

بررسی کارایی آیرودینامیکی و ویژگی موج سواری وسیله گلاید کنندهی ماوراء صوت اچ.تی.وی.۲.

رامین ابولزاده^{۱*}، محمدعلی جزو وزیری^۲، امیرحسین حسین^۳، محمدهادی اسلامی^۴

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، raminalbolzadeh@gmail.com

۲- استادیار گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، mohamad.ali.vaziri@chmail.ir

۳- پژوهشگر مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، kpahhosein@ihu.ac.ir

۴- پژوهشگر مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، kpeslamy@ihu.ac.ir

*نویسنده مخاطب

چکیده

وسایل گلاید کنندهی ماوراء صوت (Hypersonic Glide Vehicles) از جمله تسلیحاتی هستند که در دهه اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته‌اند. این وسایل به دلیل برخورداری از سرعت‌های بسیار بالا، مانور پذیری، غیرقابل پیش‌بینی بودن مسیر حرکت و توانایی طی مسافت‌های طولانی درون جو، از اهمیت برخوردارند. به دلیل پرواز مداوم درون جو و مانور پذیری این وسایل به کارایی آیرودینامیکی بالایی نیاز دارند. پیکربندی‌هایی که از ویژگی موج سواری (waveriding) برخوردار باشند به عنوان پیکربندی‌هایی که بیشترین کارایی آیرودینامیکی را در ناحیه‌ی جریان ماوراء صوت فراهم می‌کنند شناسایی شده‌اند. ویژگی موج سواری به معنای تشکیل موج شوک پرنده به گونه‌ای است که به سرتاسر لبه‌ی حمله‌ی آن چسبیده باشد که در نتیجه با ممانعت از ایجاد جریان عرضی روی بدنه و حبس فشار در زیر وسیله نیروی برآی بالایی تولید می‌شود. از جمله وسایل گلاید کنندهی ماوراء صوت معروف در دنیا اچ.تی.وی.۲ (HTV2) می‌باشد. هدف از این پژوهش به دست آوردن ضرایب و کارایی آیرودینامیکی این پرنده و همچنین تعیین میزان برخورداری آن از ویژگی موج سواری می‌باشد. برای این منظور این پرنده به کمک دینامیک سیالات محاسباتی و با حل معادلات ناویر استوکس مورد تحلیل آیرودینامیکی قرار گرفت. ضریب برای ۰/۱۳۹، ضریب پسی ۰/۵۵ و نسبت برآ به پسی ۲/۵۵ به دست آمد که نشان از کارایی آیرودینامیکی مناسب آن دارد. با بررسی توزیع فشار حول پرنده، شوک نزدیک به لبه‌ی حمله در تمام طول بدنه و حبس فشار در سطح زیرین مشاهده می‌شود که برخورداری مطلوب پرنده از ویژگی موج سواری را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: وسایل گلاید کنندهی ماوراء صوت - ویژگی موج سواری - پرندهی ماوراء صوت اچ.تی.وی.۲ - دینامیک سیالات محاسباتی - کارایی آیرودینامیکی

۱- مقدمه

وسایل گلاید کننده ماوراء صوت (Hypersonic Glide Vehicles) یا به اختصار اچ.تی.وی.ها (HGVs) گونه‌ای نوظهور از تسلیحات ماوراء صوت هستند. این وسایل توسط راکت به فضای نزدیک پرتاب شده در آنجا شتاب گرفته سپس رها شده و وارد جو می‌شوند. در ادامه پس از انجام مانوری برای رسیدن به تعادل در درون جو با گلاید کردن در امتداد اتمسفر فوقانی به سمت اهداف خود پرواز می‌کنند. این فرآیند پرواز را در اصطلاح شتاب-

سرش (boost-glide) می‌گویند. این وسایل توانایی گلاید کردن در سرعت‌های بالای ماوراء صوت (حتی بیش از ۲۰ ماخ) و در مسافتی در مقیاس چندین هزار کیلومتر را دارند. اچ.تی.وی‌ها اغلب مسیر پرواز خود را درون جو محسوس طی می‌کنند و بخش کوچکی از مسیر آن‌ها به صورت بالستیک است. جهت گلاید کردن درون جو و برخورداری از قابلیت مانور پذیری این وسایل به کارایی آیرودینامیکی بالایی نیاز دارند. این تسلیحات هم از لحاظ برخورداری از شتاب‌دهنده و پسی کم مشابه موشک‌ها هستند و هم به دلیل برخورداری از سطوح برآ زا و ویژگی مانور پذیری مشابه هواپیماها می‌باشند لذا می‌توان آن‌ها را مرز میان موشک‌ها و هواپیماهای ماوراء صوت دانست. وسایل گلاید کنندهی ماوراء صوت با برخورداری از مزیت مسیر حرکت غیرقابل پیش‌بینی و سرعت بسیار بالا چالش‌های جدی را برای سامانه‌های پدافندی به وجود می‌آورند [۱، ۲].

حداکثر نسبت برآ به پسی (L/D) برای یک وسیله معیاری از کارایی آیرودینامیکی آن است. متأسفانه، برای وسایل مافوق صوت و ماوراء صوت، با افزایش عدد ماخ جریان آزاد، نسبت برآ به پسی بیشینه به طور چشمگیری کاهش می‌یابد زیرا با افزایش عدد ماخ قدرت موج شوک به سرعت افزایش می‌یابد که در نتیجه آن پسی موجی به شکل چشم‌گیری زیاد می‌شود [۳]. با این وجود دسته‌ای از پیکربندی‌های ماوراء صوت وجود دارند که بیشترین مقدار L/D را نسبت به سایر پیکربندی‌ها ایجاد می‌کنند و موج سواری (waverider) نام دارند [۴]. این پیکربندی‌ها از جمله مناسب‌ترین و رایج‌ترین پیکربندی‌ها در طراحی وسایل گلاید کننده ماوراء صوت شناسایی شده‌اند.

موج سواری یک وسیله مافوق صوت یا ماوراء صوت است که در شرایط طراحی مشخص (عدد ماخ و شرایط جریان آزاد)، در سراسر لبه حمله آن، موج شوک به لبه‌ی حمله چسبیده است. به این ویژگی چسبیده بودن شوک به سراسر لبه‌ی حمله که مزایای آیرودینامیکی را در پی دارد ویژگی موج سواری می‌گویند. پیکربندی یک موج سواری در مقایسه با یک وسیله‌ی رایج ماوراء صوت در شکل ۲ نشان داده شده است. مزیت آیرودینامیکی موج سواری در شکل ۲-بالا این است که به دلیل چسبیده بودن شوک به لبه‌ی حمله، فشار زیاد پشت موج شوک در زیر وسیله، از اطراف لبه حمله به سطح بالایی نشت (leak) نمی‌کند. میدان جریان در سطح زیرین محبوس می‌شود و فشار بالای آن حفظ می‌گردد. در نتیجه برای بیشتری بر روی وسیله ایجاد می‌شود. در مقابل، برای وسیله‌ای که در شکل ۲-پایین نشان داده شده است، بین جریان‌های سطوح پایین و بالا ارتباط برقرار است. فشار بالای سطح

یک نمونه‌ی معروف از وسایل گلاید کننده‌ی ماوراء صوت، اچ.تی.وی. ۲، ساخت کشور آمریکا است. هدف از ساخت این وسیله توسعه و تست یک وسیله‌ی هوایی ماوراء صوت مانور پذیر و راکت-پرتاب بوده است که توانایی پرواز با سرعت ۲۰ ماخ درون جو و در مسافت‌های بسیار طولانی را داشته باشد و در نتیجه بتواند هر نقطه از کره زمین را در کمتر از یک ساعت مورد هدف قرار دهد [۶]. شکل ۱ شماتیکی از این پرنده را نشان می‌دهد.



شکل ۱- شماتیک وسیله‌ی گلاید کننده‌ی اچ.تی.وی. ۲ [۷]

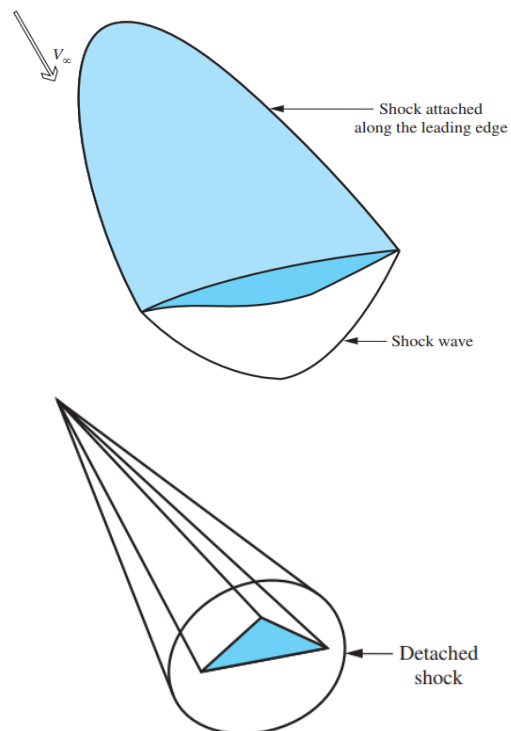
با توجه به اهمیت و ویژگی‌های برجسته‌ی پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲، در این پژوهش به محاسبه‌ی ضرایب آیرودینامیکی و سنجش کارایی آیرودینامیکی آن خواهیم پرداخت. از آنجاکه روش دینامیک سیالات محاسباتی با توجه به در نظر گرفتن کامل پدیده‌های آیرودینامیکی برای تحلیل پرنده‌ها در رژیم ماوراء صوت با دقت بالایی عمل می‌کند در این پژوهش از این روش استفاده شده است. برای این منظور معادلات ناویر استوکس با کمک نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت در رژیم ماوراء صوت در میدان جریان حول پرنده حل خواهد شد. با به دست آوردن ضرایب و کارایی آیرودینامیکی این پرنده مشخص می‌شود که ضرایب و کارایی آیرودینامیکی پیکربندی که برای عملکرد به‌عنوان یک وسیله‌ی گلاید کننده‌ی ماوراء صوت و جهت طی مسافت‌های طولانی درون جو مورد استفاده قرار می‌گیرد به‌تقریب چه مقدار باید باشد. در این پژوهش همچنین با به دست آوردن توزیع فشار حول پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲، ویژگی‌ی موج‌سواری در جریان ماوراء صوت تبیین شده و میزان برخورداری این پرنده از این ویژگی مورد بررسی قرار گرفته و مشخص می‌شود که پرنده مورد بررسی تا چه حد عملکردی مشابه موج‌سوارها دارد. بر این اساس می‌توان بیان داشت که آیا پرنده‌ی مذکور با کمک گرفتن از روش‌های طراحی موج‌سوار طراحی شده است یا خیر.

۲- تحلیل عددی

۲-۱- شرح مدل

در این پژوهش، هندسه‌ی مطرح‌شده در پژوهش آقایان تریسی و رایت [۸] (شکل ۳-بالا) برای پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲ مورد استفاده قرار گرفته است. پیکربندی مدل‌سازی شده این پرنده بر اساس هندسه‌ی مذکور در شکل ۳- پایین نشان داده شده است. طول، عرض و ارتفاع این پرنده به ترتیب ۳/۶۷، ۲/۲ و ۰/۸۸ متر می‌باشد. از آنجاکه بیشترین کارایی آیرودینامیکی وسایل گلاید کننده‌ی ماوراء صوت زمانی است که تا حد ممکن شوکی بر سطح بالای پرنده ایجاد نشود (شوکی در سطح بالا سبب کاهش نیروی برآ می‌شود)

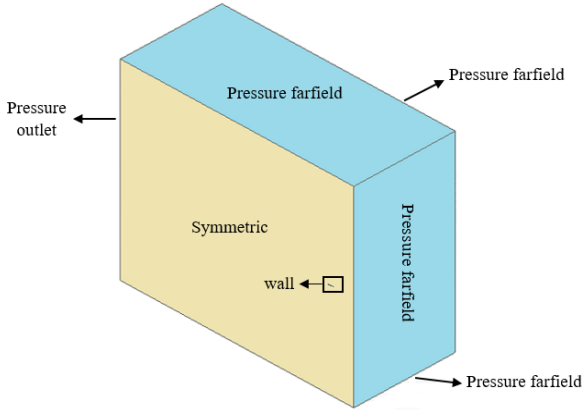
پایین تمایل دارد که از اطراف لبه‌ی حمله به سطح کم‌فشار بالایی نشت کند و یک جریان عرضی روی جسم شکل گیرد که در نتیجه آن سطح کلی فشار در سطح پایین کاهش یافته و برآی کمتری تولید می‌شود. به همین دلیل، وسیله‌ی رایج ماوراء صوت برای تولید برآیی مشابه موج‌سوار باید در زاویه‌ی حمله بیشتری پرواز کند [۳] که این مسئله سبب افزایش نیروی پسا‌ی آن شده و در کل کارایی آیرودینامیکی وسیله‌ی رایج ماوراء صوت را در مقایسه با موج‌سوار همواره کمتر خواهد بود. می‌توان چنین بیان داشت که در وسایل ماوراء صوتی که از ویژگی موج‌سواری برخوردار نیستند شوک همیشه یک عامل نامطلوب است که سبب افزایش نیروی پسا می‌شود اما در پیکربندی‌های موج‌سوار با استفاده از سطح شوک، نیروی برای اضافی ایجاد گردیده می‌شود.



شکل ۲- مقایسه‌ی میان پیکربندی یک موج‌سوار (بالا) و یک وسیله رایج ماوراء صوت (پایین) [۳]

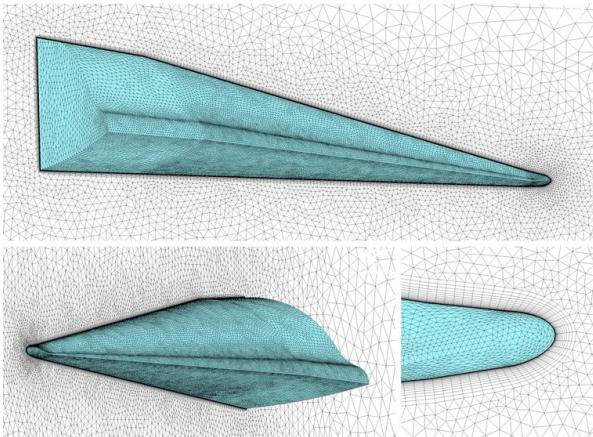
به‌منظور برآورده کردن نیاز اتصال موج شوک به لبه‌ی حمله، موج‌سوارها معمولاً با یک روش طراحی معکوس تولید می‌شوند. این فرآیند عموماً با در نظر گرفتن یک میدان جریان پایه (میدان جریان مولد نیز می‌گویند) حول یک جسم فرضی دلخواه مانند گوه یا مخروط در رژیم مافوق صوت یا ماوراء صوت شروع می‌شود. در ادامه بخشی از این میدان جریان که شامل شوک صاف، مخروطی یا غیره می‌شود به‌گونه‌ای برش می‌خورد که سطح زیرین بدنه‌ی حاصل دارای شوکی چسبیده و مشابه شوک میدان جریان پایه باشد. سطح بالایی جسم نیز به شکل دلخواه و معمولاً موازی جریان آزاد تعریف می‌شود. در نهایت هندسه‌ی موج‌سوار از اتصال سه سطح پرفشار پایین، کم‌فشار بالا و سطح صاف پشتی به دست می‌آید. جهت آشنایی با فرآیند و روش‌های طراحی موج‌سوارها خوانندگان می‌توانند به مرجع [۵] مراجعه کنند.

طول موج سوار است. شرایط مرزی برای دیواره‌ی موج سوار شرط مرزی دیواره (wall) با فرض عدم لغزش و آدیباتیک، برای صفحه‌ی تقارن شرط مرزی تقارن (symmetry)، برای صفحه‌ی پشت جسم، فشار خروجی (pressure outlet)، و برای سایر صفحات، فشار در دوردست (pressure farfield) مطابق شکل ۴ در نظر گرفته شده است.



شکل ۴- میدان حل حول پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲.

شبکه‌ی به کاررفته اطراف پیکربندی‌ها مشابه شکل ۵ شبکه‌ی چهاروجهی در خارج از لایه‌مرزی و منشوری در لایه‌مرزی است که در کنار راحتی اعمال بر بدنه‌های مختلف ناحیه‌ی لایه‌مرزی و نیروهای لزج را به خوبی مدل می‌کند. اندازه‌ی شبکه روی سطوح موج سوار از ۰/۴ تا ۲/۲ سانتی‌متر متغیر است و هرچه به سمت انتهای جسم می‌رویم بزرگ‌تر می‌شود. نرخ رشد شبکه در کل میدان ۱/۲ است. ارتفاع لایه‌ی اول لایه‌مرزی ۰/۱ میلی‌متر، نرخ رشد لایه‌مرزی ۱/۲ و تعداد لایه‌ها ۲۳ می‌باشد که منجر به $y^+ < 0.42$ می‌شود و برای مدل توربولانسی به کاررفته مناسب است. مجموع شبکه‌ی به کاررفته حدود ۵/۸ میلیون می‌باشد.

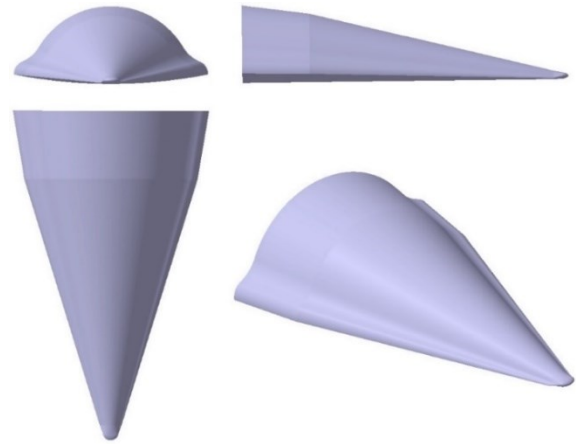
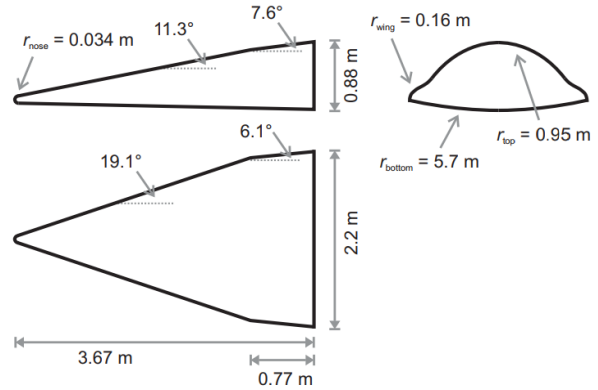


شکل ۵- شبکه‌بندی حول پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲.

۲-۲- اعتبارسنجی حل گر

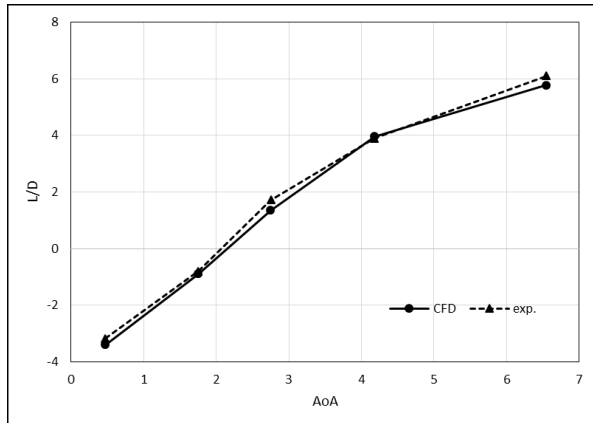
دقت روش حل عددی به کاررفته در این پژوهش با حل مدل بدنه‌ی شبه موج سوار و مقایسه با نتایج تجربی تونل باد مطرح در مرجع [۹] سنجیده شده است. مدل موردنظر از تقاطع یک صفحه‌ی مورب با زاویه‌ی ۴/۷۶ درجه با سطح یک استوانه با شعاع ۷/۶۷ سانتی‌متر به دست می‌آید. شکل ۶ تصویر سه نمای این بدنه را نشان می‌دهد. با توجه به اینکه مدل موردنظر هندسه‌ای

مدل مذکور با زاویه‌ای درون جریان قرار گرفته است که سطح بالای آن موازی با جریان آزاد باشد.



شکل ۳- بالا: مشخصات هندسی پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲ در پژوهش تریسی و رایت [۸]، پایین: پیکربندی مدل سازی شده‌ی پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲.

در ادامه میدان جریان حول این پیکربندی‌ها به کمک نرم‌افزار تجاری انسیس فلوئنت (Ansys Fluent) شبیه‌سازی گردیده است. عدد ماخ جریان آزاد ۸ در نظر گرفته شده است. حل گر چگالی پایه‌ی ضمنی (Implicit density-based solver) به روش مرتبه‌ی دوم رو-اف.دی.اس (Roe-FDS) انتخاب شده است. روش حداقل مربعات سلول پای (Least Square cell based) برای محاسبه‌ی تغییرات متغیرهای باقی استفاده شده است. با توجه به تراکم‌پذیری هوا در جریان ماوراء صوت مدل گاز ایده‌آل و با لزجت ثابت انتخاب شده است. در همه‌ی مدل‌ها، معادلات ناویر استوکس متوسط گیری شده توسط رینولدز (Reynolds Averaged Navier Stokes equations) مورد استفاده قرار گرفته است. برای مدل سازی آشفتنگی از مدل کی-اومگا نسخه‌ی اس.اس.تی (K- ω SST) استفاده شده است. مشخصات هوا در ارتفاع ۳۹ کیلومتر (میانگین ارتفاع مرحله‌ی گلاйд اچ.تی.وی. ۲) شامل فشار ۳۱۸ پاسکال و دمای ۲۴۸ کلوین لحاظ گردیده است. عدد کرانت (courant number) در طی حل از مقدار ۰/۲ تا ۲ متغیر بوده است. معیار همگرایی حل در این پژوهش، عدم تغییر نتایج برآ و پسا می‌باشد. جهت کاهش هزینه و زمان محاسبات و با توجه به نداشتن زاویه‌ی جانبی، پرنده‌ی موردنظر به صورت نیم بدنه مورد تحلیل قرار گرفته است. میدان حل به صورت مکعب مستطیل و مطابق شکل ۵ در نظر گرفته شده است. فواصل از جلو، طرفین و پشت موج سوار به ترتیب ۲۰ و ۴۰ برابر



شکل ۸. مقایسه‌ی نتایج عددی و تجربی نسبت برآ به پسا در زوایای حمله‌ی مختلف

۲-۳- بحث و نتایج

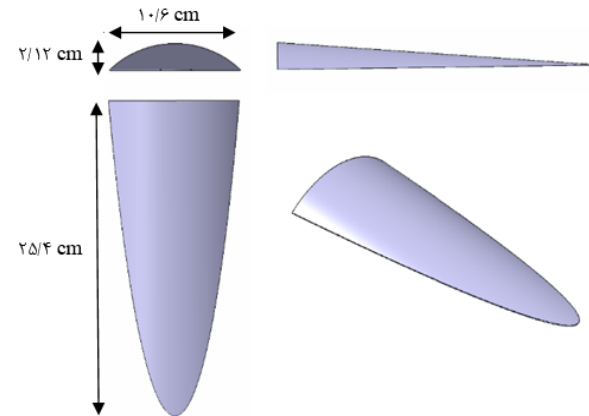
نتایج شبیه‌سازی آیرودینامیکی پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲ برای ضریب برآ (C_L)، ضریب پسا (C_D) به تفکیک فشاری و لزج و نسبت برآ به پسا (L/D) در جدول ۱ آمده است. لازم به ذکر است نتایج حاصل بر اساس بی‌بعد سازی برحسب مساحت دید از بالای پرنده صورت پذیرفته است. مشاهده می‌شود که تقریباً تمامی نیروی برآی پرنده، فشاری بوده و سهم لزجت در ایجاد نیروی برآ بسیار ناچیز است همچنین ۹۰ درصد نیروی پسا نیز فشاری می‌باشد. این نتایج با واقعیت جریان ماوراء صوت که در آن اغلب نیروی وارده به پرنده ناشی از موج شوک بوده و سهم نیروهای لزج اندک است سازگار می‌باشد. نسبت برآ به پسای ۲/۵۵ به دست آمده برای ناحیه‌ی جریان ماوراء صوت و عدد ماخ ۸ مقدار بالایی بوده و حاکی از کارایی آیرودینامیکی مناسب پیکربندی اچ.تی.وی. ۲ دارد. این نسبت به دست آمده با پژوهش آقای اکتون که در سال ۲۰۱۵ در یک فرآیند برازش و با کمک روابط تحلیلی مسیر حرکت، نسبت برآ به پسای ۲/۶ را برای اچ.تی.وی. ۲ به دست آورده است اختلاف قابل قبول ۲ درصدی دارد که بیانگر صحت تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی به کاررفته است.

جدول ۱- نتایج تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی اچ.تی.وی. ۲

$C_{L-pressure}$	۰/۱۳۹۹
$C_{L-viscous}$	-۰/۰۰۰۷
$C_{L-total}$	۰/۱۳۹۲
$C_{D-pressure}$	۰/۰۴۹۱
$C_{D-viscous}$	۰/۰۰۵۵
$C_{D-total}$	۰/۰۵۴۶
L/D	۲/۵۵

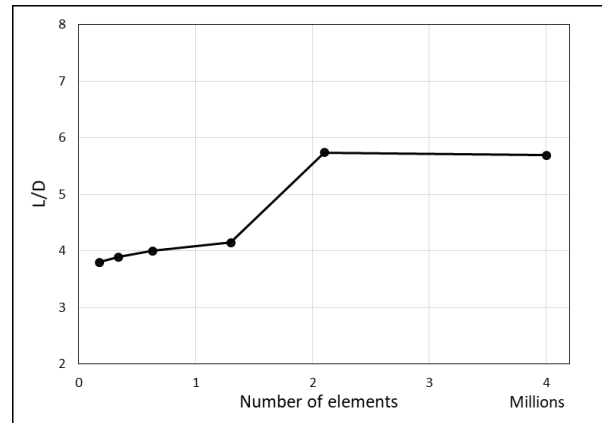
شکل ۹ توزیع فشار استاتیک حول پیکربندی اچ.تی.وی. ۲ را در صفحه‌ی تقارن، صفحه‌ی پشت جسم و ۵ مقطع در طول جسم نشان می‌دهد. مطابق شکل‌ها، مکانی که فشار شروع به افزایش می‌کند به عنوان محل شوک در نظر گرفته شده است و در شکل با خط چین مشخص شده است. سطح بالا

نزدیک به موج‌سوار دارد و در رژیم ماوراء صوت تست شده است، جهت اعتبارسنجی حل گر در این پژوهش مناسب است. شرایط تست تونل باد برای این مدل شامل عدد ماخ ۵/۲، فشار استاتیک $P_e = 1035 \text{ pa}$ و دمای استاتیک $T_e = 615 \text{ K}$ می‌باشد. روش حل، میدان و نوع شبکه‌ی به کاررفته برای این بدنه مشابه موج‌سوارهای طراحی شده در بخش قبل می‌باشد.



شکل ۶- هندسه‌ی مدل اعتبارسنجی، بدنه‌ی شبه موج‌سوار

جهت بررسی استقلال حل از شبکه برای این مدل، ۶ شبکه با تعداد شبکه‌های ۳۳۹k، ۱۷۴k، ۶۳۰k، ۱/۳M، ۲/۱M و ۴M ایجاد شده و برای مدل موردنظر با بیشترین زاویه‌ی حمله (۶/۵۵) مورد تحلیل قرار گرفتند. شکل ۷ نمودار نتایج نسبت برآ به پسا را برای شبکه‌های مختلف در مقایسه با نتایج تجربی نشان می‌دهد. شبکه‌ی ۲/۱ میلیونی به عنوان شبکه‌ی مناسب انتخاب گردیده و برای دیگر زوایای حمله مورد استفاده قرار گرفت زیرا نسبت به شبکه‌ی بعدی تغییرات نسبت برآ به پسای آن کمتر از ۵ درصد است.



شکل ۷- نتایج عددی نسبت برآ به پسا در زاویه‌ی ۶/۵۵ درجه برای شبکه‌های مختلف

در تحلیل این مدل به کمک نرم‌افزار انسیس فلونت نسبت برآ به پسا برای زوایای ۰/۴۷، ۱/۷۵، ۲/۷۵، ۴/۱۸ و ۶/۵۵ درجه به دست آمد که نتایج آن در شکل ۸ آمده است. با توجه به نمودار مشخص است که نتایج به دست آمده از حل عددی تطابق خوبی با داده‌های تجربی دارد. این مسئله اثبات می‌کند که روش عددی به کاررفته در این پژوهش جهت بررسی کارایی آیرودینامیکی پرنده‌ی مورد بررسی در ناحیه‌ی جریان ماوراء صوت از دقت مناسبی برخوردار است.

موج‌سوارها در طراحی وسایل گلاید کننده‌ی ماوراء صوت در دست‌یابی به کارایی آیرودینامیکی بالا و موردنیاز برای این وسایل کارآمد و مفید است.

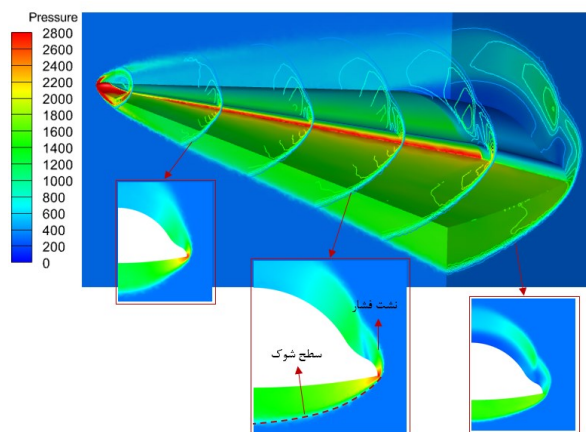
۴- قدردانی

نویسندگان بر خود لازم می‌دانند از آزمایشگاه پردازش موازی مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دانشگاه جامع امام حسین (ع) جهت حمایت از این پژوهش قدردانی نمایند.

۵- مراجع

1. Acton, J.M., Hypersonic boost-glide weapons. Science & Global Security, 2015. 23(3): p. 191-219.
2. Speier, R.H., et al., Hypersonic missile nonproliferation: hindering the spread of a new class of weapons. 2017: Rand Corporation.
3. Anderson Jr, J.D., Fundamentals of aerodynamics. 2010: Tata McGraw-Hill Education.
4. LEWIS, M. Application of waverider-based configurations to hypersonic vehicle design. in 9th Applied Aerodynamics Conference. 1991.
5. Ding, F., et al., An overview of research on waverider design methodology. Acta Astronautica, 2017. 140: p. 190-205.
6. Acton, J.M., Silver Bullet?: Asking the Right Questions about Conventional Prompt Global Strike. 2013: Carnegie Endowment for International Peace Washington, DC.
7. Göge, D., et al., Hypersonic vehicles-game changers for future warfare? Transforming Joint Air Power: The Journal of the JAPCC, 2017(24): p. 11-27.
8. Tracy, C.L. and D. Wright, Modeling the Performance of Hypersonic Boost-Glide Missiles. Science & Global Security, 2020. 28(3): p. 135-170.
9. Lange, R.H., Exploratory Investigation at a Mach Number of 5.20 of the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of Flat-Bottom Bodies. 1956.

همان‌طور که انتظار می‌رفت به دلیل هم‌راستا بودن با جریان آزاد، فاقد شوک و تغییر فشار قابل توجه است که یک ناحیه‌ی کم‌فشار را ایجاد کرده است. هرچند به دلیل انحنای دماغه و شوک کمانی ایجادشده در این ناحیه اندکی تغییرات فشار مشاهده می‌شود. به‌عکس سطح زیرین دارای یک شوک انحنادار است و به دلیل افزایش فشار در گذر از شوک، یک ناحیه‌ی پرفشار را در سطح زیرین پرنده ایجاد نموده است. اختلاف فشار میان این دو ناحیه‌ی کم‌فشار بالا و پرفشار پایین، اساس ایجاد نیروی برآی بالا در موج‌سوارهاست و پرنده‌ی اچ.تی.وی. ۲ نیز از این نظر عملکردی مشابه موج‌سوارها دارد. در سطح زیرین پرنده یک شوک انحنادار به‌گونه‌ای ایجادشده است که در تمام لبه‌ی حمله‌ی جسم، همان‌طور که در مقاطع مختلف مشخص است به لبه‌ی حمله نزدیک است. این مسئله سبب می‌شود که نشت فشار از ناحیه‌ی پرفشار پایین به ناحیه‌ی کم‌فشار بالا به شکل قابل توجهی کاهش یابد. این امر در سایر پیکربندی‌های رایج ماوراء صوت عامل اصلی هدر رفت فشار و نیروی برآ است که به نظر می‌رسد در پیکربندی اچ.تی.وی. ۲ با کنترل آن، همانند پیکربندی‌های موج‌سوار نیروی برآی بیشتری تولیدشده است. این چنین به نظر می‌رسد که گویا این پرنده بر بالشتکی از فشار سوار شده است؛ فشاری که محصور میان سطح شوک و سطح زیرین موج‌سوار است و این همان مفهوم موج‌سواری و حبس فشار در زیر وسیله است.



۳- نتیجه‌گیری

در این پژوهش وسیله‌ی گلاید کننده‌ی ماوراء صوت اچ.تی.وی. ۲ (HTV2) به کمک دینامیک سیالات محاسباتی مورد تحلیل آیرودینامیکی قرار گرفت تا کارایی آیرودینامیکی و میزان برخورداری آن از ویژگی موج‌سواری مشخص گردد. ضریب برآی ۰/۱۳۹، ضریب پسا ۰/۰۵۵ و نسبت برآ به پسا ۲/۵۵ به‌دست‌آمده برای این وسیله نشان از کارایی آیرودینامیکی مطلوب آن دارد. با بررسی توزیع فشار استاتیک حول این وسیله مشخص است که هرچند شوک کاملاً به لبه‌ی حمله چسبیده نیست اما در سراسر پیکربندی تا حد مطلوبی به لبه‌ی حمله نزدیک است و با جلوگیری مناسب از جریان عرضی و نشت فشار، سبب حبس فشار در سطح زیرین و افزایش نیروی برآی پرنده شده است. این مسئله بیان‌گر برخورداری مطلوب پیکربندی اچ.تی.وی. ۲ از ویژگی موج‌سواری می‌باشد که دلیل کارایی آیرودینامیکی مطلوب آن می‌باشد. در نتیجه مشخص است که در طراحی این پرنده از روش‌های طراحی موج‌سوارها استفاده شده است. این پژوهش نشان می‌دهد که به‌کارگیری ویژگی موج‌سواری و روش‌های طراحی