

بررسی پرتابه‌های ابرصوتی در ارتفاعات بالا، به منظور افزایش

راندمان آیرودینامیکی

محمد حسن جوارشکیان^۲ و امیر باقری^۳

دانشکده مهندسی
دانشگاه فردوسی مشهد
(تاریخ دریافت: ۹۵/۰۱/۰۷؛ تاریخ پذیرش: ۹۵/۰۹/۲۰)

سید علی توکلی صبور^۱

پژوهشکده هوافضا
پژوهشگاه باقرالعلوم، تهران

چکیده

در این تحقیق، یک پرتابه که توانایی ایجاد راندمان آیرودینامیکی بالا در شرایط پروازی ابرصوتی را دارد، توسط یک روش عددی مورد بررسی قرار گرفته است. در این شبیه‌سازی، از روش مستقیم مونت کارلو DSMC که روشی ذره-مینا برای شبیه‌سازی جریان‌های گازی غیرتعادلی می‌باشد، استفاده شده است. به‌منظور افزایش نسبت برا به پسا، ابتدا^۱ از یک تعریف ساده برگرفته شده از تئوری مومنتم استفاده شده است. بر اساس تعریف فوق، جریان رقیق و ابرصوتی توسط کد محاسباتی DS2V (مربوط به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو) روی یک جسم دو بعدی شبیه‌سازی شده، تا موثر بودن تعریف فوق در افزایش بازده آیرودینامیکی برای هندسه بالواره مفروض روشن شود. سپس، با داشتن یک هندسه مرجع سه‌بعدی به عنوان پرتابه، اقدام به شبیه‌سازی جریان در شرایط حاکم بر جریان‌های رقیق و ابرصوتی توسط نرم افزار عددی جریان رقیق DS3V شده است. در انتها، با تعمیم تعریف فوق‌الذکر روی هندسه سه بعدی مرجع، یک طرح نمونه که در آن شاهد افزایش بازده آیرودینامیکی باشد، ارائه شده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که در این نمونه، به ازای زوایای حمله کوچک (صفر الی پانزده درجه) مقدار بازده آیرودینامیکی را در هندسه دوبعدی نهایی بین ۱ الی ۲/۴ واحد و در حالت سه‌بعدی، نیز این مقدار را در حدود ۰/۱ الی ۰/۴ افزایش داده است.

واژه‌های کلیدی: روش DSMC، عدد نودسن، جریان ابرصوتی

Hypersonic Vehicle Investigations at High Altitudes, Enhancement of Aerodynamic Efficiency

S.A. Tavakoli-Sabur
Aerospace Research Center
Tehran Baqerololum

M.H. Javareshkian and A. Baqeri
Mechanical Engineering Department
Ferdowsi University of Mashhad

(Received: 26/March/2016; Accepted: 10/December/2016)

ABSTRACT

In this work, the problem of designing a hypersonic vehicle with high lift-drag ratio in hypersonic rarefied regimes is investigated. At high altitudes, the assumption of continuity employed in the Navier Stocks equations is no longer true and is not possible to simulate the problem with conventional CFD routines. The Direct Simulation of Monte Carlo (DSMC) which is a particle-based method was employed to simulate the hypersonic rarefied regimes of hypersonic vehicles. In the first step, based on momentum theory, a simple definition for increasing aerodynamic efficiency was provided. According to this definition, a two-dimensional body under considerations of hypersonic-rarefied flow regimes was analyzed using the DSMC code of DS2V. According to the facts obtained from this analysis, we considered a typical three-dimensional body, and developed the configurations of high aerodynamic efficiencies. The simulations were conducted in three-dimensional space by the DSMC program of DS3V showed that the above-mentioned definition is applicable to three-dimensional geometries. Finally, based on authenticated definitions, we exemplified a three-dimensional body, which is capable to produce high aerodynamic efficiencies in hypersonic regimes at high altitudes.

Keywords: DSMC Method, Knudsen Number, Hypersonic Regime

۱- کارشناسی ارشد: s_ali_tavakoli@yahoo.com

۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): javareshkian@um.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری: bagheri.amir@stu.um.ac.ir

۱- مقدمه

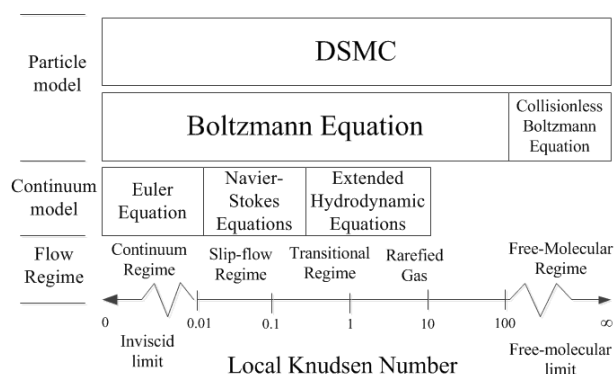
هدف از تحقیق حاضر، بررسی تعاریف موجود به منظور افزایش نسبت برا به پسا در پرتابه‌های ابرصوتی با هندسه‌هایی با عدم تقارن محوری می‌باشد. در این شبیه‌سازی، به منظور افزایش نسبت برا به پسا، ابتدا^۱ از یک تعریف ساده برگرفته شده از تئوری مومنت استفاده شده است. بر اساس تعریف فوق، جریان رقیق و ابرصوتی توسط کد محاسباتی DS2V (مربوط به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو) بر روی یک جسم دو بعدی شبیه‌سازی شده، تا موثر بودن تعریف فوق در افزایش نسبت برا به پسا برای هندسه بالواره مفروض روشن شود. سپس با داشتن یک هندسه مرجع سه بعدی به عنوان پرتابه، اقدام به شبیه‌سازی جریان در شرایط حاکم بر جریان‌های رقیق و ابرصوتی توسط نرم‌افزار محاسباتی جریان رقیق DS3V (مربوط به روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو) شده است. در انتها با تعمیم تعریف فوق‌الذکر بر روی هندسه سه‌بعدی مرجع، یک طرح نمونه که در آن شاهد افزایش ضریب برا به پسا باشد، ارائه گردیده است. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد در این نمونه، به ازای زوایای حمله کوچک (صفر الی پانزده درجه) مقدار نسبت برا به پسا را در هندسه دوبعدی نهایی، بین ۱ الی ۲/۴ واحد و در حالت سه‌بعدی، نیز این مقدار را در حدود ۰/۱ الی ۰/۴ افزایش داده است.

۲- روش عددی مورد نیاز در شبیه‌سازی جریان ابرصوتی رقیق شده

ایجاد آزمایش‌های زمینی برای فراهم کردن شرایطی که پرتابه‌های ابرصوتی در محیط جو با آن مواجه هستند بسیار سخت و گران می‌باشد و اغلب آخرین نتایج گردآوری شده از آزمایش‌های پروازی مربوط به این حوزه، به داده‌های مربوط به پروژه‌های انجام گرفته در دهه شصت میلادی باز می‌گردد. به همین علت، روش‌های عددی نقش مهمی را در انجام تحقیقات ماوراصوتی بازی می‌کنند. این روش‌ها روند اولیه طراحی و تحلیل را آسان، نیاز به انجام آزمایش‌های آزمایشگاهی را تا حد چشمگیری کاهش و خطرات احتمالی ناشی از انجام پروازهای آزمایشی را کاهش می‌دهند. روش‌های عددی در حوزه مکانیک سیالات محاسباتی که با فرض مدل پیوسته جریان به دست

پرتابه‌های ابرصوتی^۱ به علت توانایی در طی مسافت‌های طولانی و حمل محموله‌های فضایی از مدار زمین با دقت بالا به عنوان یکی از کلیدی‌ترین حوزه‌های پژوهش مهندسی هوافضا در قرن بیست یکم شناخته شده‌اند [۳-۱]. یک موج‌ران^۲ شامل هر وسیله ابرصوتی با بدنه- برآزا^۳ می‌باشد که مشخصه جریان آن وجود موج ضربه‌ای مایل چسبیده در نزدیکی بدنه جسم می‌باشد [۴]. میدان‌های جریان سیال برحسب وجود تقارن محوری به دو دسته تقسیم می‌شوند. در مطالعات اولیه انجام گرفته بر روی مسائل مربوط به پرتابه‌های ابرصوتی، برای سادگی تحلیل از شرایط تقارن محوری استفاده گردید. نانویلر [۵]، جونز و همکاران [۶]، راسموسن [۷]، کدا و اندرسن [۸]، و هی و همکاران [۹] در ابتدا هندسه‌های ساده و اولیه‌ای چون گوه، مخروط دایروی، مخروط بیضوی، جسم برگرفته از قانون-توانی^۴، و مخروط منحنی را در زاویه حمله صفر درجه مورد بررسی قرار دادند. هدف آنها از انجام این بررسی، ایجاد شرایط جریان ساده و اولیه در پرتابه‌های ابرصوتی و تحلیل آن بود. سپس، گونکو و همکاران [۱۰] و مزهول [۱۱] به ترتیب از جریان همگرا داخل کانال‌های محدود شونده، و جریان فشاری آیزنرتروپیک، به عنوان میدان‌های جریان ابتدایی برای ایجاد شرایط حاکم بر پرتابه‌های ابرصوتی استفاده نمودند. تمامی مثال‌های بالا در میدان‌های جریان متقارن محوری قرار داشتند. تاکاشیما و لویز [۱۲] یک میدان جریان غیرمتقارن محوری را از جریان گذرنده بر جسم گوه- مخروط استخراج نمودند و آن را برای اولین بار، برای ایجاد میدان‌های جریان حاکم بر پرتابه‌های ابرصوتی غیرمتقارن محوری به کار بردند. در فرایند توسعه پرتابه‌های ابرصوتی تحت شرایط هندسی و جریانی پیچیده، شبیه‌سازی‌های عددی از اهمیت ویژه‌ای برخوردارند. روش شبیه‌سازی مستقیم مونت کارلو (DSMC) [۱۴-۱۳] به عنوان یک روش محاسباتی برای انجام محاسبات آئروترمودینامیکی پرتابه‌های ابرصوتی در ارتفاعات بالای سطح زمین که تحت حضور شرایط غیرتعادلی ناشی از گازهای رقیق قرار دارند معرفی گشته است [۳-۱].

1- Hypersonic
2-Waverider
3- Lifting Body
4- Power-law



شکل (۱): تقسیم بندی و تعیین حدود روش‌های عددی و رژیم‌های جریان بر حسب عدد نودسن (طول پویا آزاد مولکولی به طول مشخصه جریان) به سه رژیم پیوسته، انتقالی و رقیق شده.

۲-۱- معرفی روش شبیه سازی مستقیم مونت کارلو (DSMC)

روش مدل سازی مستقیم مونت کارلو (DSMC) در اوایل دهه ۶۰ میلادی توسط برد [۱۳] جهت مدل سازی جریان‌های گازی رقیق شده ارائه شد. در این روش تحلیل جریان از طریق شبیه سازی حرکت مولکول‌های گاز ممکن می‌شود؛ اما از آنجا که بررسی حرکت تک تک مولکول‌ها بسیار وقت گیر و پرهزینه است، در این روش تعدادی مولکول شبیه سازی شده (ذره) به نمایندگی از کلیه مولکول‌ها مورد مطالعه قرار می‌گیرد. در روش DSMC قبل از هر چیز لازم است هندسه تحت بررسی به شبکه‌ای از سلول‌های محاسباتی تقسیم شود. این امر از دو جهت حائز اهمیت است. اول این که این سلول‌ها با مرزبندی فضای محاسباتی امکان تشکیل حجم‌هایی مشخص را جهت نمونه گیری و تعیین خواص ماکروسکوپی جریان فراهم می‌آورند. همچنین این سلول‌ها مرزهای مکانی را تشکیل داده‌اند تا در هر زمان، امکان برخورد ذرات تنها برای مولکول‌های موجود در این مرزها فراهم شود. همان گونه که در شکل ۲ نشان داده شده است، روش DSMC پس از ایجاد توزیع اولیه ذرات، از چهار مرحله اصلی زیر تشکیل می‌شود: (۱) حرکت ذرات، (۲) نمایه سازی ذرات در سلول‌ها (جانمایی ذرات)، (۳) شبیه سازی برخورد مبتنی بر تئوری احتمال و (۴) نمونه گیری.

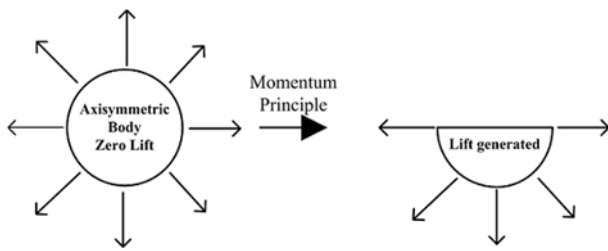
آمده‌اند، هنگامی قابل استفاده خواهند بود که بتوان برای محاسبه تنش برشی و شارحرارتی در معادلات بقای ممنت و انرژی، از مقادیر ماکروسکوپی معادل آن‌ها که از گردان‌های سرعت و دما به دست می‌آیند استفاده کرد. این در حالی است که در جریان‌های رقیق و رقیق شده فرض فوق برقرار نمی‌باشد. در مطالعات دینامیک گازی، ملاک پایه برای تأیید رژیم جریان عدد نودسن^۱ (Kn) به صورت زیر می‌باشد:

$$Kn = \lambda/L, \quad (1)$$

که در آن، λ فاصله پویا آزاد مولکولی و L طول مشخصه جریان می‌باشد. در حالتی که عدد Kn به سمت صفر میل می‌کند، رژیم جریان پیوسته است. در هنگام بررسی این نوع جریان، می‌توان اثرات و ساختار مولکولی گاز را در نظر نگرفت و تنها به پارامترهای ماکروسکوپیکی آن مثل چگالی، سرعت و دما توجه نمود. در حالتی که عدد Kn به سمت بی‌نهایت میل می‌کند، رژیم جریان را می‌توان به صورت آزاد مولکولی^۲ در نظر گرفت. در این حالت برخوردهای ذرات با سطح جسم نقش تعیین کننده را ایفا می‌کنند. در بین دو رژیم جریانی پیوسته و آزاد مولکولی، رژیم گذار وجود دارد که نه تنها برخورد ذرات با سطح بلکه برخورد ذرات با یکدیگر نیز اهمیت پیدا می‌کند. در واقع مبحث دینامیک گازهای رقیق برای این دو نوع جریان انتقالی و آزاد مولکولی تعریف می‌شوند. علاوه بر لزجت و سایر پارامترهای وابسته به آن (از جمله انتقال حرارت، رسیدن به حالت تعادل، نفوذ مولکولی و واکنش‌های شیمیایی بازگشت ناپذیر) مهم ترین ویژگی جریانی مورا صوتی رقیق شده، اثرات نیرومند ناشی از عدم توازن حرارتی جریان می‌باشد. یک وسیله مورا صوتی به هنگام عبور از اتمسفر در اثر تغییرات چگالی ناشی از تغییر ارتفاع در معرض رژیم‌های مختلف جریان قرار می‌گیرد. شکل ۱ با انجام دسته بندی این رژیم‌ها توسط عدد Kn، نشان دهنده چهار رژیم مختلف: پیوسته، لغزشی، گذار و مولکولی آزاد می‌باشد؛ علاوه بر این در شکل یاد شده، روش عددی که در این رژیم‌ها توانایی ایجاد پاسخ صحیح را دارد نیز ارائه شده است.

1- Knudsen Number (Kn)

2- Free Molecular



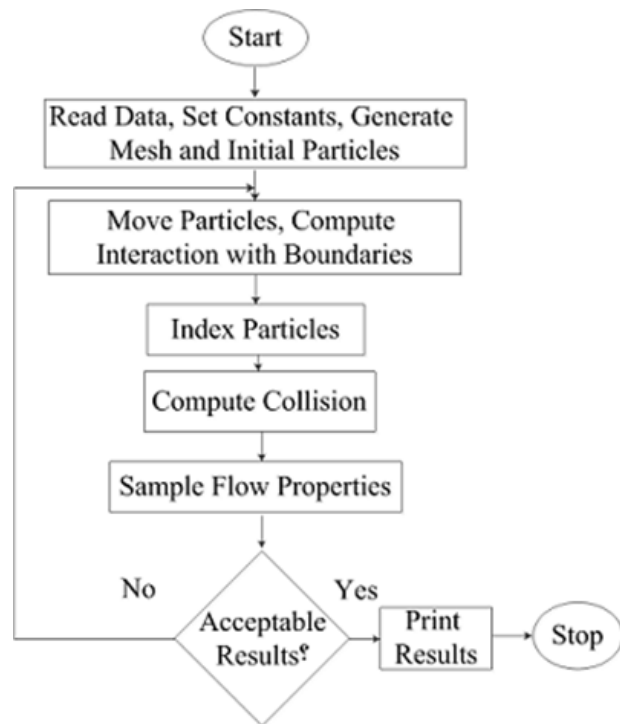
شکل (۳): به دست آوردن فرم حجمی بدنه، در نمای عمود بر جریان (مستقیم)، در یک وسیله ابرصوتی برآزا به وسیله اصل مومنتم.

۳-۱- شناخت اصول طراحی ابتدایی (در نظر گرفتن جسم به صورت امتداد یک مقطع)

نانویلر [۵] فرآیند طراحی ابتدایی یک جسم ابرصوتی را با هدف ایجاد نسبت‌های برآ به پسای حداکثر برای اولین بار ارائه داد. در این طرح، جسم به صورت امتداد باریک‌شونده از یک مقطع مفروض در نظر گرفته می‌شود و طراحی شامل مقطع جسم نمی‌گردد. اهداف اصلی طراحی شامل یافتن سطح زیرین و لبه حمله جسم می‌باشد. در این روش با در نظر گرفتن یک جسم مرجع مفروض به صورت یک مخروط دایروی، موج ضربه‌ای اولیه‌ای تولید می‌گردد. با فرض باریک بودن مخروط مفروض و غیرلرژ بودن جریان، می‌توان زاویه موج ضربه‌ای مخروطی را به صورت رابطه ۲ [۱۹] بیان نمود:

$$\frac{\beta}{\omega_k} = \frac{\gamma+1}{\gamma+3} + \sqrt{1 + \frac{2(\gamma+3)}{(\gamma+1)^2 M_\infty^2 \omega_\infty^2}}, \quad (2)$$

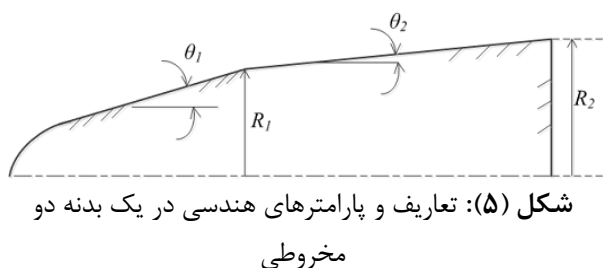
که در آن، β زاویه موج ضربه‌ای، ω_k نصف زاویه مخروط مرجع، M_∞ عدد ماخ در جریان آزاد و γ نسبت گرماهای ویژه گاز می‌باشند. بدین ترتیب با دانستن مکان هندسی مرز موج ضربه‌ای می‌توان سطح زیرین وسیله را به صورت خطوط جریانی تصور نمود که از برخورد جریان آزاد با موج ضربه‌ای به دست می‌آیند (شکل ۴). همچنین بر اساس شکل فوق، مکان لبه حمله جسم نیز از تقاطع موج ضربه‌ای و امتداد جریان آزاد بدست می‌آید. به عبارت دیگر، با فرض وجود یک مخروط مرجع در بالادست جریان و ایجاد تغییر در جهت خطوط جریان، می‌توان راستای تحتانی این وسیله را هم جهت با این خطوط جریان فرض نمود.



شکل (۲): فلوجارت روش DSMC که چهار مرحله اصلی این روش: حرکت ذرات، اندیس‌گذاری ذرات، محاسبه برخورد و نمونه‌گیری از سلول‌ها تا رسیدن به پاسخ پایا

۳-۲ شناخت روش طراحی مبنا

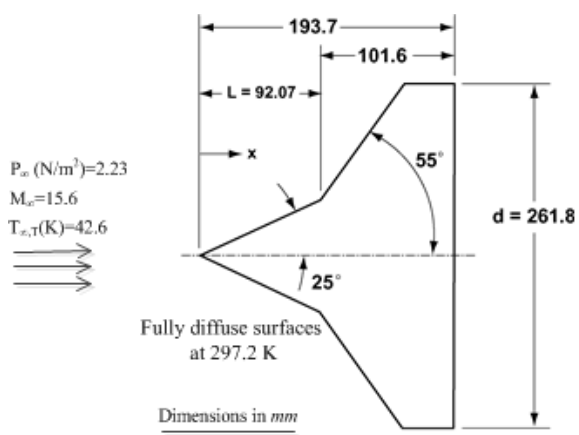
اندرسون [۱۷] نشان داد که در جریان‌های ابرصوتی به ازای زاویه حمله مفروض بزرگتر از صفر، بیشترین نسبت برآ به پسای ممکن در صفحه تخت به وجود آید، چرا که قسمت بالای صفحه تنها تحت تاثیر موج انبساطی و کاهش فشار، و قسمت پایینی صفحه نیز منحصراً تحت تاثیر موج فشاری و افزایش فشار قرار دارند. اگرز و همکاران [۱۸] در تحقیق بر وسایل ابرصوتی با استفاده از فرض اتصال موج ضربه‌ای بر بدنه جسم در رژیم‌های جریانی ابرصوتی، اقدام به مدل نمودن جریان بر روی این وسایل با استفاده از تئوری مومنتم نیوتنی نمودند. بدین ترتیب آنها بیان داشتند که یک جسم متقارن محوری به این علت که جریان را به یک نسبت در تمامی جهات منحرف می‌کند نمی‌تواند برآزا باشد (شکل ۳ مقطع دایروی سمت چپ)، در حالی که نیمه تحتانی جسم می‌تواند با هدایت جریان به سمت پایین، نیروی عکس را به صورت نیروی برآ به جسم وارد آورد (شکل ۳ مقطع نیم دایره سمت راست).



شکل (۵): تعاریف و پارامترهای هندسی در یک بدنه دو مخروطی

۴- هندسه و نتایج

از آنجا که اهم هندسه‌های مدرن وسایل بازگشت‌پذیر به صورت ترکیبی از به هم پیوستگی چند مخروط می‌باشد، در این پژوهشکده محاسباتی موجود در مقابل نتایج تونل باد از یک هندسه دومخروطی در شرایط ابرصوتی و نزدیک به جریان‌های حاکم در وسایل بازگشت به جو مورد اعتبارسنجی قرار گرفته است. جریان ماوراصوتی در عدد نودسن 0.0004 با ماخ $15/6$ بر روی یک دومخروطی با زوایای 25° و 55° درجه انتخاب گردیده است. مشخصات جریان و تعاریف هندسی مربوط به این مسئله در شکل ۶ و جدول ۱ بیان گشته اند.



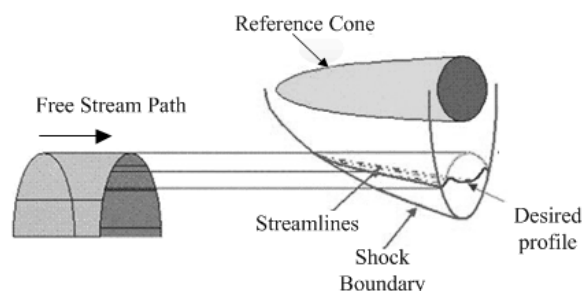
شکل (۶): ارائه مشخصات هندسی استفاده شده در شبیه‌سازی دومخروطی

جدول (۱): مشخصات جریان آزاد در مسئله دومخروطی

معرفی شده در شکل ۶.

سیال عامل	چگالی (kg/m ³)	سرعت (m/s)	فشار (Pa)	دما (k)	عد ماخ
نیتروژن	$1/7 \times 10^{-4}$	۲۰۷۳	۲/۲۳	۴۲/۶	۱۵/۶

این مسئله دارای شرایط بسیار مطلوب برای تحقیق در خصوصیات جریان‌های ماوراصوتی است چرا که حاوی نواحی



شکل (۴): اصول اولیه در طراحی یک وسیله ابرصوتی با نسبت برآ به پسای بالا

۲-۲-۳ در نظر گرفتن اتصال چند مقطع

طراحی قسمت بدنه وسیله بازگشت‌پذیر تحت تاثیر عوامل متعددی قرار دارد. عواملی چون ضرایب بالستیکی و آیرودینامیکی، وزن، هماهنگی بدنه با دماغه و پایداری آیرودینامیکی وسیله و همچنین گرمایش آیرودینامیکی از جمله مهمترین پارامترهای طراحی می‌باشند. استفاده از بدنه‌های تشکیل شده از چند-مخروط^۱ امکان ایجاد انعطاف و تنوع بیشتری را برای بهینه‌سازی پارامترهای فوق‌الذکر فراهم می‌آورد. به عنوان مثال می‌توان با تنظیم اندازه دماغه، بوستر و زوایای مخروط، امکان فراهم کردن حمل بار بیشتر بدون افزایش ضریب پسا را به وجود آورد. از این روی برای آنکه بتوان تمامی این پارامترها را به نحو دلخواه و با هدف مشخصی بهینه نمود، طراحان [۲۰-۲۱] مبنای اصلی کار خود را بر روی بدنه دو مخروطی گذاشتند. لین و همکاران [۲۰] با انجام آزمایش‌های تونل باد و محاسبات عددی بر روی یک دو مخروطی که به صورت پارامتری در شکل ۵ نمایش داده شده است، نسبت بهینه پارامترها را در افزایش حجم دومخروطی در حالی که پایداری و کمینه بودن نیروی پسا حفظ می‌شود به صورت زیر بیان داشتند:

$$\theta_1 \approx 2\theta_2 \quad R_2 \approx 2R_1 \quad (3)$$

لازم به ذکر است که در این تحقیق از نسبت پارامتری یاد شده در رابطه ۳ به عنوان الگویی برای رسم مکان هندسی نقاط مرکزی مقاطع استفاده می‌گردد. در پژوهش حاضر سطوح خارجی با در نظر گرفتن روش طراحی نانویلر [۵] ایجاد و مکان هندسی خط مرکزی اتصال دهنده مقاطع مختلف جسم توسط رابطه ۳ تنظیم می‌گردد.

1- Multiconical
2- Biconic

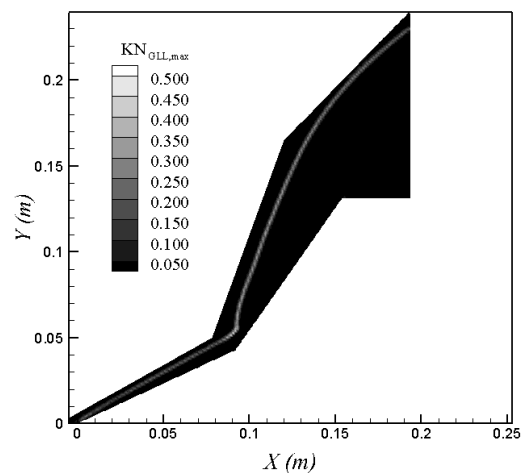
وابسته است، اما توزیع بر اساس انرژی یک درجه ناپایداری و به دو مولفه مستقل از هم سرعت مولکولی و زاویه برخورد وابسته می‌باشد. از این روی در اعتبارسنجی می‌بایست تا هر دو مولفه فشار و شار حرارتی را بررسی نمود. مؤسسه تکنولوژی تحقیقاتی ناتو^۱ [۲۴] اقدام به انجام یک سری از مطالعات بر روی این مسئله نمودند. علاوه بر این، هولدن و همکاران این آزمایش را در دانشگاه کلسپن^۲ مرکز تحقیقاتی بافلو^۳ (CUBRC) و تونل موج ضربه‌ای ۴۸ اینچی به انجام رساندند [۲۵]. به منظور انجام اعتبارسنجی، مقادیر به‌دست آمده از کد محاسباتی استفاده شده در این پژوهش، با مقادیر آزمایشگاهی موجود از منابع [۲۴-۲۵] مورد مقایسه قرار داده شده است. در شکل ۸، نتایج به‌دست آمده از روش DSMC توسط کد محاسباتی DS2V را با مقادیر آزمایشگاهی به‌دست آمده از تونل CUBRC مقایسه گردیده است. در قسمت (الف) شکل ۸ مقایسه توزیع شار حرارتی و در قسمت (ب) توزیع فشار بر روی سطح دو مخروطی نشان داده شده است. با توجه به شکل می‌توان به دقت قابل قبول روش DSMC در پیش‌بینی صحیح موارد مذکور پی برد.

در این بخش ابتدا توسط کد دو بعدی DS2V یک جسم دو بعدی مفروض را در نظر گرفته و تغییراتی را در قسمت‌های مختلف آن با هدف افزایش نسبت برآ به پسا اعمال می‌گردد. در بخش طراحی سه بعدی، ابتدا یک هندسه مینا را در نظر گرفته و سپس با توجه به نتایج به‌دست‌آمده از تحلیل‌های ابتدایی انجام گرفته در بخش دو بعدی، تغییرات لازم برای افزایش میزان برآ به پسا را در هندسه پایه سه‌بعدی اعمال می‌نماییم. در نهایت به کمک نرم‌افزار سه‌بعدی شبیه‌ساز DS3V دو هندسه نهایی (هندسه پایه و هندسه به‌دست آمده توسط انجام تغییرات بر روی هندسه پایه) را شبیه‌سازی نموده و مقادیر آیرودینامیکی آنها را با هم مقایسه می‌شود. لازم به ذکر است در تمام این شبیه‌سازی‌ها سطح جسم را به صورت کاملاً پخشی^۴ و در دمای ثابت ۵۵۰ درجه کلوین فرض شده است و مقدار پخی دماغه جسم تغییر یافته را با هدف کمتر/ مساوی بودن شار حرارتی اعمالی به سطح بدنه، نسبت به جسم اولیه تنظیم می‌نماییم.

جریانی از قبیل ناحیه گردش آرام، ناحیه انبساط آرام، منطقه با چگالی پایین و سرعت بالا، و منطقه با چگالی بالا و سرعت پایین می‌باشد. عدد نودسن محلی بر حسب طول گرادیانی (Kn_{GLL}) به عنوان میزانی برای فرار گرفتن قسمت‌های محلی جریان در شرایط غیرتعادلی به‌صورت زیر شناخته می‌شود:

$$Kn_{GLL} = \frac{\lambda}{Q} \left| \frac{dQ}{dl} \right|, \quad (۴)$$

که در آن، Q مشخصه مطلوبی است از جریان مانند چگالی، فشار، دما یا مقدار سرعت که مشتق آن در راستای l که دارای بیشترین تغییرات می‌باشد محاسبه می‌گردد. همان‌طور که در شکل ۷ نشان داده شده است، وجود تغییرات گسترده باعث شده است تا عدد نودسن محلی بر حسب گرادیان طولی بدست آمده از چگالی جریان، تا مرز ۰/۵ افزایش یافته و باعث ظهور اثرات غیر تعادلی گردد.



شکل (۷) فضای محاسباتی به‌کار گرفته شده در شبیه‌سازی عددی دو مخروطی و نمایش توزیع عدد نودسن محلی بر حسب گرادیان طولی

به عبارت دیگر، گرچه شرایط کلی این مسئله در حالت پیوستگی قرار دارد، اما وجود تداخل امواج ضربه‌ای با یکدیگر و با لایه مرزی، سبب ایجاد نواحی غیرپیوسته محلی در جریان می‌شود. لازم به ذکر است استفاده از فرض جریان رقیق و شبیه سازی DSMC در مقالات بسیاری که از اعتبارسنجی مشابه استفاده نموده اند نیز انجام شده است که از آن جمله می‌توان به [۲۲-۲۳] اشاره نمود. دید محاسباتی، دو نوع/دسته توزیع کلی بر روی سطح وجود دارد: توزیع بر اساس شار مومنتم و توزیع بر اساس انرژی [۱۳]. توزیع بر اساس شار مومنتم، تنها به سرعت برخورد مولکول‌ها در راستای بردار نرمال سطح

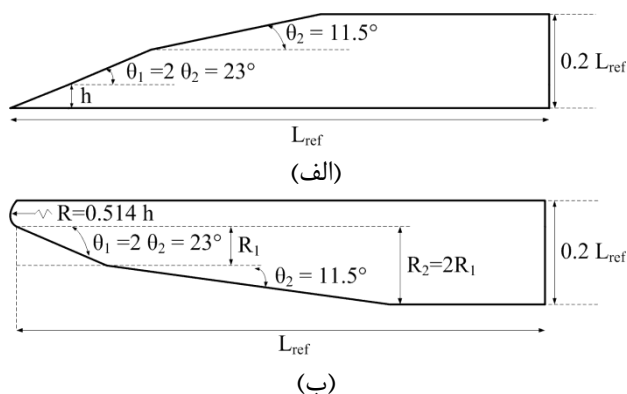
1- The NATO Research Technology Organization (RTO)

2- Calspan

3- Calspan-University at Buffalo Research Center (CUBRC)

4- Fully Diffuse

تقریبی توسط رابطه ۲ با انحراف اولیه 23° ترسیم گشته است. سپس مطابق با الگوی ارائه شده در رابطه ۳ دومین بریدگی سطح زیرین با زاویه $11/5^\circ$ رسم می‌گردد. همچنین همان‌طور که در شکل ۳ بحث گردید، سطح بالایی جسم به صورت افقی یا با زاویه انحراف صفر درجه رسم می‌گردد. در نهایت به منظور کاهش اثرات حرارتی، دماغه از حالت نوک تیز به صورت پخ و به حالت دایروی تبدیل گشته است (شکل ۹-ب). شبیه‌سازی‌ها در زوایای حمله بین 0° تا 12° در دو ارتفاع مختلف با شرایط جریانی ارائه شده در جدول ۲ انجام می‌شود. سطح جسم به صورت دما ثابت در دمای 1500 کلوین فرض می‌شود.

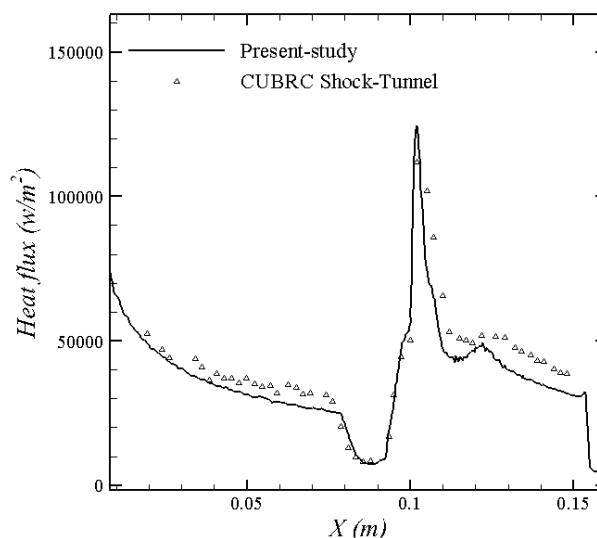


شکل (۹): معرفی هندسی (الف) جسم دو بعدی مفروض و (ب) حالت تغییر یافته آن به منظور افزایش نسبت برآ به پسا در جریان‌های ابرصوتی معرفی شده در جدول ۲.

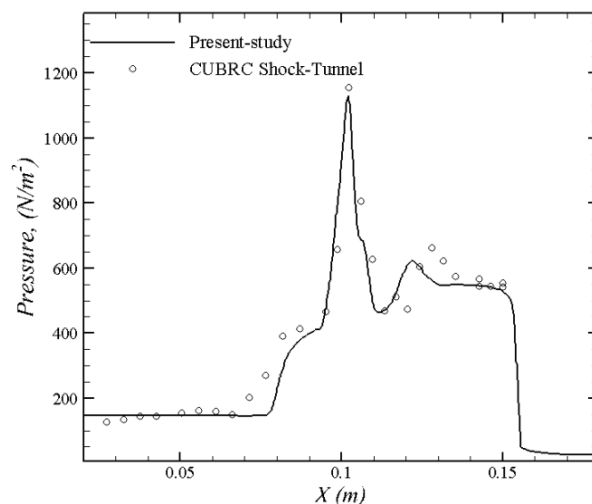
جدول (۲): مشخصات جریان آزاد در دو ارتفاع مختلف 70 و 80 کیلومتر بر سطح زمین.

ارتفاع (Km)	عدد ماخ	فشار (Pa)	دما (k)
۷۰	۲۶	۴/۷۶۴	۲۱۶
۸۰	۲۸/۳	۱/۵	۱۸۱

شکل ۱۰ توزیع سلول‌های محاسباتی استفاده شده در برخوردهای بین ذره‌ای را در روش DSMC نشان می‌دهد. برخلاف روش‌های تفاضل محدود که دقت نتایج شبیه‌سازی تا مقدار قابل توجهی به دقت شبکه محاسباتی وابسته است، در روش DSMC نتایج وابسته به انتخاب برخوردهای نزدیکتر می‌باشند که این امر توسط سلول‌های برخورد و انتخاب نزدیکترین همسایه در جفت‌های برخوردی و با هدف کمتر کردن فاصله متوسط جفت‌های برخوردی از طول پویا آزاد مولکولی انجام می‌گردد.



(الف)



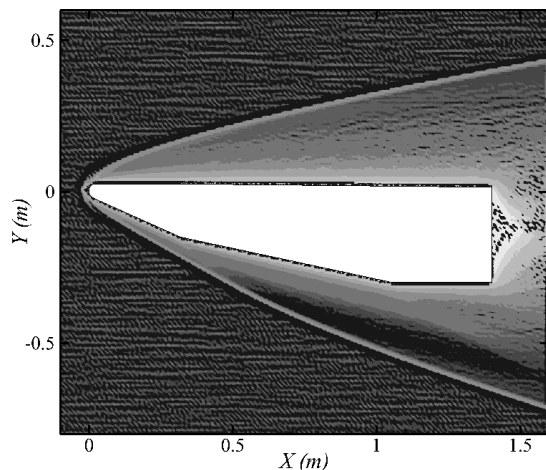
(ب)

شکل (۸): مقایسه نتایج به دست آمده از روش DSMC توسط کد محاسباتی DS2V، با داده‌های به دست آمده از تونل CUBRC، (الف) توزیع شار حرارتی، و (ب) توزیع فشار بر روی سطح دو مخروطی.

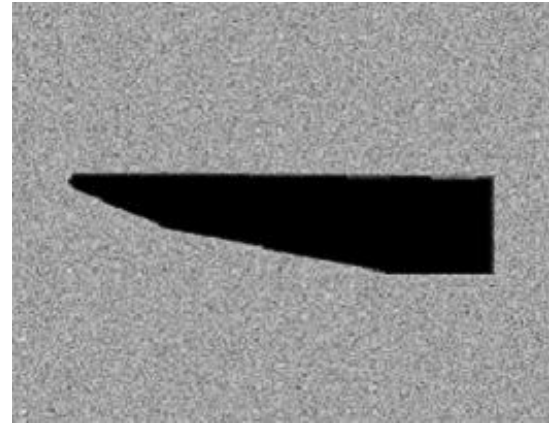
۴-۱- بررسی و شبیه‌سازی در فضای دو بعدی

هدف از این قسمت مشاهده اثرات اعمال تغییرات هندسی بر یک جسم دو بعدی مفروض به منظور افزایش میزان نسبت برآ به پسا می‌باشد. این تغییرات با در نظر گرفتن یکسان بودن مقدار ابعاد طول، عرض و مساحت جسم در هر دو طرح اولیه و تغییر یافته انجام می‌گردد. شکل ۹-الف جسم دو بعدی اولیه مفروضی را نشان می‌دهد که در شکل ۹-ب تغییراتی بر روی آن با هدف افزایش نسبت برآ به پسا و کاهش شار حرارتی اعمال گردیده است. سطح زیرین این جسم دو بعدی به صورت

در ادامه به مقایسه آیرودینامیکی دو طرح مذکور می‌پردازیم. همانطور که در شکل ۱۳ نشان داده شده است، واضح است که تغییرات اعمال شده در جسم تغییر یافته، سبب افزایش قابل توجه ضریب برآ شده است. میزان ضریب برآ در هر دو طرح اولیه و تغییر یافته، با افزایش زاویه حمله α (به طوری که شامل تغییرات بین ۰ و ۱۵ درجه می‌گردد) به صورت مستقیم افزایش می‌یابد.



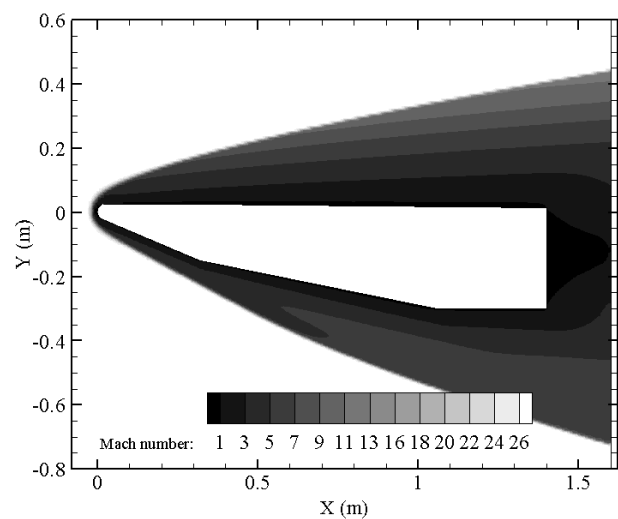
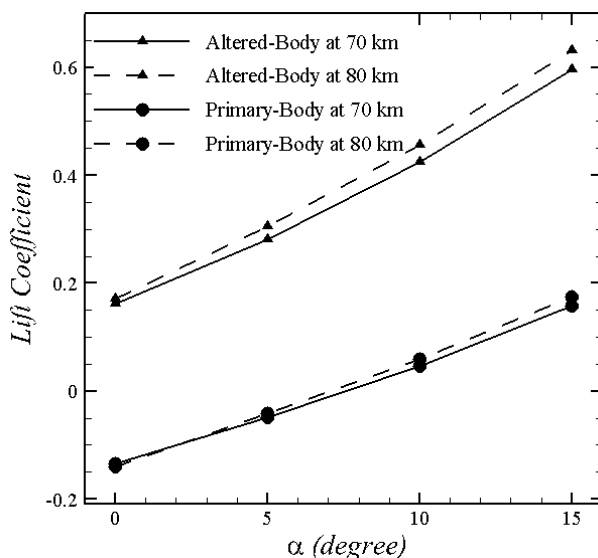
شکل ۱۰ توزیع این سلول‌ها را در فضای محاسباتی به کار گرفته شده در شبیه‌سازی‌های انجام گرفته در ارتفاع ۷۰ کیلومتری نمایش می‌دهد.



شکل (۱۰): نمایش چیدمان سلول‌های برخورد در حوزه حل انجام شده در ارتفاع ۷۰ کیلومتری حول جسم تغییر یافته (معرفی شده در شکل ۹-ب).

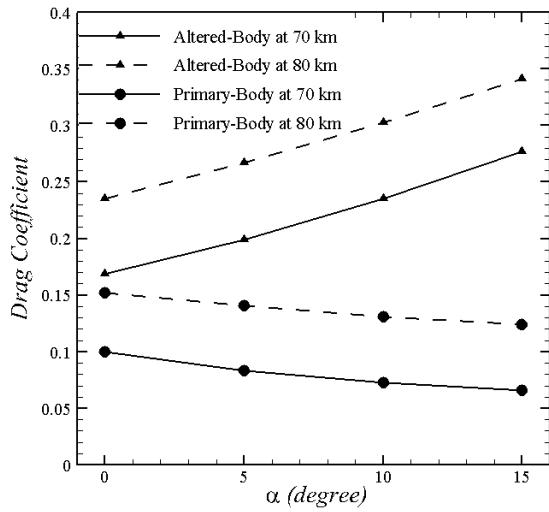
شکل (۱۲): نمایش میدان حل توسط نمای سایه مانند، برای جسم تغییر یافته در ارتفاع ۷۰ کیلومتری از سطح زمین و زاویه حمله صفر درجه.

تغییرات درون موج ضربه‌ای، مرز و لایه‌های برشی بوجود آمده کنار سطح و همچنین گردابه‌های ضعیفی که در ناحیه کم چگالی پشت جسم به وقوع می‌پیوندد توسط شکل ۱۱ با نمایش توزیع کانتور ماخ و در شکل ۱۲ توسط نمای "سایه مانند" از موج ضربه‌ای بر روی جسم به تصویر کشیده شده است.

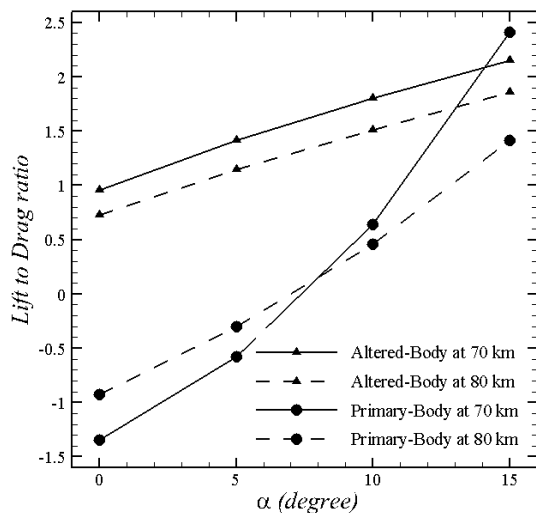


شکل (۱۳): نمودار تغییرات ضریب برآ در مقابل زاویه حمله برای دو طرح ابتدایی و تغییر یافته در دو ارتفاع ۷۰ و ۸۰ کیلومتر بر سطح زمین.

شکل (۱۱): کانتور ماخ بر روی جسم دو بعدی تغییر یافته در ارتفاع ۷۰ کیلومتری و زاویه حمله صفر درجه.



(الف)



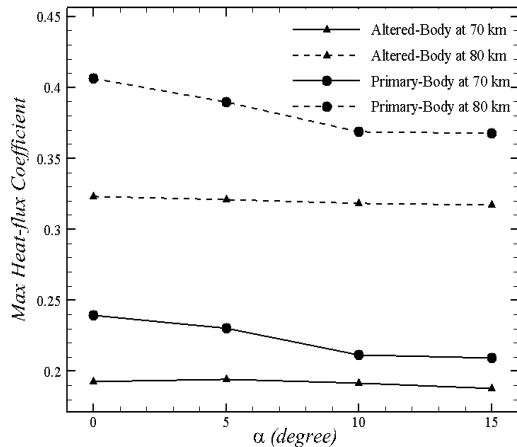
(ب)

شکل (۱۴): نمودارهای تغییرات (الف) ضریب پسا، (ب) نسبت برآ به پسا در مقابل زاویه حمله برای دو طرح ابتدایی و تغییر یافته در دو ارتفاع ۷۰ و ۸۰ کیلومتر بر سطح زمین.

در واقع بر اساس شکل ۱۵-ب، افزایش نیروی برآ و پسا همزمان با افزایش زاویه حمله ایجاد می‌گردد. از آنجا که اکثر وسایل بازگشت به جو که با هدف پیمایش بیشترین برد طراحی می‌گردند می‌بایست تا در زوایای حمله به اندازه کافی کوچک حرکت نمایند، لذا مطلوب است تا در زوایای کوچک نیروی پسا کمینه باشد. از این روی می‌توان دریافت که رفتار نمودار قطبی پسا، طرح تغییر یافته مطابق با این هدف می‌باشد.

شکل‌های ۱۴-الف و ۱۴-ب رفتار دو طرح را در تولید نیروی پسا و نسبت برآ به پسا را به ازای تغییر زاویه حمله نمایش می‌دهد. نمودار الف تغییرات ضریب پسا را برای دو شکل و دو ارتفاع نشان می‌دهد؛ مشاهده می‌شود با افزایش ارتفاع برای هر دو شکل اولیه و بهبود یافته ضریب پسا در شکل بهبود یافته بیشتر از شکل اولیه است. همان‌طور که اشاره شد جسم در هر دو ارتفاع در دمای ۱۵۰۰ درجه کلویین قرار دارد اما مطابق جدول ۲ با افزایش ارتفاع دما و فشار کاهش یافته و عدد ماخ افزایش می‌یابد که این امر منجر به افزایش ضریب پسا گردیده است. اما نمودار نشان می‌دهد که ضریب برآ با افزایش زاویه حمله برای جسم تغییر یافته افزایش ولی برای جسم اولیه کاهش می‌یابد که این نتایج می‌تواند به واسطه شکل دماغه متفاوت دو طرح باشد. به عبارت دیگر می‌توان گفت که جسم اولیه تقریباً ضریب پسای ثابت (همرا با افت بسیار اندک) و ضریب برآی افزایشی در مقابل افزایش زاویه حمله دارد. در حالی که این ضرایب در جسم تغییر یافته در حال افزایش می‌باشند. دماغه نوک تیز با امتداد تخت و بدون شکستگی در قسمت تحتانی جسم اولیه باعث ایجاد موج ضربه‌ای تقریباً یکسان (نسبت به محور طولی جسم) و چسبیده به بدنه (به خصوص در قسمت زیرین این جسم) به ازای زوایای حمله کوچک می‌گردد. این امر باعث ثابت ماندن تقریبی تغییر فشار در جلو و عقب بدنه و در نهایت یکسان بودن نیروی پسا می‌شود. در مقابل فرم پخ دماغه و قسمت زیرین غیریکنواخت و بازشونده (در مقابل مسیر جریان) جسم تغییر یافته باعث ایجاد و انتقال فشار موج ضربه‌ای به قسمت تحتانی جسم و کاهش آن در قسمت فوقانی آن می‌شود. این موضوع باعث افزایش هر دو ضریب برآ و پسا می‌گردد. نمودارهای قطبی پسا که رابطه بین نیروی برآ و پسا را نشان می‌دهند در شکل ۱۵ نمایش داده شده‌اند. در قسمت الف این نمودار می‌توان به این نکته پی برد که با افزایش زاویه حمله و تولید نیروی برآ (افزایش ضریب برآ)، شاهد کاهش نیروی پسا (کاهش ضریب پسا) خواهیم بود. اما جسم تغییر یافته رفتار کاملاً متفاوتی را از خود نشان می‌دهد.

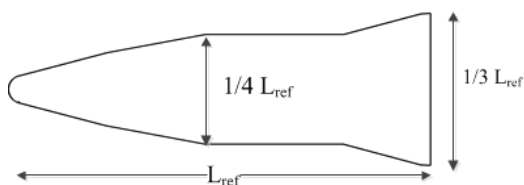
می‌توان دریافت که استفاده از دماغه پخ باعث کاهش شارحرارتی به صورت تقریبی بین ۱۰ تا ۲۵ درصد گردیده است.



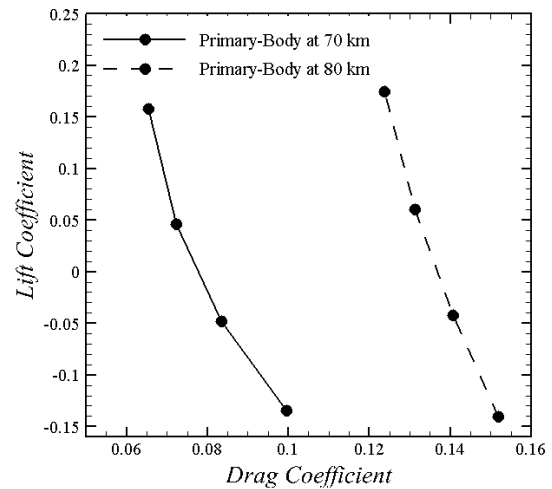
شکل (۱۶): نمودار بیشترین ضریب شار گرمایی بر روی دماغه در مقابل زاویه حمله برای دو طرح ابتدایی و تغییر یافته در دو ارتفاع ۷۰ و ۸۰ کیلومتر بر سطح زمین.

۴-۲- بررسی و شبیه‌سازی در فضای سه بعدی

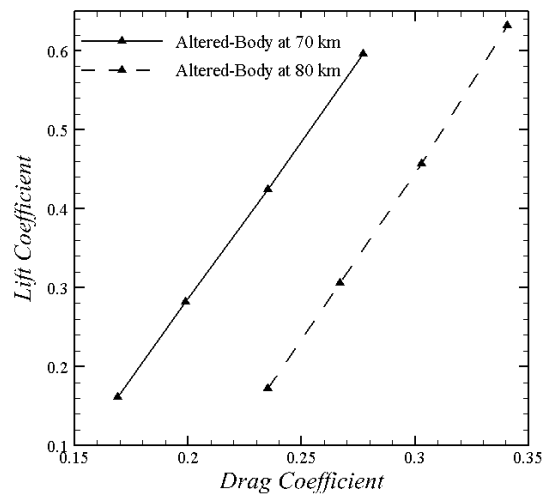
در قسمت طراحی دو بعدی نشان دادیم چگونه تغییرات هندسی ابتدایی در زوایای قسمت‌های بالایی و تحتانی یک پرتابه ابرصوتی (که به صورت مفروض به حالت یک بالواره در نظر گرفته شد) می‌تواند سبب افزایش عملکرد آیرودینامیکی وسیله در افزایش نسبت برآ به پسا گردد. در این قسمت نیز با در نظر گرفتن یک پرتابه رایج به عنوان هندسه مینا با بدنه "دوکی شکل" متقارن محوری تغییراتی را با هدف افزایش نسبت برآ به پسا در آن بوجود می‌آوریم. طرح ابتدایی سه بعدی در نظر گرفته شده برای افزایش نسبت برآ به پسا در شکل ۱۷ نشان داده شده است.



شکل (۱۷): نمایش هندسه دوکی شکل متقارن محوری که در شبیه‌سازی‌های سه بعدی در این پژوهش به عنوان هندسه اولیه مورد استفاده قرار گرفته است.



(الف)

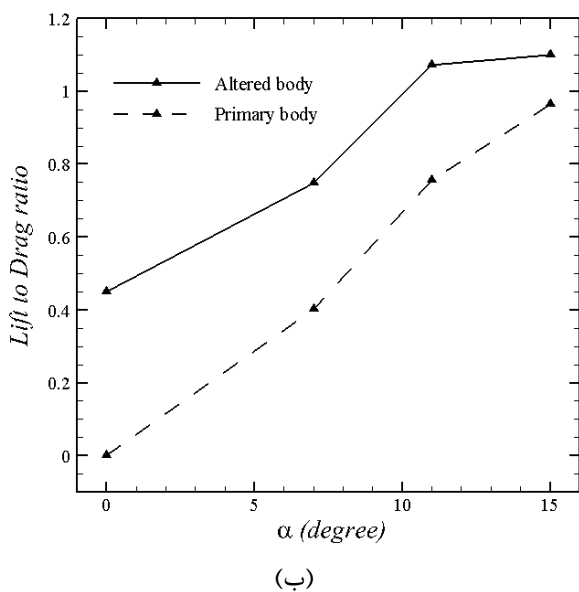
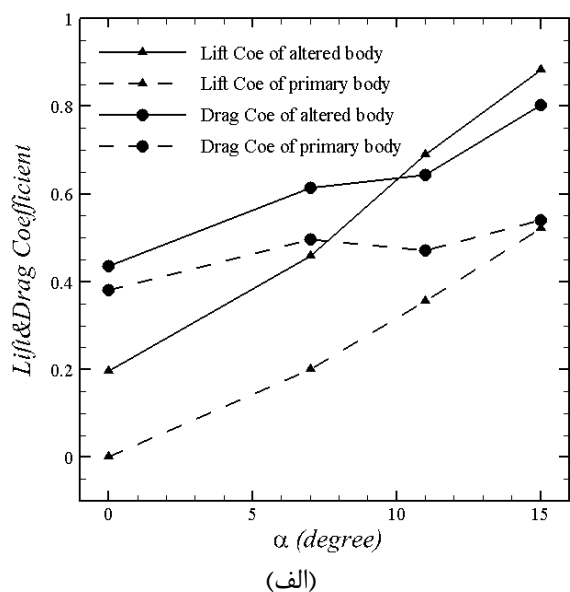


(ب)

شکل (۱۵): نمودارهای قطبی پسا (ضریب برآ در مقابل ضریب پسا) برای (الف) طرح اولیه، و (ب) طرح تغییر یافته به ازای زوایای حمله بین ۰ و ۱۵ درجه در دو ارتفاع ۷۰ و ۸۰ کیلومتر بر سطح زمین.

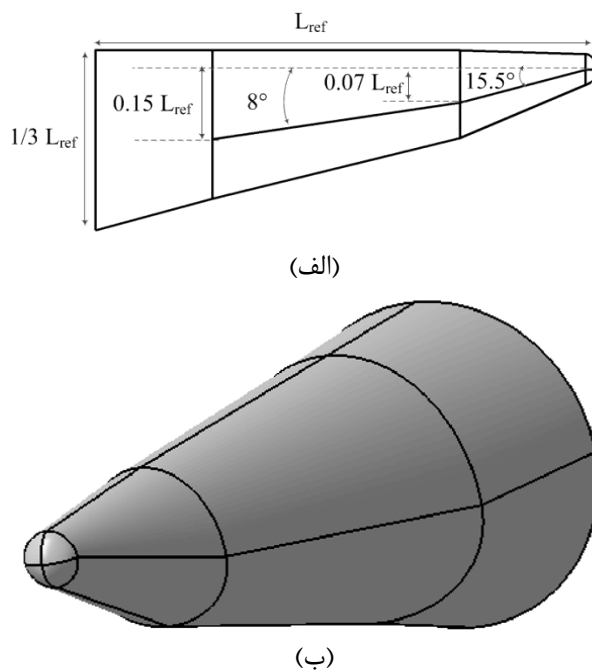
استفاده از دماغه پخ باعث افزایش دما در درون لایه موج ضربه‌ای می‌شود. این افزایش دما در درون موج ضربه‌ای باعث کاهش شار حرارتی منتقل شده بر روی سطح جسم می‌گردد. شکل ۱۶ مقایسه بیشترین ضریب شار حرارتی بر روی سطح دو طرح مفروض در ناحیه دماغه و به ازای زوایای حمله بین صفر تا ۱۵ درجه را نشان می‌دهد. با توجه به این نمودار می‌توان دریافت که به ازای زوایای حمله مختلف، ضریب شار حرارتی ماکزیمم تقریباً ثابت می‌ماند، در حالی که این مقدار در طرح ابتدایی با افزایش زاویه حمله کاهش می‌یابد. به طور کلی

مذکور را در تولید نیروی برآ و پسا به‌زای تغییر زاویه حمله نمایش می‌دهد. بر طبق این نمودار هر دو طرح با افزایش زاویه حمله شاهد افزایش نیروی برآ و پسا خواهند بود، به طوری که مقدار این نیروها در طرح تغییر یافته بیشتر می‌باشد. این موضوع در حالی است که بر اساس قسمت (ب) این نمودار نسبت برآ به پسا در زوایای مختلف، به خصوص در زوایای حمله کوچکتر از ۱۰ درجه، برای طرح تغییر یافته مقدار بالاتر و در نتیجه راندمان آیرودینامیکی بهتری را نشان می‌دهد.



شکل (۱۹): نمودارهای تغییرات (الف) ضریب برآ و پسا، و (ب) نسبت برآ به پسا در مقابل زاویه حمله برای دو طرح سه‌بعدی اولیه و تغییر یافته.

به منظور افزایش نسبت برآ به پسا تغییراتی را بر این هندسه با در نظر گرفتن قیدهای حجم و ابعاد طولی ثابت اعمال می‌نماییم. همان‌طور که در شکل ۱۸-الف نمایش داده شده است خط مرکزی متصل کننده مقاطع را طبق الگوی تقریبی ارائه شده در رابطه ۳ تنظیم می‌نماییم. پروفیل هر مقطع را به صورت ترکیبی از دو بیضی ناهمگون در بالا و پایین خط تقارن رسم می‌نماییم. نمای ایزومتریک این طرح در شکل ۱۸-ب نمایش داده شده است. شبیه‌سازی به کمک نرم افزار DS3V در ارتفاع ۸۰ کیلومتری بر سطح زمین (مطابق با اطلاعات ارائه شده در جدول ۲) و تحت جریان آزاد با ماخ ۱۵ و زوایای حمله بین ۰ و ۱۵ درجه انجام می‌گردد.



شکل (۱۸): (الف) نمای جانبی و (ب) نمای ایزومتریک از طرح سه‌بعدی تغییر یافته.

مشاهدات انجام گرفته در نرم‌افزار DS3V بر روی توزیع کانتورهای فشار، ماخ و دما در دو طرح سه‌بعدی ابتدایی و تغییر یافته، بیانگر این نکته‌اند که موج ضربه‌ای شدیدتری در قسمت زیرین طرح تغییر یافته نسبت به طرح ابتدایی متقارن محوری (طرح مبنا) تشکیل می‌گردد. این امر در مجموع باعث ایجاد توزیع تقریباً یکنواخت فشار و دمای بالا در قسمت تحتانی و ایجاد موج انبساطی در نیمه بالایی جسم تغییر یافته می‌گردد. بر این اساس شکل ۱۹-الف رفتار دو طرح سه‌بعدی

۵- نتیجه گیری

در این تحقیق توسط ارائه تعاریف و فرضیات ساده به بررسی یک پرتابه که توانایی ایجاد ضریب برآ به پسای بالا در شرایط پروازی ابر صوتی را داشته باشد پرداخته شد. به طور کلی فرضیات را می توان در جدول ۳ خلاصه نمود. به جهت در نظر گرفتن هر چه دقیق تر فیزیک حاکم بر جریان های ابر صوتی رقیق شده، از روش شبیه سازی مستقیم مونت کارلو (DSMC) در این تحقیق استفاده گردید. شبیه سازی ها در دو ارتفاع ۷۰ و ۸۰ کیلومتر بر سطح زمین و زاویه حمله صفر تا پانزده درجه در نظر گرفته شد. از کد محاسباتی DS2V به منظور شبیه سازی طرح های دو بعدی بالواره مانند، و از نرم افزار DS3V جهت شبیه سازی و استخراج ضرایب آیرودینامیکی طرح های سه بعدی استفاده گردید. اصول ابتدایی و اولیه طراحی موجران مطرح گردید و این اصول در ایجاد تغییرات هندسی ابتدایی بر یک بالواره دو بعدی منظور و اعمال شد. بر اساس این تغییرات توانستیم نسبت برآ به پسا بالواره را به عنوان مثال در ارتفاع ۷۰ کیلومتری و در زوایای حمله صفر تا پانزده درجه به ترتیب به مقدار ۲/۴ و ۱ واحد افزایش دهیم. همچنین به علت استفاده از دماغه پخ میران بیشترین ضریب شار حرارتی اعمال شده بر بدنه به صورت متوسط در حدود ۰/۱۵ واحد افت نمود. پس از حصول اطمینان از اثربخش بودن تغییرات بر یک هندسه دو بعدی، با تعمیم این دستاوردها به فضای سه بعدی، ابتدا یک جسم ابتدایی سه بعدی دوکی شکل را به عنوان جسم مبنا انتخاب نموده و از آن جسم تغییر یافته را با فرض یکسان بودن ابعاد طولی و حجم کلی جسم به دست آوردیم. نتایج شبیه سازی در ارتفاع ۸۱ کیلومتری با زاویه حمله صفر الی پانزده درجه نشان داد که تغییرات انجام یافته هندسی سبب افزایش ضریب برآ در حدود ۰/۲ الی ۰/۳۳ واحد و افزایش نسبت برآ به پسا در حدود ۰/۱ الی ۰/۴ واحد شده است.

۶- مراجع

- Zuppari, G., Morsa, L., Schettino, A., Votta, R., Levin, D.A., Wysong, I.J., & Garcia, A.L. "Analysis of Aero-Thermodynamic Behavior of Expert Capsule in Transitional Regime", In AIP Conf., American Institute of Physics, Vol. 1333, No. 1, p. 1349, 2011.
- Liu, J., Ding, F., Huang, W., and Jin, L. "Novel Approach for Designing a Hypersonic Gliding-Cruising Dual Waverider Vehicle", Acta Astronautica, Vol. 102, pp. 81-88, 2014.
- Nonweiler, T.R.F. "Delta Wings of Shapes Amenable to Exact Shock-Wave Theory", J. Royal Aeronautical Society, Vol. 67, pp. 39-40, 1963.
- Jones, M.J., Moore, M. K., Pike, M.J., and Roe, M.P. "A Method for Designing Lifting Configurations for High Supersonic Speeds, Using Axisymmetric Flow Fields", Ingenieur-Archiv, Vol. 37, pp. 56-72, 1968.
- Rasmussen, M.P.F. "Waverider Configurations Derived from Inclined Circular and Elliptic Cones", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 17, pp. 537-545, 1980.
- Corda, S. and Anderson, J. "Viscous Optimized Hypersonic Waveriders Designed from Axisymmetric Flow Fields", The 26th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, 1988.
- Xuzhao, H. and Le Jialing, W.Y. "Design of a Curved Cone Derived Waverider Forebody", The 16th AIAA/DLR/DGLR Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2009.
- Goonko, Y.P., Mazhul, I.I., and Markelov, G.N. "Convergent-Flow-Derived Waveriders", J. Aircraft, Vol. 37, pp. 647-654, 2000.
- Mazhul, I.I. "Off-design Regimes of Flow Past Wave Riders, Based on Isentropic Compression Flows", Fluid Dynamics, Vol. 45, pp. 271-280, 2010.
- Takashima, N. and Lewis, M.J. "Waverider Configurations, Based on Non-Axisymmetric Flow Fields for Engine-Airframe Integration", The 32nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 1994.
- Bird, G.A. "Molecular Gas Dynamics and Direct Simulation of Gas Flows", Oxford University Press, Oxford, 1994.
- Bird, G.A. "The DSMC method", Create Space Independent Platform, Portsmouth, NH, USA, 2013.
- Bird, G.A. "The DS2V Program User's Guide Ver. 3.2.", GAB Consulting Pty Ltd., Sydney, Australia, 2005.
- Bird, G.A. "Visual DSMC Program for Three-dimensional Flows: The DS3V Program User's Guide", 2006.
- Moss, J.N., Glass, C.E., and Greenz, F.A. "DSMC Simulations of Apollo Capsule Aerodynamics for Hypersonic Rarefied Conditions", The 9th AIAA Joint Thermophysics and Heat Transfer Conf., San Francisco, California, 2006.
- Ivanov, M.S., Vashchenkov, P., and Kashkovsky, A. "Numerical Investigation of the EXPERT Reentry Vehicle Aerothermodynamics along the Descent Trajectory", The 39th AIAA Thermophysics Conf., 2007.

17. Anderson, J.D. "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", NY: McGraw-Hill, 1989.
18. Eggers, A.J. and Syvertson, C.A. "Aircraft Configurations Developing High Lift-Drag Ratios at High Supersonic Speeds", NACA RM-A55L05, 1956.
19. Qu, Z.H. "Hypersonic Aerodynamics", National University of Defense Technology Press, Changsha, 2000.
20. Lin, T.C., Grabowsky, W.R., and Yelmgren, K.E. "The Search For Optimum Configurations for Re-Entry Vehicles", J. Spacecraft and Rockets, Vol 21, No. 2, pp. 142-149, 1984.
21. Stetson, K.F. and Lewis, A.B. "Aerodynamic Comparison of a Conical and Biconic Reentry Vehicle", AIAA Preprint, pp. 77-1161, 1977.
22. Roohi, E. and Stefanov, S. "Collision Partner Selection Schemes in DSMC: From Micro/Nano Flows to Hypersonic Flows." Physics Reports, pp. 1-38, 2016.
23. Le, Nam TP. and Ngoc Anh Vu. "Effect of the Sliding Friction On Heat Transfer In High-Speed Rarefied Gas Flow Simulations in CFD." Int. J. Thermal Sciences, pp. 334-341, 2016.
24. Knight, D. "RTO WG 10: Test Cases for CFD Validation of Hypersonic Flight", AIAA 2002-0433, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2003.
25. Holden, M.S., Wadhams, T.P., Candler, G.V., Harvey, J.K., "Measurements of Regions of Low Density Laminar Shock Wave/Boundary Layer Interactions in Hypersonic Flows and Comparison with Navier-Stokes Predictions", AIAA, 2003.