت قابل توجه می شود. در ادامه نمونه ای از نتایج شبیه سازی ارائه شده است.

نحوه تولید شبکه با در نظر گرفتن اثرات لایه مرزی در سمت سیال و اعمال ضخامت دیواره سازه در سمت جامد صورت می گیرد. در این روش، پوسته کاوشگر به صورت مرز جامد در نظر گرفته می شود و شبکه بندی داخل ضخامت آن صورت می گیرد. قابلیت استفاده از شبکه بندی در سراسر میدان محاسباتی، شامل داخل سازه و سیال این امکان را فراهم می کند تا از محاسبات انتقال حرارت کانسوگیت استفاده شود و معادله انرژی در سراسر میدان شامل سیال و سازه حل شود.

به طوری که در شکل (۱۰) مشاهده می شود، سازه کاوشگر دارای دو مرز داخلی و خارجی است. در مرز داخلی، دیواره با شرط گرمایش معادل شار حرارتی صفر تنظیم می شود. در واقع از آنجا که مرز دیواره داخلی انتقال حرارت ناچیزی به سمت داخل کاوشگر دارد، شرط آدیاباتیک یعنی شار حرارتی صفر مناسب است. اما در مرز خارجی و در همسایگی سیال که مرز مورد نظر و اصلی در این حل است، دیواره با شرط گرمایشی کوپل تنظیم می گردد. این مرز خارجی در واقع سطح مشترک سیال و سازه است.

نوع رفتار فیزیکی در سطح مشترک میان سل های سیال و سازه باید در حل معادلات در نظر گرفته شود. از نظر فیزیکی مقدار دمای سطح مشترک سیال و سازه مشخص نیست؛ ولی پیوستگی دمای دیواره T_w و شار گرمایی Φ_w باید در حل معادلات، همان طور که در معادله (۲) نشان داده شده است، اعمال شود. در این معادله، f و s به ترتیب به مقادیر مربوط به سازه و سیال اشاره دارد و K رسانایی گرمایی^{۱۴} است.

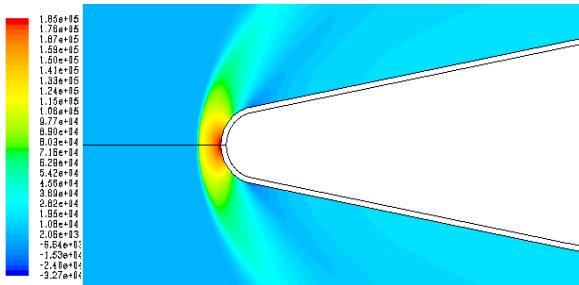
$$\begin{cases} T_{w,s} = T_{w,f} \\ \Phi_{w,s} = k_s \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_{w,s} = k_f \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_{w,f} = \Phi_{w,f} \end{cases} \quad (2)$$

در زمان حل، دمای المان های سیال و سازه در سراسر میدان حل محاسبه می شود. با استفاده از دمای سیال و سازه که در المان های مجاور سطح مشترک محاسبه شده است، یک توزیع دمای دیواره جدید به دست می آید که بالانس شار حرارتی را در دیواره اعمال می کند. دمای جدید دیواره T_w از طریق رابطه (۳) به دست می آید.

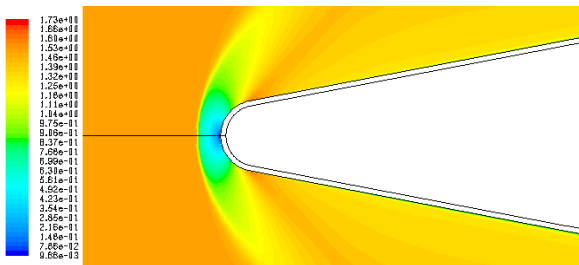
$$k_s \frac{T_s - T_w}{\Delta n_s} = k_f \frac{T_w - T_f}{\Delta n_f} \quad (3)$$

در معادله (۳) نیز T_s و T_f به ترتیب دمای سازه و دمای سیال محاسبه شده در سل مجاور به دیواره مشترک است. این روند به صورت تکراری ادامه پیدا می کند تا هر دو میدان حل سیال و سازه با دمای جدید در سطح مشترکشان همگرا شود.

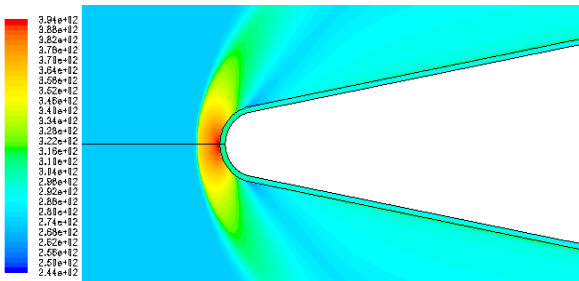
سکون) که در کانتور به رنگ سبز- آبی نشان داده شده در حدود ۳۱۰ درجه کلوین و روی مخروط دماغه که با رنگ آبی نشان داده شده به حدود ۲۹۰ درجه کلوین رسیده است.



شکل ۱۲- کانتور فشار نسبی در نزدیکی دماغه زمان ۱/۶ ثانیه (پاسکال)



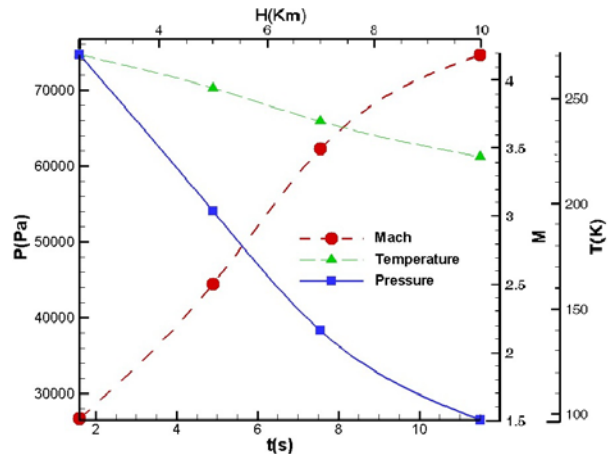
شکل ۱۳- کانتور ماخ در نزدیکی دماغه زمان ۱/۶ ثانیه



شکل ۱۴- کانتور دمای جریان و پوسته دماغه زمان ۱/۶ ثانیه (درجه کلوین)

شکل (۱۵) و شکل (۱۶) کانتور دمای استاتیک سیال و سازه کاوشگر را به ترتیب برای زمان‌های ۴/۹ و ۷/۵۵ ثانیه از پرتاب نشان می‌دهد. ماخ جریان در این زمان‌ها به ترتیب ۲/۵ و ۳/۵ است و در ارتفاع ۵ و ۷/۵ کیلومتری در نظر گرفته شده است. همان‌طور که مشخص است با گذشت زمان، سرعت کاوشگر در مسیر اوج‌گیری افزایش می‌یابد. با افزایش سرعت، شوک کمانی قوی‌تری روی دماغه کاوشگر ایجاد می‌شود. با قوی‌تر شدن شوک کمانی، مشخصات سیال از جمله فشار، سرعت و دما در عبور از شوک تغییرات بیشتری خواهد داشت.

شکل (۱۵) کانتور دمای استاتیک سیال و سازه کاوشگر را پس از گذشت ۴/۹ ثانیه از پرتاب نشان می‌دهد. همان‌طور که



* این زمان، زمان سپری‌شده پس از عبور از ماخ یک است که گرمایش آیرودینامیکی آغاز می‌شود.

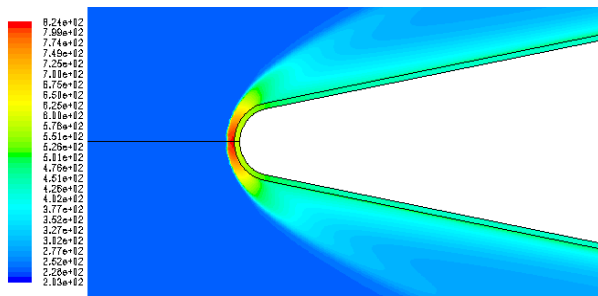
شکل ۱۱- شبیه‌سازی مسیر اوج‌گیری کاوشگر و مشخصات جریان آزاد

شکل (۱۲) و شکل (۱۳) به ترتیب کانتورهای فشار استاتیک و ماخ جریان را برای دماغه پس از گذشت ۱/۶ ثانیه از پرتاب در ارتفاع ۲/۵ کیلومتری از سطح زمین نشان می‌دهد. سرعت و دمای جریان آزاد در این زمان به ترتیب برابر ۱/۵ ماخ و ۲۷۲ درجه کلوین است. زاویه حمله کاوشگر نیز صفر درجه است. در نگاه اول، بررسی کانتورهای سرعت و فشار و مشخصات جریان در نواحی حساس بیانگر این مطلب است که فیزیک مسئله به خوبی مدل شده است. با بررسی بیشتر کانتورهای فشار و سرعت مشاهده می‌شود در قسمت دماغه کاوشگر، سیال مافوق‌صوت به‌واسطه اعمال شتاب منفی ناشی از وجود جسم و سرعت پایین در نقطه سکون، دچار شوک شده است. این شوک به دلیل هندسه کره- مخروط دماغه، به صورت شوک منفصل^{۱۵} بوده و در ناحیه کوچکی از دماغه که کروی شکل است از قوانین شوک کمانی سه‌بعدی^{۱۶} تبعیت می‌کند. در همین ناحیه سرعت جریان از جریان مافوق‌صوت به کمترین مقدار یعنی جریان زیرصوت در محدوده نقطه سکون می‌رسد. فشار جریان آزاد نیز بعد از شوک دچار افزایش شده و از مقدار ۷۴۷۰۰ پاسکال در جریان آزاد به مقدار فشار نسبی ۱۸۵۰۰۰ پاسکال می‌رسد که معادل فشار مطلق ۲۵۹۷۰۰ پاسکال است.

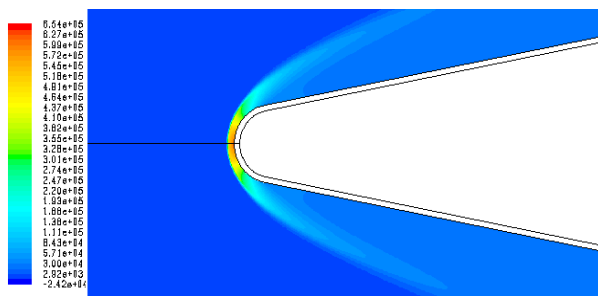
شکل (۱۴) کانتور دمای استاتیک سیال و سازه کاوشگر را پس از گذشت ۱/۶ ثانیه از پرتاب نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود دمای سیال در عبور از موج شوک از مقدار ۲۷۲ درجه کلوین در جریان آزاد به مقدار حدود ۳۹۴ درجه کلوین در نقطه سکون رسیده است. پس از آن بر اثر رسانش، گرمایش آیرودینامیکی تولید شده به سازه منتقل شده و دمای پوسته را افزایش داده است. این دما در ناحیه کروی و نوک دماغه (نقطه)

15. Detached Shock Wave

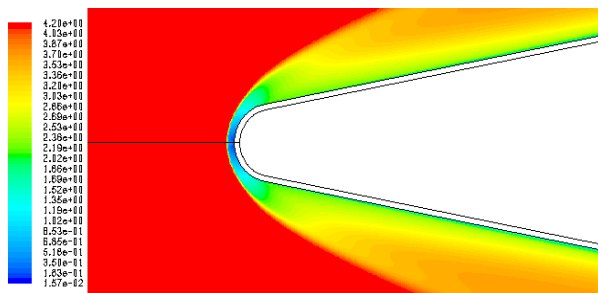
16. Bow Shock



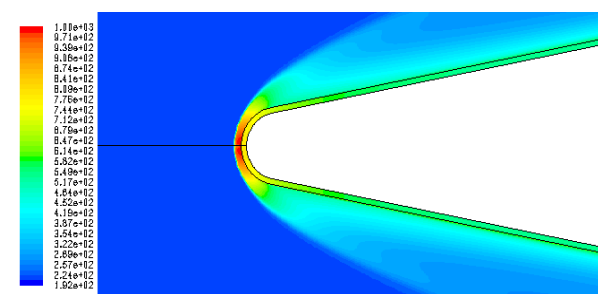
شکل ۱۶ - کانتور دمای جریان و پوسته دماغه زمان ۷/۵۵ ثانیه (درجه کلوین)



شکل ۱۷ - کانتور فشار نسبی در نزدیکی دماغه زمان ۱۱/۵ ثانیه (پاسکال)



شکل ۱۸ - کانتور ماخ در نزدیکی دماغه زمان ۱۱/۵ ثانیه



شکل ۱۹ - کانتور دمای جریان و پوسته دماغه زمان ۱۱/۵ (درجه کلوین)

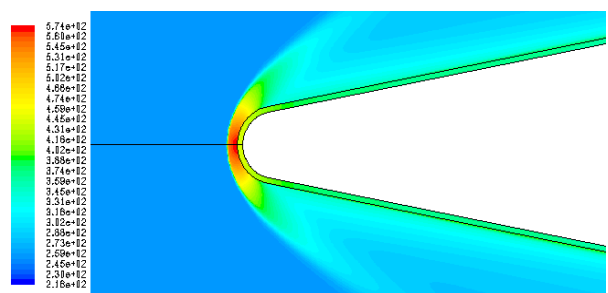
شکل (۲۰) نیز نمودار توزیع دمای سازه کوشگر را از نوک دماغه تا قسمتی از بدنه، برای ماخ‌های مختلف در زمان‌های متفاوت از مسیر پروازی نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با گذشت زمان پرواز، سرعت مافوق صوت نیز افزایش یافته و میزان تولید گرمایش آیرودینامیکی و در نتیجه انتقال حرارت از سیال به سازه نیز افزایش یافته است. مکان $X=0$ در نمودار شکل (۲۰)، نقطه سکون نوک دماغه را نشان می‌دهد که حداکثر دما را به خود

مشاهده می‌شود دمای سیال در عبور از موج شوک از مقدار حدود ۲۵۶ درجه کلوین در جریان آزاد به مقدار حدود ۵۷۴ درجه کلوین در نقطه سکون رسیده است. پس از آن بر اثر انتقال حرارت به سازه، دمای پوسته در ناحیه سکون و نوک دماغه به ۴۴۵ درجه کلوین در سازه مخروط دماغه به ۳۷۵ درجه کلوین افزایش یافته است.

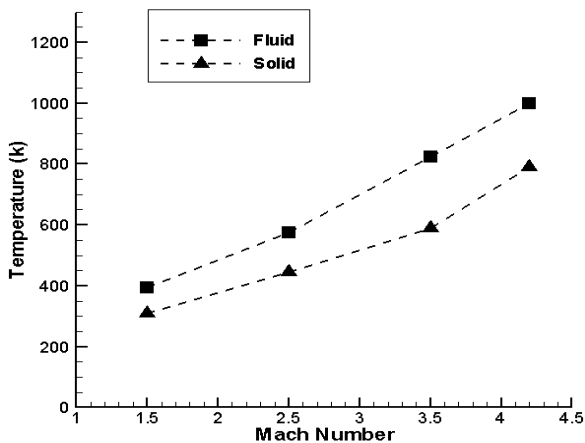
با گذشت زمان در ثانیه ۷/۵۵ در شکل (۱۶)، دمای سیال از ۲۳۹ درجه کلوین به ۸۲۴ درجه کلوین در پشت شوک رسیده است. در این شرایط دمای سازه کوشگر نیز بر اثر انتقال حرارت در ناحیه سکون نوک دماغه به ۵۸۸ درجه کلوین و در قسمت مخروطی شکل به حدود ۴۵۵ درجه کلوین رسیده است.

در ادامه مسیر، کوشگر پس از گذشت ۱۱/۵ ثانیه از زمان پرتاب در ارتفاع ۱۰ کیلومتری از سطح زمین به بیشترین سرعت خود برابر ۴/۲ ماخ می‌رسد. شکل (۱۷) و شکل (۱۸) به ترتیب کانتورهای فشار استاتیک و ماخ جریان را برای این شرایط نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش سرعت جریان شوک کمانی قوی‌تری در جلوی دماغه ایجاد می‌شود که سبب تغییرات زیادی در مشخصات جریان می‌شود. از این رو فشار جریان آزاد پس از عبور از شوک کمانی از مقدار ۲۶۵۰۰ پاسکال در جریان آزاد به مقدار فشار نسبی ۶۵۴۰۰۰ پاسکال می‌رسد. در همین ناحیه سرعت جریان نیز از جریان مافوق صوت به جریان زیرصوت و تا حدود صفر در ناحیه سکون می‌رسد. دمای جریان نیز به همین شکل بر اثر شوک کمانی افزایش چشمگیری روی دماغه خواهد داشت.

همان‌طور که از شکل (۱۹) مشاهده می‌شود دمای سیال آزاد به دلیل عبور از شوک در نوک دماغه یعنی در ناحیه سکون به مقدار حداکثر ۱۰۰۰ درجه کلوین رسیده است. پس از آن بر اثر انتقال حرارت رسانایی در سازه، دمای پوسته کوشگر به طور چشمگیری افزایش یافته است. این افزایش در ناحیه سکون یعنی در نوک دماغه (ناحیه زرد رنگ) به ۷۹۰ درجه کلوین رسیده است و در ناحیه مخروطی دماغه (ناحیه سبز رنگ) به حدود ۵۵۰ درجه کلوین رسیده و هرچقدر از نوک دماغه دورتر می‌شود از دمای پوسته کاسته شده است. این زمانی است که بیشترین شار حرارتی بر اثر گرمایش آیرودینامیکی تولید شده است.



شکل ۲۰ - کانتور دمای جریان و پوسته دماغه زمان ۴/۹ ثانیه (درجه کلوین)



شکل ۲۱- مقایسه دمای سیال و دمای سازه محاسبه شده در حل ناپایا برای نقطه سکون واقع در نوک دماغه کاوشگر

جدول ۱- دمای دماغه کاوشگر از نتایج حل ناپایا در مسیر اوج گیری

زمان (s)*	ماخ	دمای نقطه سکون سیال (K)	دمای نقطه سکون پوسته (K)
۱/۶	۱/۵	۳۹۴	۳۱۰
۴/۹	۲/۵	۵۷۴	۴۴۵
۷/۵۵	۳/۵	۸۲۴	۵۸۸
۱۱/۵	۴/۲	۱۰۰۰	۷۹۰

* این زمان، زمان سپری شده پس از عبور از ماخ یک است که گرمایش آیرودینامیکی آغاز می شود.

صحه گذاری روش عددی

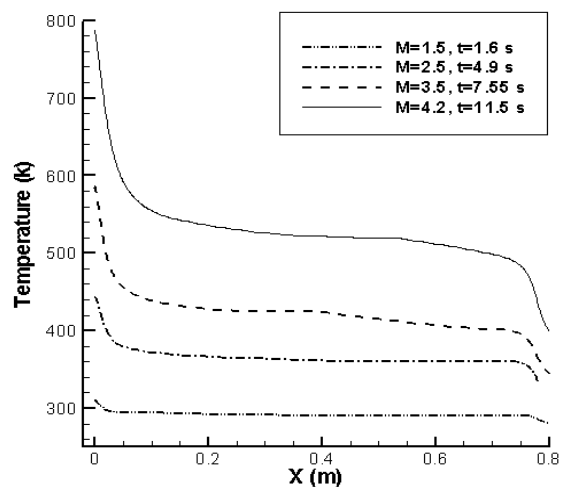
در این قسمت، به منظور صحه گذاری و اعتبارسنجی نتایج گرمایشی حاصل از نرم افزار فلونت، از دو روش تحلیلی و کد عددی استفاده شده است. در روش تحلیلی از حل تحلیلی معادلات مومنتوم، پیوستگی و انرژی روی خط جریان نزدیک بدنه و نقطه سکون استفاده می شود [۱۸]. در این روش با توجه به اینکه عدد ماخ بزرگتر از یک، باعث ایجاد موج شوک منفصل در جلوی دماغه کره- مخروط می شود، جریان بین موج شوک و سطح بدنه را به دو منطقه تقسیم می کند. منطقه یک، محدوده تراکم پذیر، غیرلج و فاقد هدایت گرمایی است اما، منطقه دوم، ناحیه سرعت پایین، تراکم پذیر، لج و با رسانش گرمایی است. با این فرضیات و با استفاده از روابط تحلیلی (۴) از مرجع [۱۸] میزان شار گرمایی در محدوده نوک دماغه محاسبه نموده و با نتایج حاصل از حل عددی فلونت مقایسه شده است.

$$q = \left(\frac{k_{\infty} T_{\infty}}{R_b} \right) \left[\frac{3}{8(\gamma_s - 1)} \right]^{1/4} \left(\frac{R_b}{R_s} \right) \left(\frac{\gamma_{\infty} R}{2C_p} \right)^{n+1} \quad (4)$$

$$\frac{1}{n+1} Re_{\infty}^{1/2} M_{\infty}^{n+2} \left[1 - \left(\frac{T_b}{T_0} \right)^{n+1} \right]$$

اختصاص داده است. با پیشروی روی دماغه کاوشگر، از بخش کروی دماغه به ناحیه مخروطی دماغه، یعنی در بخش X کمتر از ۰/۱، کاهش دمای محسوسی در تمامی سرعتها حس می شود. این کاهش دما دلیل انحراف جریان و ایجاد امواج انبساطی در این ناحیه است. البته این افت دما در ماخ بالا بسیار شدیدتر است زیرا جریان با ماخ بالاتر، موج شوک قویتر و در نتیجه دمای سیال و شار حرارتی بالاتری تولید کرده است. در ناحیه مخروطی دماغه، دما تقریباً ثابت است. مجدداً دمای سازه بعد از ناحیه دماغه دچار کاهش می شود زیرا بار دیگر جریان مافوق صوتی از روی دماغه مخروطی به روی بدنه منحرف شده و امواج انبساطی ایجاد نموده است که دمای سیال را کاهش می دهد.

جدول (۱) نتایج حل ناپایا را در زمانهای مختلف برای دمای سیال و سازه بطور جداگانه ارائه می دهد. شکل (۲۱) نیز نمودار مقایسه ای دمای سیال و سازه در نقطه سکون واقع در نوک دماغه کاوشگر را در ماخ مختلف نشان می دهد. همان طور که مشاهده می شود انتقال حرارت از سمت سیال به سازه، در تمامی ماخها، دمای سازه را افزایش داده است و همواره در فاصله زمانی مورد نظر، دمای سازه از سیال کمتر است. میزان افزایش دما در سازه به عوامل مختلفی از جمله جنس سازه، ضخامت پوسته و زمان بستگی دارد. با توجه به نمودارهای شکل (۲۱) می توان نتیجه گرفت که در این کاوشگر دمای سازه نوک دماغه در سرعتهای مختلف، بطور متوسط معادل با ۷۶ درصد دمای سیال مجاور خود می باشد. این نتیجه گیری، تخمین سریع و مناسبی را برای دمای نوک دماغه که یکی از حساس ترین بخشهای سازه است، با توجه به دمای سیال در پشت شوک ارائه می دهد که می تواند به عنوان معیار طراحی در محاسبات سپر حرارتی کاوشگرهای مشابه در فاز طراحی اولیه قرار گیرد.



شکل ۲۰- نمودار توزیع دمای سازه کاوشگر از نوک دماغه تا قسمتی از بدنه در سرعت و زمانهای مختلف از مسیر اوج گیری (درجه کلون)

که در آن:

q: شار حرارتی بر واحد مساحت، ft-lb/ft²-sec

∞: شرایط در جریان آزاد

k: ضریب هدایت گرمایی، ft-lb/ft-sec °R

T: دمای استاتیک، °R

R_b: شعاع انحنای بدنه در نقطه سکون، ft

γ_s: تابعی از تغییرات چگالی در طول موج شوک، $\frac{(\rho_s/\rho_\infty)+1}{(\rho_s/\rho_\infty)-1}$

R_s: شعاع انحنای موج شوک در ناحیه سکون روی خط جریان، ft

γ: نسبت گرمای ویژه در فشار ثابت به گرمای ویژه در دمای ثابت

R: ثابت گاز، ft-lb/slug °R

C_p: گرمای ویژه در فشار ثابت، ft-lb/slug °R

M: عدد ماخ

n: نمای از دما در توابع رسانش گرمایی و لزجت

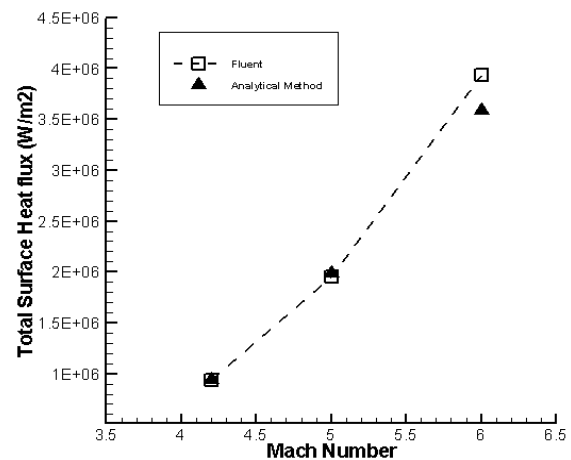
S: شرایط دقیقاً پشت موج شوک روی خط جریان ناحیه سکون

T_b: دمای بدنه، °R

T₀: دما در سطح مشترک X=0 در نقطه سکون، °R، $\frac{T_0}{T_\infty} =$

$$\left(\frac{\gamma_\infty R}{2C_p}\right) M_\infty^2$$

مقدار شار گرمایی در حل عددی نرم افزار فلوئنت به صورت پایا با شرایط دمای جریان آزاد ۳۰۰ درجه کلوین محاسبه شده است. نتایج شار حرارتی در ماخ‌های مختلف با نتایج حل تحلیلی در شکل (۲۲) مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود میزان شار حرارتی محاسبه شده در حل عددی حاضر در ماخ ۴/۲ و ۵ با دقت خوبی با مقادیر حل تحلیلی منطبق است ولی با افزایش سرعت تا ماخ ۶ مقدار محاسبه شده توسط نرم افزار فلوئنت در حدود ۱۰ درصد بیشتر از روش حل تحلیلی است. این موضوع نشان می‌دهد نرم افزار فلوئنت برای سرعت‌های بالاتر از ماخ ۵ و رژیم جریان ماورای صوت دقت کمتری دارد.



شکل ۲۲- مقایسه نتایج شار حرارتی در نقطه سکون با نتایج محاسبه شده به روش تحلیلی (دمای جریان آزاد ۳۰۰ k)

در این مقاله، برای صحت‌گذاری نتایج از یک کد عددی با نام BLAC^{۱۷} که با استفاده از روش حل معادلات لایه مرزی، گرمایش آیرودینامیکی اجسام دوبعدی تقارن محوری را محاسبه می‌کند، استفاده شده است. این نرم افزار در پژوهشگاه هوافضا توسعه یافته و به عنوان یک روش سریع و کارآمد برای محاسبات گرمایش آیرودینامیکی بر روی اجسام تقارن محوری اعتبارسنجی شده است. جزئیات روش محاسبات این کد عددی، نتایج و اعتبارسنجی آن در مراجع [۱۹-۲۱] ارائه شده است. مقایسه نتایج دما و فشار حل عددی تحقیق حاضر با نتایج کد عددی BLAC در نقطه سکون سیال برای ماخ ۴/۲ و با فرض دمای جریان آزاد ۳۰۰ درجه کلوین، در جدول (۲) ارائه شده است. مقایسه نشان می‌دهد نتایج حل عددی تحقیق حاضر با دقت خوبی با نتایج حل عددی کد BLAC همخوانی دارد و اختلاف نتایج در فشار و دما زیر ۱ درصد است.

جدول ۲- صحت‌گذاری نتایج حل پایا با نتایج کد عددی BLAC (دمای جریان آزاد ۳۰۰ k)

مقادیر	حل فلوئنت	کد عددی BLAC [۱۹]
دمای نقطه سکون سیال (کلوین)	۱۳۵۰	۱۳۶۵
فشار نقطه سکون (پاسکال)	۶۶۰۰۰۰	۶۶۵۲۰۰

نتیجه گیری

در این تحقیق، تخمین گرمایش آیرودینامیکی بدنه کاوشگر فضایی با در نظر گرفتن اندرکنش گرمایشی سیال و سازه بررسی شده است. برای این منظور شبیه‌سازی عددی با استفاده از نرم افزار فلوئنت و با در نظر گرفتن ضخامت پوسته سازه در جریان ناپایا انجام شده است. به منظور حل همزمان معادلات گرمایش در جامد و سیال، از محاسبات انتقال حرارت کانسوگیت و شرط مرزی کوپلینگ در دیواره استفاده شده است. به منظور اعتبارسنجی مدل فلوئنت از دو روش تحلیلی و کد عددی BLAC استفاده شده است. نتایج استخراج شده از فشار، دمای نقطه سکون و شار حرارتی سیال در مقایسه با هر دو روش دقت بسیار خوبی دارد. بنابراین، مدل‌سازی عددی به کمک نرم افزار فلوئنت برای تخمین گرمایش آیرودینامیکی بدنه‌های باریک در جریان مافوق صوت بسیار کارآمد است. مزیت این روش آن است که می‌تواند دمای ناشی از گرمایش

- Some Hypersonic Flow Problems," *AIAA Paper*, AIAA 2011- 1753, 2001.
- [9] Esfahanian, V., Hejranfar, K. and Mahmoodi, D.H., "Implementation of High-order Compact Finite-Difference Method to Iterative Parabolized Navier-Stokes Equations," *Proceedings of The 25th International Congress of The Aeronautical Sciences*, Hamburg, Sept, 2006.
- [10] Noori, S., Ghasemloo, S. and Mani, M., "A New Method for Solution of Viscous Shock Layer Equations," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 224, No. 6, Part G, 2010, pp. 719-729.
- [11] Davis, R.T., "Numerical Solution of The Hypersonic Viscous Shock- Layer Equations," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 5. 1970, pp.843-851.
- [12] Dejarnette, F.R., Hamilton, H.H., Weilmuenster, K.J. and Cheatwood, F.M., "A Reviw of Some Approximate Methods Used in Aerodynamic Heating Analysis," *Journal of Thermophysics*, Vol. 1, No. 1, 1978, pp.5-12.
- [13] Shimshi, J.P. and Walberg, G.D., "Aerodynamic Heating to Spherically Blunted Cones at Angle of Attack," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 32, No. 33, 1995, pp. 559-561.
- [14] Thompson, R. A., "Comparison of Nonequilibrium Viscous Shock-Layer Solutions With Shuttle Heating Measurements," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 4, No. 2, 1990, pp. 162-169.
- [15] Hamilton, H. H., Greene, F. A. and Dejarnette, F. R., "Approximate Method for Calculating Heating Rates on Three-Dimensional Vehicles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31. No. 3, 1994, pp. 345-354.
- [16] Riley, C.J. and Dearnette, F.R., "Engineering Aerodynamic Heating Method for Hypersonic Flow," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 29. No. 3, 1992, pp. 327-339.
- [17] Hoseini, S. A., Noori, S., Ebrahimi, M., "Aerodynamic Heating Analysis of Payload and External Components During Re-Entry Phase," *International Conference of The Mechanical Engineering and Advanced Technology*, Islamic Azad University, Esfahan, 2012, (In Persian).
- [18] Eggers, J., Hansen, F. C. and Cunningham, B. E., "Stagnation-Point Heat Transfer to Blunt Shapes in Hypersonic Flight, Including Effects of Yaw," *Naca Technical Note 4229*, 1958, (In Persian).
- [19] Kamali, R. and et. al., "Valuation of The Boundary Layer Equations and Engineering Approximat Method for Aerodynamic Heating of Re-Entry Axisymmetric Vehicles," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 6, No. 3, 1392, pp.39-48 (In Persian).
- [20] Kamali, R. and Salimi, R., "Hypersonic Flow Solution Around Re-Entry Axisymmetric Bodies Using The Laminar Boundary Layer Equations and Integrating-Matrix Method," *HAC2012 Conference*, Tehran, 1391.
- [21] Kamali, R. and et. al., "Software Development for Aerodynamic Heating of Three-Dimensional Objects Using Boundary Layer Equations," Technical Report No. AHBEN-HBL-91-51-1-1-1, Aerospace Research Institute, 1391, (In Persian).

آیرودینامیکی را بر خلاف برخی روش‌های دیگر، در تمامی نقاط بدنه کاوشگر و اجزای متصل به آن و همچنین در زوایای حمله مختلف ارائه دهد.

همچنین در این تحقیق، اثر ارتفاع اولین سل از شبکه عددی برای در نظر گرفتن اثرات لایه مرزی، اثر روش‌های مجزاسازی مرتبه اول و دوم و اثر مدل‌های توربولانس نیز مورد تحلیل قرار گرفته است.

به دلیل اینکه دمای نقطه سکون سازه بر اثر گرمایش آیرودینامیکی تا حدود ۷۶ درصد دمای سیال مجاور افزایش می‌یابد، بهتر است برای اطمینان بیشتر، قسمت نوک دماغه از جنسی متفاوت و مقاوم به دمای بالا و با ضخامت بیشتر یا حتی به صورت توپر ساخته شود تا از تغییر شکل و ذوب شدن تحت تأثیر گرمایش آیرودینامیکی ممانعت شود و استحکام کافی را در مقابل گرمایش آیرودینامیکی داشته باشد.

مراجع

- [1] Noori, S., Hossein, S. A. and Ebrahimi, M., "An Approximate Engineering Method for Aerodynamic Heating Solution Around Blunt Body Nose," *World Academy of Science, Engineering and Technology*, Vol. 6, No.70, 2012, pp. 833-837.
- [2] Parhizkar, H. and Karimian, S.M.H., "Application of Axisymmetric Analog to Unstructured Grid for Aeroheating Prediction of Hypersonic Vehicles," *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, Vol. 19. No. 3/4, 2009, pp. 501 – 520.
- [3] Shaw, S.T. and Qin, N., "Solution of The Navier-Stokes Equations for The Flow around an Airfoil in Oscillating Free Stream," *Proceeding of The 20th Congress of The International Council of The Aeronautical Sciences*, Vol. 1, 1996, pp19-29.
- [4] Miyaji, K. and Fujii, K., "Numerical Analysis of Three-Dimensional Shock/Shock Interaction and The Aerodynamic Heating," *AIAA 37th Aerospace Sciences Meeting*, AIAA-99-0144, Nevada, USA, 1999.
- [5] Scalabrin, L.C. and Boyad, L.D., "Development of an Unstructured Navier-Stokes for Hypersonic Nonequilibrium Aerothermodynamics," *38th AIAA Thermo Physics Conference*, Toronto, Ontario Canada, June 2005.
- [6] Mcwherter, M., Noack, R.W. and Oberkampf, W.L., "Evaluation of Boundary-Layer and Parabolized Navier-Stoks Solutions for Re-Entry Vehicles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 23, No. 1, 1986, pp.70-78.
- [7] Guidos, B. J. and Weinacht, P., "Parabolized Navier-Stokse Computation of Surface Heat Transfer Characteristics for Supersonic and Hypersonic KE Projectiles," *US Army Research Laboratory Report*, AD-A268-858, ARL-TR-191, August 1993.
- [8] Birch, T., Prince, S., Ludlow, D.K. and Qin, N., "The Application of A Parabolized Navier-Stokes Solver to