



Aerodynamic Design of a Hypersonic Glide Vehicle Based on the Cone-Derived Wave rider Configuration Method

R. Abolzadeh, M. A. Jozvaziri*, M. H. Eslamy, A. H. Hossein

Ghadr Aerodynamic Research Center, Faculty of Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

ABSTRACT: Hypersonic glide vehicles are a novel type of hypersonic weapons that have received extensive attention. These vehicles can seriously challenge any defense system by traveling long distances of about thousands of kilometers in the atmosphere at very high speeds up to more than 20 Mach. In this research, the aerodynamic design of a hypersonic glide vehicle has been done based on the wave rider theory and conical-derived wave rider Method. In this study, a parametric method with three parameters, including cone shock angle β , dihedral angle ϕ , and compression ratio S , was introduced and used as a design code. In the design process, the HTV2 hypersonic glide vehicle was used as a reference model. To achieve configurations with operational dimensions, by changing the design parameters, four-wave rider configurations with the same dimensions as the reference model were identified. By analyzing these four configurations using the computational fluid dynamics method, the configuration with the best aerodynamic and volume results was selected as the preferred design configuration. Compared to the reference model, the preferred configuration has 36% more aerodynamic efficiency and 15% less volume, indicating the efficiency of the used method.

Review History:

Received: Nov. 10, 2022
Revised: Jul. 08, 2023
Accepted: Jul. 10, 2023
Available Online: Aug. 20, 2023

Keywords:

Hypersonic glide vehicle
wave rider configurations
cone-derived wave riders
reverse aerodynamic design method
hypersonic aerodynamics

1- Introduction

The methods commonly used for the aerodynamic design of hypersonic glide vehicles include those based on the theory of wave rider configurations, which create a higher lift-to-drag ratio than other configurations [1]. A wave rider is a supersonic or hypersonic vehicle in which the shock wave is attached to the leading edge throughout its length under specific design conditions (i.e., Mach number and free flow conditions). Due to the attachment of the shock wave to the leading edge, the large pressure behind the shock wave under the vehicle does not leak to the upper surface from around the leading edge. Hence, the flow field is trapped at the lower surface and its high pressure is maintained, causing a higher lift force on the vehicle. [2].

Although there has been some research on the design of hypersonic glide vehicles based on hypersonic configurations theory, such as that in [3, 4], not all aspects of wave riders as hypersonic glide vehicles have yet been studied. The present research simultaneously considered all three aspects of a wave rider, namely operational dimensions, aerodynamic efficiency, and configuration volume for operation as a hypersonic glide vehicle. The method used was validated by comparing its results with those of the HTV2 glide vehicle. Among wave rider design methods, the cone-derived wave rider technique has been selected due to its good volume

and simpler design space. A parametric method with three parameters was employed as a design code for creating wave rider configurations. The overall design process in this research is as follows. First, the configurations with appropriate operational dimensions and volume obtainable from the design method are identified by varying the design parameters at specific increments within a suitable range. Since the operational dimensions of the vehicle are unknown at this stage, those of the HTV2 hypersonic glide vehicle are considered. Subsequently, these configurations undergo an aerodynamic analysis using computational fluid dynamics (CFD). The configuration with superior performance in terms of aerodynamic efficiency and volume is selected as the preferred design configuration. Next, the effectiveness of the designed configuration is determined by comparing it to HTV2 (as the reference model) in terms of volume, aerodynamic efficiency, and wave riding quality.

2- Design procedure

Wave rider configurations are usually built using an inverse design method. In the cone-derived technique, the wave rider configuration is extracted from the base flow around an imaginary cone under a supersonic or hypersonic regime. The top surface of the wave rider and its leading edge are created by projecting the top curve of the wave rider surface onto

*Corresponding author's email: mohamad.ali.vaziri@chmail.ir



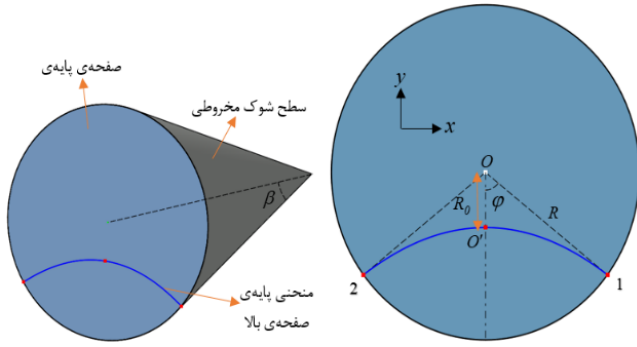


Fig. 1. The three design parameters of a cone-derived wave rider

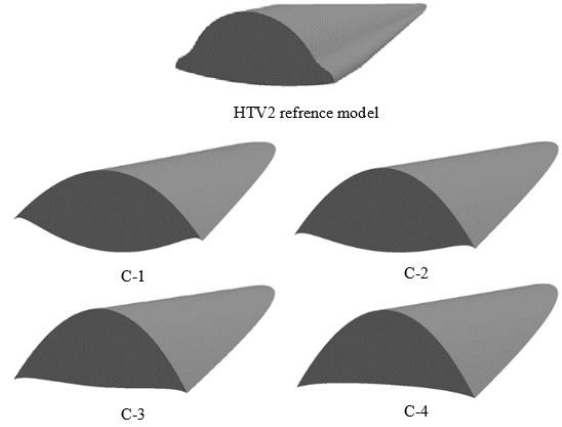


Fig. 2. The HTV2 glide vehicle and the four designed configurations

the hypothetical conical shock surface. Then, the wave rider configuration is divided into radial sections, and the bottom surface of the wave rider is obtained by numerically solving the following Taylor-Maccoll equation using the leading edge curve and the hypothetical conical shock. The wave rider configuration is obtained by connecting the created surfaces.

$$\frac{\gamma - 1}{2} \left[V_{max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left[2V_r + \frac{dV_r}{d\theta} \cot \theta + \frac{d^2V_r}{d\theta^2} \right] - \frac{dV_r}{d\theta} \left[V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \left(\frac{d^2V_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0 \quad (1)$$

The design parameters of this research are the conical shock angle β and the curve parameters of the top surface of the wave rider, including the anhedral angle ϕ and the compression ratio S (R_0 / R), which together determine the shape of the resulting wave rider. These parameters are displayed in Fig. 1.

3- Results and discussion

The suitable wave rider configurations in terms of dimensions were identified by considering a specific range and variation increment for the design parameters and specifying the maximum dimensional difference from the reference configuration (5%). Subsequently, low-volume configurations were eliminated, and four configurations with suitable dimensions and volume were selected and subjected to aerodynamic analyses and comparison with the reference model. Fig. 2 shows the configurations resulting from the design alongside the reference model. The dimensions of the designed configurations were similar to those of HTV2 with a maximum difference of 5%. Next, the flow fields around these configurations were aerodynamically simulated using ANSYS Fluent commercial software. For this purpose, the implicit density-based and steady solver using the Roe-FDS

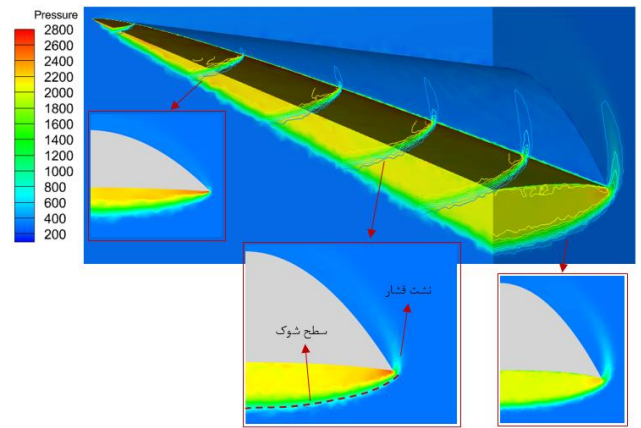


Fig. 3. Pressure distribution around the superior designed configuration

method was selected. Also, the ideal gas assumption was considered.

According to the results, the volumes of the designed configurations were lower than those of the reference model, but their lift-to-drag ratios were higher. The fourth configuration was selected as the preferred configuration with an aerodynamic efficiency 36% higher and a volume 15% lower than the reference model. If the volume is prioritized over aerodynamic efficiency, the third configuration can be considered a better choice with 26% more aerodynamic efficiency and 7% less volume than the reference model. Fig. 3 displays the pressure distribution around the preferred configuration compared to the reference model. As seen in the figure, pressure leakage was less in the preferred configuration than in the reference model, and a higher pressure entrapment occurred on the bottom surface of the preferred configuration due to its higher aerodynamic efficiency.

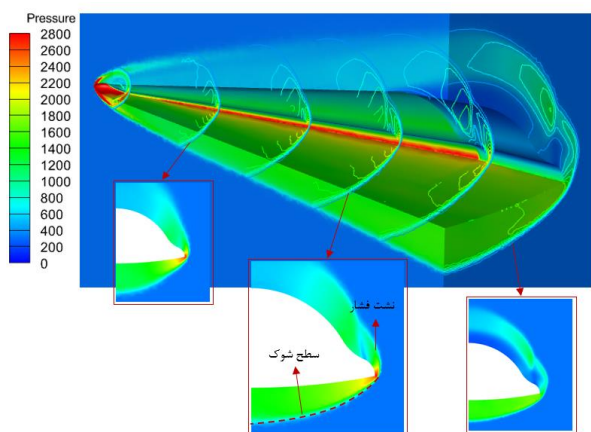


Fig. 4. Pressure distribution around the HTV2 reference model

4- Conclusion

In this research, a hypersonic glide vehicle was designed using the cone-derived wave rider method by considering its operational dimensions, volume, and aerodynamic efficiency.

The results indicated that the designed configuration provided 36% more aerodynamic efficiency than the HTV2 hypersonic glide vehicle with 15% less volume. Accordingly, one may conclude that the cone-derived wave rider design method can result in good configurations for use as hypersonic glide vehicles in terms of dimensions, volume, and aerodynamic efficiency.

References

- [1] M. LEWIS, Application of wave rider-based configurations to hypersonic vehicle design, in: 9th Applied Aerodynamics Conference, 1991, pp. 3304.
- [2] J.D. Anderson Jr, Fundamentals of aerodynamics, Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- [3] L. Jian-xia, H. Zhong-xi, C. Xiao-qing, Numerical Study of Hypersonic Glide Vehicle based on Blunted Wave rider, International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering, 5(7) (2011) 1313-1318.
- [4] T.-t. Zhang, Z.-g. Wang, W. Huang, S.-b. Li, A design approach of wide-speed-range vehicles based on the cone-derived theory, Aerospace Science and Technology, 71 (2017) 42-51.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

R. Abolzadeh, M. A. Jozvaziri, M. H. Eslamy, A. H. Hossein, Aerodynamic Design of a Hypersonic Glide Vehicle Based on the Cone-Derived Wave rider Configuration Method, Amirkabir J. Mech Eng., 55(7) (2023) 167-170.

DOI: 10.22060/mej.2023.21415.7539





طراحی آیرودینامیکی یک هواسر ماوراء صوت بر اساس روش پیکربندی موج‌سوار مشتق از مخروط

رامین ابولزاده، محمدعلی جزو وزیری*، محمدهادی اسلامی، امیرحسین حسین

مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشکده‌ی فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۱۹
بازنگری: ۱۴۰۲/۰۴/۱۷
پذیرش: ۱۴۰۲/۰۴/۱۹
ارائه آنلاین: ۱۴۰۲/۰۵/۲۹

کلمات کلیدی:

هواسر ماوراء صوت
پیکربندی‌های موج‌سوار
موج‌سوار مشتق از مخروط
روش طراحی معکوس آیرودینامیکی
آیرودینامیک ماوراء صوت

خلاصه: گونه‌ای نوظهور از تسلیحات ماوراء صوت که به شکل گسترده‌ای مورد توجه قرار گرفته‌اند، هواسرهای ماوراء صوت می‌باشند. این وسایل با طی مسافت‌های طولانی در حدود چندین هزار کیلومتر درون جو و سرعت‌های بسیار بالا تا بیش از ۲۰ ماخ، هر سامانه‌ی دفاعی را به‌طور جدی به چالش می‌کشند. در این پژوهش به طراحی آیرودینامیکی یک هواسر ماوراء صوت بر اساس تئوری موج‌سوارها و روش موج‌سوار مشتق از مخروط پرداخته شده است. یک روش پارامتری با سه پارامتر زاویه‌ی شوک مخروطی β ، زاویه‌ی هشتی Φ و نسبت فشردگی S معرفی گردیده و به شکل یک کد طراحی مورد استفاده قرار گرفته است. در فرآیند طراحی، از هواسر ماوراء صوت اچ.تی.وی. ۲۰ به‌عنوان مدل مرجع استفاده شده است. برای دستیابی به پیکربندی‌هایی با ابعاد عملیاتی، با تغییر پارامترهای طراحی، چهار پیکربندی موج‌سوار با ابعاد مشابه مدل مرجع شناسایی شده است. با تحلیل این چهار پیکربندی به روش دینامیک سیالات محاسباتی، پیکربندی که در مجموع بهترین نتایج آیرودینامیکی و حجم را دارد، به‌عنوان پیکربندی برگزیده‌ی طراحی انتخاب شده است. پیکربندی برگزیده نسبت به مدل مرجع، درازای ۱۵ درصد حجم کمتر، ۳۶ درصد کارایی آیرودینامیکی بیشتری دارد. این مسئله بر کارایی روش به‌کاررفته در طراحی آیرودینامیکی هواسرهای ماوراء صوت دلالت دارد.

۱- مقدمه

به درون جو برگشته و در موازات سطح سرش می‌نمایند که به این پرواز اصطلاحاً «شتاب-سرش^۳» می‌گویند. از آنجاکه این گونه مانور پذیر می‌باشد، دفاع در برابر آن‌ها در مقایسه با موشک‌های بالستیک به‌مراتب مشکل‌تر است. علاوه بر این ارتفاع پروازی پایین آن‌ها در مقایسه با موشک‌های بالستیک شناسایی آن‌ها را برای رادارهای زمین-پایه^۴ مشکل‌تر می‌سازد [۱]. طراحی آیرودینامیکی هواسرهای ماوراء صوت از اهمیت بالایی برخوردار است زیرا یک پیکربندی مناسب با افزایش برآ و کاهش پسا، امکان بهره‌برداری بیشینه از جو را فراهم ساخته و دستیابی به برد و سرعت‌های بالاتر درازای سرعت اولیه و شتاب‌دهی کمتر را فراهم می‌کند.

با افزایش عدد ماخ جریان آزاد، نسبت برآ به پسای بیشینه به‌طور چشمگیری کاهش می‌یابد. با این وجود، دسته‌ای از پیکربندی‌های ماوراء صوت وجود دارند که بیشترین مقدار برآ به پسا را نسبت به سایر پیکربندی‌ها ایجاد می‌کنند و «موج‌سوار^۵» نام دارند [۲]. موج‌سوار یک وسیله مافوق

تسلیحات ماوراء صوت به دلیل سرعت بسیار بالا و در نتیجه مشکل بودن ردیابی و هدف‌گیری توسط سامانه‌های پدافندی و کاهش چشمگیر زمان رسیدن به هدف مورد توجه‌اند. نوعی از تسلیحات ماوراء صوت، موشک‌های بالستیک مرسوم هستند که در هنگام بازگشت به جو به سرعت‌های ماوراء صوت بالا دست می‌بایند. در سال‌های اخیر گونه‌ای دیگر از موشک‌های ماوراء صوت ظهور کرده‌اند که به هواسرهای ماوراء صوت (اچ.جی.وی.ها^۱) شهرت دارند. هدف از ظهور این تسلیحات هدف قراردادن هر نقطه از کره زمین در زمانی کمتر از یک ساعت بوده است. هواسرهای ماوراء صوت توانایی سرش^۲ در سرعت‌های بالای ماوراء صوت (حتی بیش از ۲۰ ماخ) و پرواز در ارتفاع حدود ۳۰ تا ۱۰۰ کیلومتر در مسافتی در مقیاس چندین هزار کیلومتر را دارند. این هواسرها به کمک یک موشک حامل به خارج از جو رفته و در آنجا تا سرعت‌های بسیار بالا شتاب می‌گیرند، پس از جدایش از حامل،

1 Hypersonic glide vehicles (HGVs)

2 glide

3 boost-glide

4 terrestrial-based radars

5 waverider

* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: mohamad.ali.vaziri@chmail.ir

حمله در این حالت یک شوک منحنی شکل خواهد بود. این موج‌سوارها را «موج‌سوارهای مشتق از مخروط^۴» می‌نامند. راسموسن [۶، ۷] در سال ۱۹۷۹، برای اولین بار تلاش کرد برای ایجاد موج‌سوارها از سه میدان جریان پایه‌ی غیر لزج حول یک شبه مخروط استفاده کند؛ جریان حول یک مخروط دایروی در زاویه حمله کوچک، جریان حول یک مخروط بیضوی در زاویه حمله صفر و جریان حول یک مخروط بیضوی در زاویه حمله کوچک. او بیان داشت در همه موارد شوک به لبه‌ی حمله‌ی تیز موج‌سوارها چسبیده است. بوکات و همکاران [۸] در ۱۹۸۷، برای اولین بار بر اهمیت اثرات لزجت تأکید داشته و آن‌ها را در موج‌سوارهای ماوراء صوتشان گنجانده‌اند. این موج‌سوارها را «موج‌سوارهای لزج^۵» می‌نامند. اثرات لزجت با تصحیح ضخامت جابجایی لایه‌مرزی دوبعدی آرام، انتقالی و آشفته در امتداد خطوط جریان غیر لزج گنجانده شدند. بوکات و همکاران به این نتیجه رسیدند که موج‌سوارهای لزج حاصل نسبت برآ به پسای بالا و بیش از سایر موج‌سوارهای مطرح‌شده تا آن زمان را فراهم می‌کنند. سوبیک‌اسکی و همکاران [۹] در ۱۹۹۰ به دنبال ارائه‌ی یک روش طراحی نو بودند که به موج‌سوارهایی عمومی‌تر و شاید بهینه دست یابند. آن‌ها روشی را تحت عنوان «مخروط‌های هم‌رس» پیشنهاد دادند که از جریان‌های متقارن محوری در هر مقطع برای طراحی بدنه استفاده می‌کرد. این موج‌سوارها، «موج‌سوارهای مخروطی هم‌رس^۶» نام گرفتند. این روش طراحی معکوس یک‌شکل لبه حمله و شکل موج شوک دلخواه را تعیین می‌کند که می‌تواند در عرض بدنه از انحنای مشخصی برخوردار باشد. این منجر به کنترل بهتر طراحی یکپارچه موج‌سوار می‌شود. سوبیک‌اسکی و همکاران ابراز داشتند که موج‌سوار مخروط هم‌رس نسبت به موج‌سوار مشتق از مخروط از مزایای آیرودینامیکی و حجمی نسبتاً بهتری برخوردار است. در سال ۱۹۹۴ و ۱۹۹۵، تاکاشیما و لوئیس [۱۰، ۱۱]، برای اولین بار از یک میدان جریان سه‌بعدی غیرمتقارن محوری در اطراف یک بدنه‌ی ترکیبی مخروطی-گوه‌ای استفاده کردند. آن‌ها با این روش، موج‌سواری را برای عدد ماخ ۶ و ارتفاع ۳۰ کیلومتر طراحی کردند و آن را با استفاده از یک حل گر اویلر سه‌بعدی اعتبار سنجی کردند. نسبت برآ به پسای بالایی حدود ۸ و کارایی حجمی مطلوبی به دست آمد که از موج‌سوار مخروطی با شرایط طراحی مشابه بیشتر می‌بود. در سال ۲۰۰۶ منگین و همکاران [۱۲] به مقایسه‌ی موج‌سوارهای به‌دست‌آمده از روش‌های مختلف حل میدان جریان پرداختند. این روش‌ها شامل حل معادلات حاکم بر جریان

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. مزیت آیرودینامیکی موج‌سوار 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^۱ نمی‌کند، میدان جریان در سطح زیرین محبوس می‌شود و فشار بالای آن حفظ می‌گردد، در نتیجه برای بیشتری بر روی وسیله ایجاد می‌شود. در ادامه از این پیکربندی‌ها در این پژوهش جهت طراحی هواسرهای ماوراء صوت استفاده خواهد شد. از جمله چالش پیکربندی‌های موج‌سوار، حجم نسبتاً اندک آن‌هاست که برای جاده‌ی تجهیزات و حمل محموله‌های بزرگ مشکل‌ساز خواهد بود از این‌رو جهت به‌کارگیری این پیکربندی‌ها به‌عنوان هواسرهای ماوراء صوت لازم است مسئله‌ی حجم حاصل پیکربندی موردتوجه قرار گیرد.

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.

در سال ۱۹۵۹ نان ویلر [۳، ۴] با طرح بال‌های «کارت^۲» شکل که دارای سطح زیرین غیر تخت بود به شکل تصادفی پیکربندی‌های موج‌سوار را کشف کرد و نشان داد که جریان حول این بدنه‌ها را می‌توان با حل جریان ساده‌ی روی گوه محاسبه کرد. این موج‌سوارها را موج‌سوارهای مشتق از گوه^۳ نیز می‌نامند. جونز و همکاران [۵] در سال ۱۹۶۸، روش طراحی موج‌سوار بر اساس شوک پایه‌ی مخروطی را معرفی کردند. آن‌ها بیان کردند که سطوح موج‌سوار را می‌توان به شکل منحنی و به روشی مشابه با سطوح تولیدشده توسط جریان گوه‌ای دوبعدی طراحی کرد؛ بدین‌صورت که به‌جای استفاده از جریان پایه بر روی یک گوه از جریان پایه روی یک مخروط (که به جریان مخروطی معروف است) استفاده کرد و شوک چسبیده به لبه‌ی

4 Cone-derived waveriders
5 Viscous waveriders
6 Osculating cone waveriders

1 spillage
2 caret
3 wedge-driven waveriders

به طراحی یک هواسر ماوراء صوت بر اساس روش موج‌سوار مشتق از مخروط پرداختند. آن‌ها برای غلبه بر مشکل محدود بودن طراحی موج‌سوارهای مشتق از مخروط به یک عدد ماخ مشخص ایده‌ای نو را ارائه دادند که بر اساس آن فرآیند طراحی به‌جای محدود بودن به یک عدد ماخ، برای بازه‌ای میان دو عدد ماخ صورت می‌پذیرد. بدین صورت که هنگام تعیین محل شوک در هر مقطع موج‌سوار در جهت عرضی، به‌جای روش مرسوم استفاده از یک عدد ماخ ثابت در هر مقطع، از یک عدد ماخ متفاوت و در بازه‌ای اعداد ماخ طراحی استفاده کردند. نتایج نشان می‌داد که موج‌سوارهای طراحی‌شده با دامنه‌ی وسیع سرعت در این مقاله، عملکرد خوبی در محدوده اعداد ماخ طراحی دارند. در سال ۲۰۱۸ لیو و همکاران [۱۷] یک روش موج‌سوار مخروطی هم‌سر با زاویه‌ی شوک متفاوت را پیشنهاد دادند. در این روش محدودیت اعمال میدان جریان مخروطی یکسان بر روی هر مقطع هم‌سر حذف می‌شود، زیرا زاویه شوک هر مقطع متفاوت است که می‌توان آن را با توجه به نیازهای خاص موج‌سوار انتخاب کرد. آن‌ها بیان داشتند که طراحی توزیع‌های مختلف زاویه شوک می‌تواند نسبت برآ به پسا، راندمان حجمی و موقعیت مرکز فشار را تنظیم کند که پیکربندی طراحی‌شده را کاربردی‌تر می‌سازد. از جمله مشکلات بدنه‌های موج‌سوار حجم کم آن‌هاست برای حل این مشکل در سال ۲۰۱۹ لی چن و همکاران [۱۸] برای موج‌سوارها، روش طراحی نوینی را با ایجاد تغییراتی در روش مخروط‌های هم‌سر ابداع کردند و آن را روش مخروط‌های هم‌سر بهبود حجم یافته نام نهادند. موج‌سوار جدید از طریق سه منحنی اصلی، شامل منحنی سطح بالای موج‌سوار، منحنی شوک چسبیده در مقطع پایه و منحنی مراکز شوک‌های مقاطع هم‌سر تولید می‌شود. برای برآوردن نیازهای طراحی، منحنی مراکز شوک‌ها، که می‌تواند به‌طور انعطاف‌پذیر طراحی شود، برای اولین بار مطرح شد تا پیکربندی‌هایی با ویژگی‌ها و عملکردهای مختلف ایجاد کند. نتایج به ازای کاهش کارایی آیرودینامیکی اندک بهبود قابل توجهی در حجم را نشان می‌داد. برای مثال موج‌سوار بهبود حجم یافته‌ی اول در مقایسه با موج‌سوار مخروطی ۶۶/۷۶ درصد حجم بیشتری دارد. از جمله مشکلات موج‌سوارهای مخروطی هم‌سر یکسان فرض شدن قدرت شوک در همه‌ی مقاطع طراحی و نادیده گرفتن گرادیان فشار در عرض موج‌سوار بوده است. در سال ۲۰۲۰ ژنگ و همکاران [۱۹] برای غلبه بر این مشکل یک روش طراحی معکوس جدید را برای طراحی موج‌سوار مخروطی هم‌سر پیشنهاد دادند که بر محوریت یک شوک حاکم عمل می‌کرد و آن را روش «مخروط‌های هم‌سر

تیلور-مکول، روش اغتشاشات کوچک مافوق صوت و حل اوایلر بود. نتایج اختلاف اندک بین شکل‌های سطح پایین پیکربندی‌های موج‌سوار به‌دست‌آمده با هر سه روش را نشان می‌داد. از جمله مشکلات طراحی موج‌سوارها محدود بودن طراحی به یک عدد ماخ مشخص است به‌گونه‌ای که در خارج از عدد ماخ طراحی، بازدهی آیرودینامیکی موج‌سوار افت خواهد کرد. در سال ۲۰۱۱ ژیان چیا و همکاران [۱۳] با استفاده از روش پیکربندی موج‌سوار به طراحی یک هواسر ماوراء صوت با لبه‌ی حمله‌ی پخ پرداختند. جهت مقابله با گرمایش آیرودینامیکی لبه‌ی حمله بر اساس فرمول فی-ریدل به شعاع ۳ سانتی‌متر پخ شد. ژیان چیا و همکاران هواسر ماوراء صوت مدنظر را در ارتفاع ۴۰ کیلومتر و سرعت ۳۱۷۱ متر بر ثانیه مورد تحلیل قرار دادند. نتایج تحلیل آیرودینامیکی ضریب برآی ۰/۴۲۶ و ضریب پسای ۰/۱۵۸ و در نتیجه نسبت برآ به پسای ۲/۷ را نشان می‌داد که هرچند به دلیل پخی لبه‌ی حمله با افت کارایی روبرو شده بود اما برای طی مسیر موردنظر کافی بود. نتایج تحلیل ترمودینامیکی نیز نشان داد که به‌جز در ناحیه‌ی دماغه و نزدیک نقطه سکون که دما به حدود ۲۰۰۰ درجه کلون می‌رسد و نیاز به تحقیقات بیشتر دارد، انتقال حرارت در بقیه‌ی نواحی آن‌چنان چالش‌برانگیز نیست. با توجه به خلأ موجود در زمینه‌ی شناخت قابلیت‌های استراتژیک اچ جی وی‌ها، در سال ۲۰۱۵ اکتون [۱۴] بدین منظور هواسر ماوراء صوت اچ‌تی‌وی-۲۱ را به لحاظ مشخصات مسیر حرکت و ویژگی‌های آیرودینامیکی مورد تحلیل قرار داد. با استخراج روابط تحلیلی پرواز شتاب سرش و با استفاده از یک فرآیند برازش، از معلومات مسیر حرکت منتشرشده توسط سازنده، مجهولات شامل ضرایب بالستیک و نسبت برآ به پسا و برخی ویژگی‌های مسیر حرکت مانند ارتفاع شروع سرش و غیره را برای دو مسیر حرکت A و B پرنده به دست آورد. نسبت برآ به پسا که بیانگر کارایی آیرودینامیکی این وسیله می‌باشد، ۲/۶ به دست آمد. لیو جون و همکاران [۱۵] در همین سال به بررسی اثر گرمایش آیرودینامیکی بر ویژگی‌های آیرودینامیکی موج‌سوار پرداختند. دو مدل گاز غیر تعادلی و گاز کامل برای شبیه‌سازی جریان حول یک موج‌سوار مشتق از مخروط در اعداد ماخ ۱۵، ۲۰ و ۲۵ به کار گرفته شد. نتایج نشان می‌داد که در همه‌ی اعداد ماخ برای دو مدل نتایج میدان جریان از جمله توزیع فشار، توزیع عدد ماخ و توزیع ضریب فشار تا حد زیادی به هم نزدیک‌اند. آن‌ها همچنین بیان داشتند برای موج‌سوار مشتق از مخروط اثر غیر تعادلی ترمودینامیکی^۲ عمدتاً تنها در انتهای موج‌سوار درون لایه‌مرزی و در گردابه‌ی پشت آن زیاد است. در سال ۲۰۱۷ تیان ژانگ و همکاران [۱۶]

1 Hypersonic Technology Vehicle 2 (HTV2)

2 Thermochemical non-equilibrium effect

چندگانه^۱ نام نهادند. در این روش جدید، سطح شوک حاکم بر موج‌سوار به عناصری که می‌توانند از جریان‌های مخروطی محلی متعدد مشتق شوند، گسسته می‌شود. جریان‌های مخروطی چندگانه محلی نشان می‌دهند که صفحات هم‌مرس مجاور دارای مولدهای شوک متفاوتی هستند و به عبارتی زاویه‌ی شوک متفاوتی خواهند داشت. موج‌سوارهای حاصل تطابق مناسب میان میدان جریان تحلیلی و میدان جریان واقعی محاسبه شده را به‌ویژه در ماخ بالا نشان می‌داد. آن‌ها بیان داشتند که این روش جدید توسعه‌یافته، یک ابزار محاسباتی کارآمد برای طراحی موج‌سوار فراهم می‌کند و از انعطاف‌پذیری بیشتری نسبت به بسیاری از روش‌های طراحی موج‌سوار که تاکنون مطرح شده برخوردار است. عموم موج‌سوارهای طراحی شده تا امروز بر اساس فرض جریان یا جریان‌های پایه‌ی متقارن محوری و اغلب مخروطی بوده است. در سال ۲۰۲۱ حسین و همکاران [۲۰] در بخشی از پژوهش خود برای هواسرهای ماوراء صوت با مقطع بیضوی، به بررسی اثر فشردگی بدنه (نسبت ارتفاع به عرض بدنه) و انحنای دماغه بر ویژگی‌های آیرودینامیکی و مسیر حرکت وسیله در مرحله‌ی سرش پرداختند. آن‌ها به این نتیجه دست یافتند که هر چه فشردگی بدنه بیشتر باشد، ویژگی‌های آیرودینامیکی، برد اچ جی وی و زمان پرواز به شکل چشم‌گیری افزایش می‌یابد اما انحنای دماغه تأثیر زیادی بر این ویژگی‌ها نخواهد داشت. بدین صورت که بدنه‌ای با فشردگی ۰/۴ نسبت به بدنه‌ای با فشردگی ۰/۹۵ صدویست و یک درصد مسافت بیشتری را طی می‌نماید. آن‌ها همچنین دریافتند که فشردگی بدنه برخلاف برد تأثیر چندانی در سرعت برخورد پرنده به هدف نخواهد گذاشت و در عوض این انحنای دماغه است که در سرعت برخورد نقش تعیین‌کننده‌ای ایفا می‌کند. به‌گونه‌ای که برای انحنای دماغه ۶ سانتی‌متر سرعت برخورد ۵/۱ ماخ و برای انحنای ۱۲ سانتی‌متر سرعت برخورد با کاهش ۷۵ درصدی، برابر ۱/۳ ماخ خواهد بود. حسین و همکاران در این پژوهش برای تحلیل جریان و به دست آوردن ویژگی‌های آیرودینامیکی هواسر در هر لحظه از مسیر حرکت، از روش نیوتونی اصلاح‌شده و تصحیح نتایج با دینامیک سیالات محاسباتی استفاده کردند و برای شبیه‌سازی مسیر حرکت از فرض جسم نقطه‌ای با سه درجه آزادی بهره بردند.

هرچند پژوهش‌ها در زمینه‌ی طراحی آیرودینامیکی هواسرهای ماوراء صوت در جهان اندک است اما در زمینه‌ی موج‌سوارها، که یکی از مناسب‌ترین رویکردهای طراحی برای کلیه‌ی وسایل پرنده‌ی ماوراء صوت با نسبت برآ به پسای بالا از جمله هواسرهای ماوراء صوت هستند؛ پژوهش‌های بسیاری

صورت پذیرفته است. در مجموع، در یک دسته‌بندی کلی، روش‌های طراحی موج‌سوارهای مافوق صوت و ماوراء صوت را می‌توان به دودسته‌ی دوبعدی یا مشتق از گوه و سه‌بعدی تقسیم کرد. موج‌سوارهای دوبعدی از شوک دوبعدی روی یک گوه با زاویه‌ی شوک مشخص به‌عنوان میدان پایه، برای استخراج هندسه‌ی موج‌سوار استفاده می‌کنند. درحالی‌که موج‌سوارهای سه‌بعدی از شوک ایجادشده حول یک جسم متقارن محوری برای این امر بهره می‌برند. با توجه به این‌که از چه میدان پایه‌ی متقارن محوری استفاده می‌شود، موج‌سوارهای سه‌بعدی خود به انواع مختلفی تقسیم می‌شوند. رایج‌ترین موج‌سوارهای سه‌بعدی، موج‌سوار مشتق از مخروط و موج‌سوار مخروطی هم‌مرس نام دارند. موج‌سوار مشتق از مخروط از یک شوک مخروطی ساده و واحد به‌عنوان میدان پایه استفاده می‌کند درحالی‌که موج‌سوار مخروطی هم‌مرس از میدان پایه‌ای با تعدادی شوک مخروطی در کنار یکدیگر با زوایای شوک ثابت اما شعاع انحنای متفاوت بهره می‌برد که امکان به دست آوردن شوک پایه با انحنای متفاوت را فراهم می‌آورد. سایر روش‌های مطرح‌شده در زمینه‌ی موج‌سوارهای سه‌بعدی روش‌هایی ابتکاری و در توسعه‌ی این دو روش اصلی می‌باشد. این روش‌های ابتکاری عموماً در جهت گسترش فضای طراحی برای فراهم کردن امکان دست‌یابی به هندسه‌های متفاوت‌تر، افزایش حجم پیکربندی‌های طراحی شده و یا بهبود عملکرد موج‌سوار در بازه‌ای از اعداد ماخ پرواز ابداع شده‌اند. در یک مقایسه‌ی کلی میان عملکرد موج‌سوارهای مختلف می‌توان این‌طور بیان کرد که در مجموع موج‌سوارهای دوبعدی از عملکرد آیرودینامیکی بهتری نسبت به موج‌سوارهای سه‌بعدی برخوردارند. اما در عوض حجم حاصل موج‌سوارهای سه‌بعدی نسبت به دوبعدی به‌مراتب بیشتر است. از طرف دیگر فشار در پشت شوک موج‌سوار دوبعدی نسبت به موج‌سوار سه‌بعدی یکنواخت‌تر است. این امر برای موج‌سوارهایی که از موتور بهره می‌برند و نیاز به فشار یکدست در ورودی دارند حائز اهمیت است. در مقایسه میان موج‌سوار مشتق از مخروط و مخروطی هم‌مرس، موج‌سوار مشتق از مخروط به‌مراتب فرآیند طراحی ساده‌تری دارد و شوک ایجادشده با شوک مفروض اولیه در میدان پایه تطابق بیشتری دارد. در عوض موج‌سوار مخروطی هم‌مرس امکان دست‌یابی به هندسه‌های متنوع‌تری را فراهم می‌کند و با گسترش فضای طراحی هندسه‌هایی با حجم بیشتر نیز در دسترس خواهد بود.

پژوهش‌هایی که به طراحی هواسرهای ماوراء صوت با استفاده از روش‌های طراحی موج‌سوارها پرداخته‌اند انگشت‌شمارند و هنوز برای پاسخ به این سؤال که آیا این روش‌های طراحی برای طراحی هواسرهای

کارآمد برای طراحی هواسرهای ماوراء صوت و سایر وسایل ماوراء صوتی که نیاز به نسبت برآ به پسای بالا دارند گردد. در کنار این هدف اصلی، شرح و بررسی ویژگی موج سواری در پیکربندی‌های طراحی شده و پیکربندی اچ.تی. وی.۲ و همچنین بررسی و مقایسه‌ی کارآیی چند پیکربندی قابل ایجاد با روش مورد استفاده نیز مورد توجه قرار گرفته است.

۲- فرآیند طراحی پیکربندی‌های موج سوار مشتق از مخروط

پیکربندی‌های موج سوار معمولاً با استفاده از یک روش طراحی معکوس^۲ تولید می‌شوند. در این روش ابتدا یک جسم فرضی دلخواه که جریان حول آن شناخته شده باشد درون جریان مافوق صوت یا ماوراء صوت فرض می‌شود که در روش مشتق از مخروط این جسم یک مخروط است. در ادامه میدان شوک تولید شده حول آن که میدان مولد یا میدان پایه نام دارد، بدون در نظر گرفتن جسم تشکیل دهنده آن برای تولید موج سوار مورد استفاده قرار می‌گیرد. هدف از این میدان پایه فقط به دست آوردن یک سطح شوک است تا در مراحل بعد، پیکربندی طراحی شود که به این شوک چسبیده باشد. اگر در صفحه‌ی پایه‌ی شوک مخروطی منحنی که منحنی پایه‌ی سطح بالا یا یو.بی.سی^۳ نام دارد و به کمک یک روش پارامتری تعیین می‌شود همانند شکل ۱ در نظر گرفته شود، چنانچه این منحنی بر سطح شوک مخروطی در راستای جریان آزاد تصویر گردد، لبه‌ی حمله‌ی موج سوار حاصل می‌شود. با اتصال منحنی یو.بی.سی و لبه‌ی حمله، سطح بالایی موج سوار تشکیل می‌شود که موازی جریان آزاد بوده و فاقد شوک است. چنانچه منحنی یو بی سی در راستای جریان آزاد تصویر شود، زاویه‌ی حمله‌ی مطلوب موج سوار حاصل، زاویه‌ی است که سطح بالایی موج سوار موازی جریان آزاد قرار گیرد^۴. این زاویه زاویه‌ی حمله‌ی طراحی است. در این مرحله چنانچه میدان پایه را به صورت مقاطع دوبعدی شعاعی در نظر بگیریم، با داشتن لبه‌ی حمله و محل شوک مخروطی، سطح پایین موج سوار به گونه‌ای تعیین می‌شود که در هر مقطع، همان شوک مفروض اولیه را ایجاد کند. به بیان دیگر در هر مقطع با داشتن شوک مشخص شده از قبل، سطح تولیدکننده آن تعیین می‌شود که از این رو این فرآیند طراحی را طراحی معکوس می‌گویند. محل سطح پایین موج سوار در هر مقطع از حل عددی معادله‌ی تیلور-مکول^۵ که برای حل جریان مافوق

ماوراء صوت قابل اطمینان هستند یا خیر کفایت نمی‌کنند زیرا هنوز تمامی جوانب و ویژگی‌های مورد نیاز هواسرها در فرآیند طراحی لحاظ نشده‌اند. در پژوهش پیش رو سه جنبه‌ی ابعاد عملیاتی، کارآیی آیرودینامیکی و حجم پیکربندی‌های طراحی شده برای عملکرد به عنوان هواسر ماوراء صوت به صورت هم‌زمان مورد توجه قرار گرفته‌اند. از میان روش‌های طراحی موج سوار، روش موج سوار مشتق از مخروط با توجه به حجم مطلوب و عدم پیچیدگی فضای طراحی انتخاب گردیده است. یک روش پارامتری با سه پارامتر به صورت یک کد طراحی به زبان فرترن^۱ برای ایجاد پیکربندی‌های موج سوار مورد استفاده قرار گرفته است. فرآیند کلی طراحی در این پژوهش بدین صورت است که در ابتدا با تغییر پارامترهای طراحی در بازه‌ای مناسب و با گام‌های مشخص پیکربندی‌هایی با ابعاد عملیاتی و حجم مناسب که از روش طراحی قابل ایجاد هستند شناسایی می‌شوند. در گام بعد این پیکربندی‌ها مورد تحلیل آیرودینامیکی به کمک دینامیکی سیالات محاسباتی قرار می‌گیرند. پیکربندی که به لحاظ کارآیی آیرودینامیکی و حجم عملکرد بهتری داشته باشد به عنوان پیکربندی برگزیده‌ی طراحی انتخاب می‌گردد. صحت طراحی صورت پذیرفته در این پژوهش از مقایسه‌ی عملکرد پیکربندی‌های طراحی شده با عملکرد هواسر ماوراء صوت اچ.تی. وی.۲ به عنوان مدل مرجع مشخص می‌گردد.

ابعاد هواسر برای جا دهی تجهیزات، حمل توسط شتاب‌دهنده (جایگیری در نوک موشک شتاب‌دهنده) و کنترل پرنده حائز اهمیت است. با توجه به مشخص نبودن دقیق الزامات ابعادی در مرحله‌ی نخست طراحی، ابعاد مدل مرجع اچ.تی.وی.۲ به عنوان ابعاد عملیاتی هواسر ماوراء صوت لحاظ شده و تمامی پیکربندی‌های قابل دست‌یابی به کمک روش طراحی که ابعادی نزدیک به این پرنده را ندارند (اختلاف ابعاد بیش‌تر از ۵ درصد) در همان ابتدا از فضای طراحی حذف می‌گردند. بر این اساس علاوه بر حذف پیکربندی‌های غیرعملیاتی امکان مقایسه‌ی صحیح نتایج کارآیی آیرودینامیکی و حجم پیکربندی‌های حاصل با مدل مرجع فراهم می‌گردد. با توجه به نتایج ضرایب برآ و پسا و کانتورهای فشار و چگالی بهترین پیکربندی به لحاظ حجم، کارآیی آیرودینامیکی و قابلیت موج سواری (ممانعت از نشت فشار) انتخاب شده و با مدل مرجع مقایسه می‌گردد.

هدف اصلی از پژوهش پیش رو به دست آوردن یک پیکربندی به کمک روش طراحی مطرح شده با ابعاد، حجم و کارآیی آیرودینامیکی مشابه یا بهتر از مدل مرجع است که سبب اثبات کارآیی روش مورد استفاده به عنوان روشی

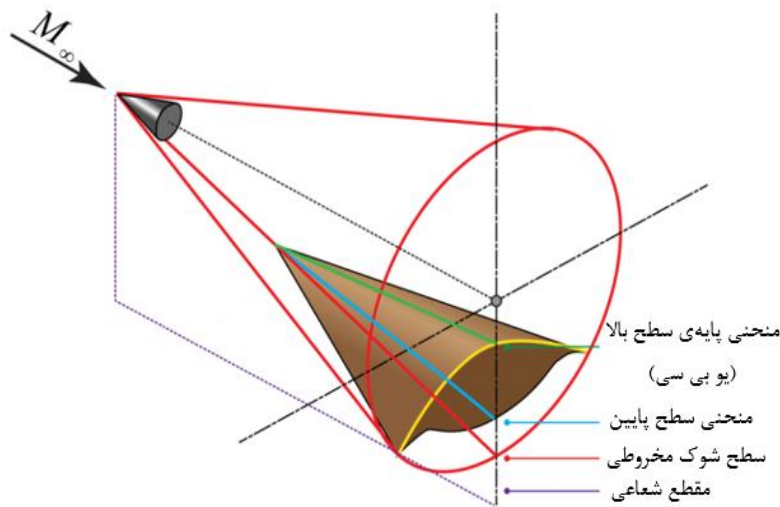
1 fortran

2 Inverse design method

3 Upper surface base curve (UBC)

4 در این پژوهش همان‌طور که برای موج سوارها رایج است جهت امکان مقایسه‌ی صحیح نتایج، زاویه‌ی سطح بالایی با جریان آزاد به عنوان زاویه‌ی حمله لحاظ شده است و برای تمامی مدل‌ها برابر صفر می‌باشد.

5 Taylor-Maccoll



شکل ۱. فرآیند تولید یک موج‌سوار مشتق از مخروط [۲۱]

Fig. 1. The process of creating a cone-derived waverider [21]

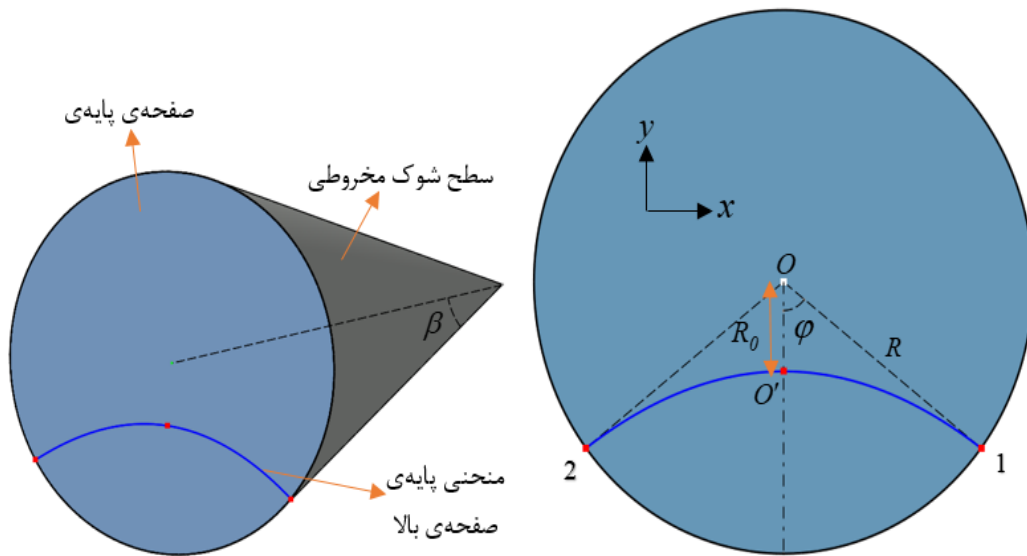
۳- شرح روش پارامتری

در این پژوهش برای طراحی پیکربندی‌های مختلف هواسر ماوراء صوت بر اساس روش موج‌سوار مشتق از مخروط یک روش پارامتری بر اساس پارامترهای زاویه‌ی شوک مخروطی β ، زاویه‌ی هشتی φ و نسبت فشردگی S ارائه شده و به صورت یک کد طراحی توسعه داده شده است. هندسه‌ی موج‌سوارها بیشتر تحت تأثیر منحنی یو.بی.سی است که بر شکل لبه‌ی حمله و شکل سطح زیرین موج‌سوار و در نتیجه کارایی آیرودینامیکی و حجم آن اثر مستقیم دارد. با در نظر گرفتن شوک مخروطی پایه با زاویه‌ی β ، مطابق شکل ۲ منحنی یو.بی.سی را که در صفحه‌ی پایه‌ی مخروط قرار دارد می‌توان با داشتن سه نقطه از آن به دست آورد. سه نقطه‌ی O' (نقطه‌ی پیشینه‌ی منحنی)، ۱ (نقطه‌ی تقاطع سمت راست) و ۲ (نقطه‌ی تقاطع سمت چپ) در صفحه‌ی پایه برحسب دو پارامتر s و φ در نظر گرفته می‌شود که مختصات آن‌ها به صورت زیر است.

$$\begin{cases} x_{O'} = -s \times R \\ y_{O'} = 0 \end{cases} \quad (2)$$

صوت و ماوراء صوت حول مخروط استفاده می‌شود و در زیر آمده است به دست می‌آید. جهت آگاهی در مورد نحوه حل عددی این معادله خوانندگان می‌توانند به مرجع [۲۲] مراجعه کنند. با کنار هم قرار گرفتن مقاطع دوبعدی، پیکربندی سه‌بعدی موج‌سوار شامل سطح بالایی موازی با جریان و سطح پایینی دارای شوک چسبیده و سطح صاف پشتی ایجاد می‌شود. انتظار می‌رود که شوکی که بر این پیکربندی تشکیل می‌شود مشابه شوک مخروطی اولیه باشد که به لبه‌ی حمله‌ی جسم چسبیده است. لازم به ذکر است چنانچه موج‌سوار در زاویه‌ی حمله‌ای کمتر از زاویه‌ی حمله‌ی طراحی قرار گیرد شوک نامطلوبی بر سطح بالایی ایجاد می‌شود که سبب کاهش کارایی آیرودینامیکی می‌گردد و چنانچه در زاویه‌ی حمله‌ای بیشتر قرار گیرد شوک سطح زیرین دیگر چسبیده نخواهد بود و سبب افت فشار و کاهش کارایی آیرودینامیکی می‌گردد.

$$\begin{aligned} & \frac{\gamma-1}{2} \left[V_{max}^2 - V_r^2 - \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \\ & \left[2V_r + \frac{dV_r}{d\theta} \cot \theta + \frac{d^2V_r}{d\theta^2} \right] \\ & - \frac{dV_r}{d\theta} \left[V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \left(\frac{d^2V_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0 \end{aligned} \quad (1)$$



شکل ۲. سمت راست، پارامترهای طراحی منحنی صفحه‌ی بالا در صفحه‌ی پایه‌ی مخروط، سمت چپ، مخروط پایه به همراه پارامتر زاویه‌ی مخروط β

Fig. 2. Right, the design parameters of the upper surface curve in the base plane of the cone, left, the base cone along with cone angle parameter β

آن در زیر آمده است. با توجه به محل نقاط، پیکربندی‌های مختلف طراحی از منحنی‌های یو.بی.سی با معادلات متفاوتی برخوردارند.

$$y = ax^2 + b \quad (5)$$

$$a = \frac{y_1 + R_0}{x_1^2} \quad (6)$$

$$b = -R_0 \quad (7)$$

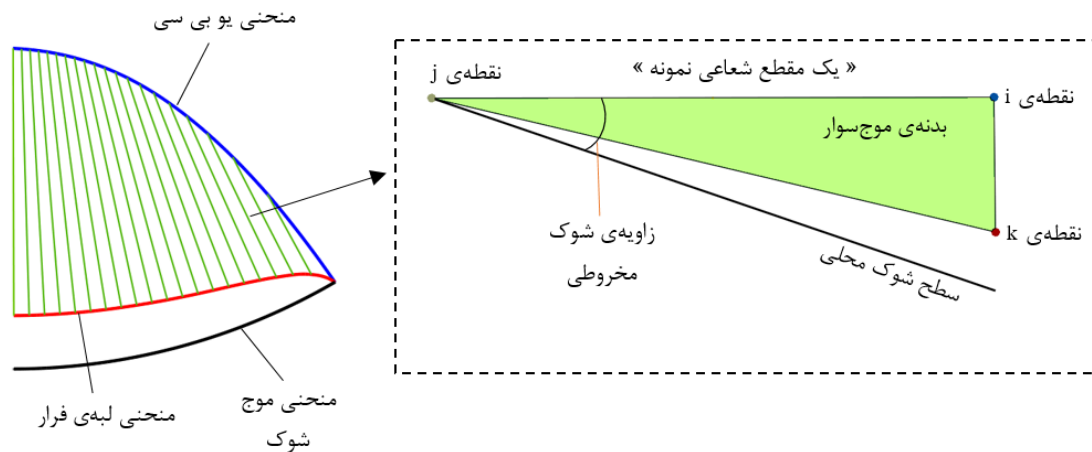
با تصویر نمودن منحنی یو.بی.سی در راستای جریان آزاد بر صفحه‌ی شوک، منحنی لبه‌ی حمله حاصل می‌شود. این مسئله با قراردادن مختصات نقاط منحنی یو.بی.سی در معادله‌ی مخروط قابل دستیابی است. با فرض هر نقطه‌ی دلخواه روی منحنی یو.بی.سی، مختصات نقطه‌ی متناظر آن روی منحنی لبه‌ی حمله به صورت زیر حاصل می‌شود.

$$\begin{cases} x_1 = \sqrt{\frac{r^2}{1 + \tan^2(90 - \varphi)}} \\ y_1 = \sqrt{R^2 - x_1^2} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} x_2 = -x_1 \\ y_2 = y_1 \end{cases} \quad (4)$$

مطابق شکل ۲ در اینجا R شعاع دایره‌ی صفحه‌ی پایه‌ی مخروط هست و با در نظر گرفتن طول واحد مخروط برابر $\tan(\beta)$ است. R_0 فاصله‌ی میان مرکز مخروط پایه و نقطه‌ی بیشینه‌ی منحنی یو.بی.سی است. K نسبت فشردگی و برابر نسبت R_0/R می‌باشد. φ زاویه‌ی هشتی و تعیین کننده محل دو نقطه‌ی ۱ و ۲ است.

حال با داشتن سه نقطه، یک منحنی سهموی درجه‌ی ۲ که از این نقاط می‌گذرد به عنوان منحنی یو.بی.سی لحاظ می‌شود که معادله و مقدار ضرایب



شکل ۳. نحوه‌ی ایجاد بدنه‌ی موج‌سوار با مقاطع شعاعی، سمت چپ، منحنی‌ها و مقاطع طراحی از نمای پشت، سمت راست، یک مقطع شعاعی نمونه از نمای کنار

Fig. 3. How to create a waverider body with radial sections, left, curves and design sections from the back view, right, a sample radial section from the side view

بدنه‌ی حاصل عریض‌تر خواهد بود همچنین منحنی یو.بی.سی و سطح بالای موج‌سوار تحدب کمتری خواهد داشت. پارامتر S بر ارتفاع پیکربندی اثرگذار است به گونه‌ای که هر چه بزرگ‌تر باشد ارتفاع پیکربندی حاصل کمتر خواهد بود.

$$(x, y, 0) \rightarrow \left(x, y, \sqrt{\frac{x_j^2 + y_j^2}{M^2} - 1} \right) \quad (8)$$

در هر مقطع شعاعی مشابه شکل ۳، با داشتن نقطه‌ی I مربوط به منحنی یو.بی.سی در صفحه‌ی پایه و نقطه‌ی J مربوط به لبه‌ی حمله، با توجه به زاویه‌ی شوک مخروطی، مکان نقطه‌ی K که مربوط به لبه‌ی فرار است با حل معادله‌ی تیلور-مکول تعیین می‌شود. از اتصال نقاط حاصل در مقاطع مختلف سه منحنی یو.بی.سی، لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار، ایجاد شده و با اتصال این سه منحنی بدنه‌ی موج‌سوار تشکیل می‌شوند.

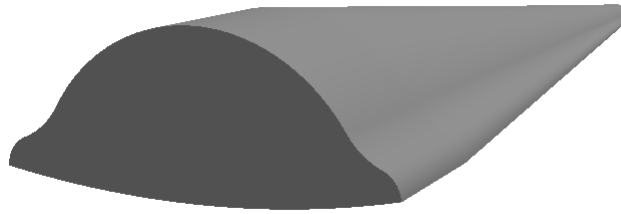
۴- تحلیل عددی

۴-۱- شرح مدل

پیکربندی‌های موج‌سوار حاصل از روش طراحی معکوس به کاررفته، به لحاظ ابعاد و حجم نهایی متنوع‌اند. بدنه‌هایی با نسبت‌های طول و عرض و ارتفاع متفاوت و دارای کشیدگی اندک یا زیاد و همچنین باریک یا ضخیم قابل دستیابی هستند. از این رو لازم است با توجه به مأموریت پرنده موج‌سوارهایی طراحی شوند که دارای نسبت ابعاد مناسب باشند. با توجه به طراحی موج‌سوار جهت استفاده به عنوان هواسر ماوراء صوت، در این پژوهش، هواسر اچ.تی.وی.۲۰ با ابعاد مطرح شده در پژوهش آقایان تریسی و رایت [۲۳] به عنوان مدل مرجع، معیار قرار گرفت. شکل ۴ پیکربندی مدل‌سازی شده این پرنده بر اساس هندسه‌ی مطرح در مرجع مذکور را نشان می‌دهد. طول، عرض و ارتفاع این پرنده به ترتیب $۳/۶۷$ ، $۲/۲$ و $۰/۸۸$ متر می‌باشد.

با استفاده از روش طراحی شرح داده شده در بخش قبل، با در نظر گرفتن بازه‌ی مشخصی برای پارامترها، گام مشخصی برای تغییر آن‌ها، تعیین مقدراری مشخص برای اختلاف ابعاد از پیکربندی مرجع (حداکثر ۵ درصد)

پارامتر β که زاویه‌ی شوک مخروط پایه می‌باشد به طور کلی تعیین‌کننده‌ی میزان کشیدگی بدنه است. کشیدگی بدنه بر کارایی آیرودینامیکی و قابلیت‌های عملیاتی پرنده مانند حجم نهایی پیکربندی، امکان جا دهی موتور و تجهیزات و ... اثر می‌گذارد. هرچه β کوچک‌تر باشد میزان کشیدگی بدنه و به عبارتی نسبت طول به عرض یا ارتفاع بیشتر است. برای هر عدد ماخ طراحی یک مقدار β کمینه وجود دارد. هرچه عدد ماخ بزرگ‌تر باشد، β کمینه کوچک‌تر و در نتیجه بدنه‌هایی با کشیدگی بیشتر قابل دستیابی است. در طرف مقابل در اعداد ماخ پایین امکان دستیابی به بدنه‌هایی با کشیدگی بالا وجود ندارد. پارامترهای φ و S به شکل مرکب بر نسبت عرض به ارتفاع پیکربندی اثر می‌گذارند. هرچه φ بزرگ‌تر باشد



شکل ۴. پیکربندی هواسر ماوراء صوت اچ.تی.وی.۲ مورد استفاده به عنوان مدل مرجع

Fig. 4. HTV-2 hypersonic waverider configuration used as a reference model

جدول ۱. مشخصات پارامترهای طراحی چهار پیکربندی

Table 1. Specification of design parameters of four configurations

پارامترهای طراحی			پیکربندی‌ها
β (deg)	ϕ (deg)	S (DN)	
۱۶	۴۰	۰/۴	۱
۱۶/۵	۳۰	۰/۵	۲
۱۶	۲۰	۰/۶۷	۳
۱۵	۱۰	۰/۸۴	۴

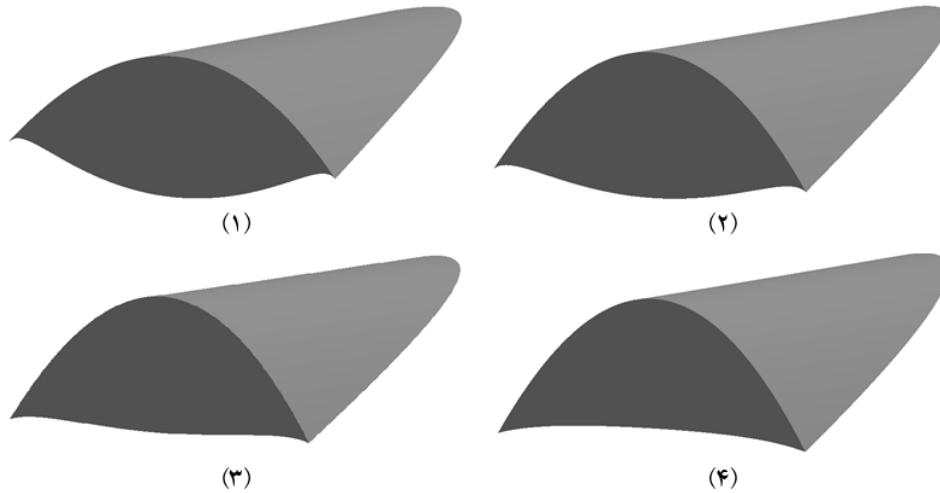
طراحی بر هندسه‌های حاصل، نحوه‌ی تبادل میان دو مهم حجم و کارایی آیرودینامیکی و سایر اطلاعات تکمیلی در مورد پیکربندی‌های قابل ایجاد با کمک روش طراحی است.

لازم به ذکر است که با تغییر بازه‌ی پارامترهای طراحی، گام تغییر این پارامترها و یا تغییر مقدار اختلاف ابعاد پیکربندی‌های طراحی شده با مدل مرجع، تعداد پیکربندی‌های قابل دست‌یابی در این روش می‌تواند بسیار زیاد باشد و به دست آوردن پیکربندی بهینه نیازمند فرآیند بهینه‌سازی است.

در ادامه میدان جریان حول این پیکربندی‌ها به کمک نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت^۱ مورد شبیه‌سازی آیرودینامیکی قرار گرفته است. در این پژوهش تحلیل‌های آیرودینامیکی متمرکز بر بررسی نیروهای وارد بر پیکربندی‌هاست. لازم به ذکر است که گرمایش آیرودینامیکی بر نیروهای وارد بر موج‌سوارها اثر چندانی ندارد زیرا در موج‌سوارها ناحیه‌های پر دما در قسمت‌های کوچکی از میدان جریان و بر روی سطح جسم وجود دارد

پیکربندی‌های موج‌سوار مناسب به لحاظ ابعاد شناسایی شدند. در ادامه با حذف پیکربندی‌های با حجم کم، در نهایت چهار پیکربندی مطلوب به لحاظ ابعاد و حجم انتخاب شده و مورد تحلیل آیرودینامیکی و مقایسه با مدل مرجع قرار گرفتند. پارامترهای طراحی برای چهار پیکربندی در جدول ۱ آمده است. ماخ طراحی برای تمامی پیکربندی‌ها ۸ می‌باشد. شکل ۴ نمای سه‌بعدی این چهار پیکربندی را نشان می‌دهد. با مقیاس نمودن این پیکربندی‌ها، طول تمامی پیکربندی‌ها مشابه مدل مرجع و برابر ۳/۶۷ متر قرار گرفته است. پیکربندی‌های حاصل بیانگر انواع هندسه‌های قابل دست‌یابی توسط روش طراحی می‌باشند. به گونه‌ای که سطح زیرین که تعیین‌کننده‌ی ویژگی موج‌سواری است، برای موج‌سوار شماره‌ی ۱ دارای تحدب زیاد و برای موج‌سوار شماره‌ی ۴ دارای تقعر زیاد در چارچوب ابعادی تعیین شده است. هدف از بررسی این پیکربندی‌ها علاوه بر به دست آوردن پیکربندی با ابعاد، حجم و کارایی آیرودینامیکی مشابه یا بهتر از مدل مرجع، معرفی تنوع پیکربندی‌های قابل ایجاد به کمک روش طراحی، اثر پارامترهای

1 ANSYS Fluent



شکل ۵. نمای سه بعدی چهار پیکربندی موج سوار با ابعاد مشابه ا.ج. تی.وی. ۲۰

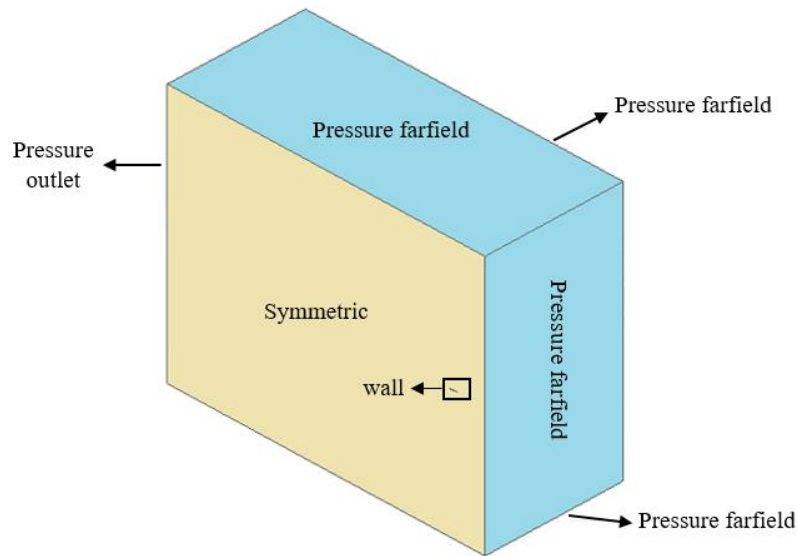
Fig. 5. 3D view of four waverider configurations with the same dimensions as HTV2

می کند و از مزایای هر دو روش کی-اپسیلون^۱ و کی-اومگا برخوردار است. مشخصات هوا در ارتفاع ۳۹ کیلومتر (میانگین ارتفاع مرحله ی سرش مدل مرجع) شامل فشار ۳۱۸ پاسکال و دمای ۲۴۸ کلوین لحاظ گردیده است. عدد کرانت^۲ در طی حل از مقدار ۰/۲ تا ۲ متغیر بوده است. معیار همگرایی حل در این پژوهش، عدم تغییر نتایج برآ و پسا و کاهش مرتبه ی باقی مانده ها تا کمتر از ۳- می باشد. با توجه به تقارن جریان و برای کاهش تعداد شبکه و حجم محاسبات تمامی پیکربندی ها به صورت نیم بدنه مورد تحلیل قرار گرفته اند. سیستم به کار گرفته شده برای تمامی تحلیل ها دارای ۴۸ هسته ی ۲/۵ گیگاهرتز و رم ۶۴ گیگابایت می باشد. میدان حل برای تمامی مدل ها به صورت مکعب مستطیل و مطابق شکل ۵ در نظر گرفته شده است. فواصل از جلو، طرفین و پشت موج سوار به ترتیب ۵، ۲۰ و ۴۰ برابر طول موج سوار است. شرایط مرزی برای دیواره ی موج سوار شرط مرزی دیواره^{۱۰} با فرض عدم لغزش و آدیاباتیک، برای صفحه ی تقارن شرط مرزی تقارن^{۱۱}، برای صفحه ی پشت جسم، فشار خروجی^{۱۲}، و برای سایر صفحات، فشار در دوردست^{۱۳} مطابق شکل ۵ در نظر گرفته شده است.

در حالی که اغلب نیروهای وارد بر موج سوارها از نوع فشاری است و به توزیع فشار اطراف جسم بستگی دارد. حل گر چگالی پایه ی ضمنی^۱ و پایا^۲ به روش مرتبه ی دوم رو-اف.دی.اس^۳ انتخاب شده است. روش رو-اف.دی.اس به دلیل پایداری حل بیشتر و احتمال واگرایی کمتر نسبت به روش ای.یو.اس.ام^۴ انتخاب شده است. روش حداقل مربعات سلول پایه^۵ برای محاسبه ی تغییرات متغیرهای بقایی استفاده شده است. با توجه به تراکم پذیری هوا در جریان ماوراء صوت هوا به صورت گاز ایده آل در نظر گرفته شده است. با توجه به مرجع [۲۴] فرض گاز ایده آل برای موج سوارها حداقل تا عدد ماخ ۲.۵، به لحاظ صرف نظر از اثرات واکنش های شیمیایی قابل قبول است. همچنین با توجه به مرجع [۱۵] که در قبل مورد بررسی قرار گرفت فرض گاز ایده آل تا همین عدد ماخ برای شبیه سازی آیرودینامیک جریان حول موج سوارهای مشتق از مخروط مناسب است. در همه ی مدل ها، معادلات ناویر استوکس متوسط گیری شده توسط رینولدز (رنس)^۶ مورد استفاده قرار گرفته است. برای مدل سازی آشفتگی از مدل کی-اومگا نسخه ی اس.اس.تی^۷ استفاده شده است زیرا این مدل هم داخل و هم خارج لایه مرزی را به خوبی شبیه سازی

- 8 K-ε
- 9 Courant number
- 10 Wall
- 11 Symmetry
- 12 Pressure outlet
- 13 Pressure farfield

- 1 Implicit density-based solver
- 2 steady
- 3 Roe-FDS
- 4 AUSM
- 5 Least Square cell based
- 6 Reynolds-averaged navier-stokes equations (RANS)
- 7 K-ω SST



شکل ۶. میدان حل حول یک نمونه پیکربندی موج‌سوار طراحی شده

Fig. 6. The solution domain around a sample designed waverider configuration

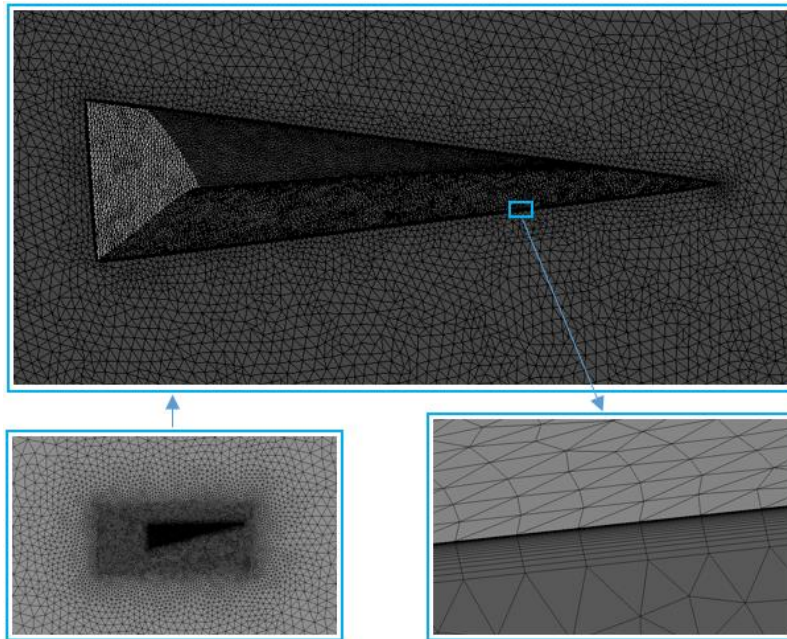
مدل شامل عدد ماخ $5/2$ ، فشار استاتیکی $P_e = 1035 \text{ pa}$ و دمای استاتیکی $T_e = 61/5 \text{ K}$ می‌باشد. روش حل، میدان و نوع شبکه‌ی به‌کاررفته برای این بدنه مشابه موج‌سوارهای طراحی‌شده در بخش قبل می‌باشد. با توجه به اینکه مدل اعتبارسنجی مطرح‌شده هندسه‌ای نزدیک به موج‌سوار دارد (هر دو باریک و دارای شوک‌های مایل ضعیف، تشکیل‌شده از سه سطح صاف و دارای لبه‌ی حمله‌ی تیز می‌باشند) و در رژیم ماوراء صوت تست‌شده است در نتیجه جریان حول آن مشابه موج‌سوارها بوده و جهت اعتبارسنجی حل گر در این پژوهش مناسب است. لازم به ذکر است که برخی پدیده‌های جریان مانند اثرات واکنش‌های شیمیایی و در نتیجه غیر کامل بودن گاز که در اعداد ماخ بالا حائز اهمیت هستند در مورد موج‌سوارها با توجه به اینکه این پیکربندی‌ها شوک‌های نسبتاً ضعیفی ایجاد می‌کنند، تا اعداد ماخ بسیار بالا (حدود ۲۵ ماخ) قابل صرف‌نظر کردن می‌باشند [۲۴]. از این رو اختلاف عدد ماخ میان مدل اعتبارسنجی و پیکربندی‌های طراحی‌شده در اعتبارسنجی حل گر خلی ایجاد نمی‌کند.

جهت بررسی استقلال حل از شبکه برای این مدل، ۶ شبکه با تعداد شبکه‌های 4 M و $2/1 \text{ M}$ ، $1/3 \text{ M}$ ، 630 k ، 339 k ، 174 k و برای مدل موردنظر با بیشترین زاویه‌ی حمله $(6/55)$ مورد تحلیل قرار گرفتند. شکل ۷ نمودار نتایج نسبت برآ به پسا را برای شبکه‌های مختلف

شبکه‌ی به‌کاررفته اطراف پیکربندی‌ها مشابه شکل ۶ 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 به‌خوبی مدل می‌کند. اندازه‌ی شبکه روی سطوح موج‌سوار ۳ سانتی‌متر در نظر گرفته‌شده است و نرخ رشد شبکه‌ها در کل میدان $1/1$ است. ارتفاع لایه‌ی اول لایه‌مرزی $0/1$ میلی‌متر، نرخ رشد $1/2$ و تعداد لایه‌ها ۲۰ می‌باشد که برای تمامی مدل‌ها منجر به $0/42 < \gamma^+$ می‌شود و برای مدل توربولانسی به‌کاررفته مناسب است. جهت مدل‌سازی بهتر شوک حول بدنه، شبکه‌ها در استوانه‌ای به طول ۶ و قطر $0/3$ متر حول موج‌سوار به‌اندازه‌ی ۶ سانتی‌متر در نظر گرفته‌شده است. مجموع شبکه‌ی به‌کاررفته برای همه‌ی مدل‌ها حدود $2/2$ میلیون می‌باشد.

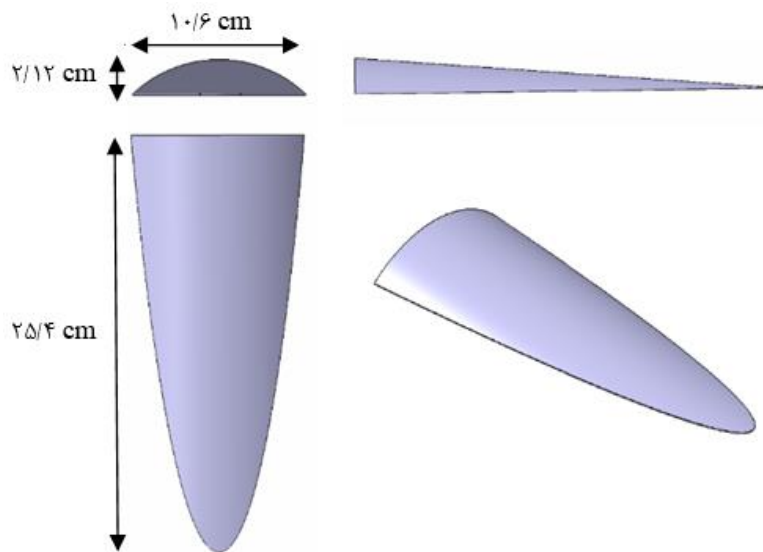
۴-۲- اعتبارسنجی حل گر

دقت روش حل عددی به‌کاررفته در این پژوهش با حل مدل بدنه‌ی شبه موج‌سوار و مقایسه با نتایج تجربی تونل باد مطرح در مرجع [۲۵] سنجیده شده است. مدل موردنظر از تقاطع یک صفحه‌ی مورب با زاویه‌ی $4/76$ درجه با سطح یک استوانه با شعاع $7/67$ سانتی‌متر به دست می‌آید. شکل ۶ تصویر سه‌نمای این بدنه را نشان می‌دهد. شرایط تست تونل باد برای این



شکل ۷. شبکه ترکیبی یک نمونه موج‌سوار طراحی شده

Fig. 7. The hybrid mesh of a designed waverider sample



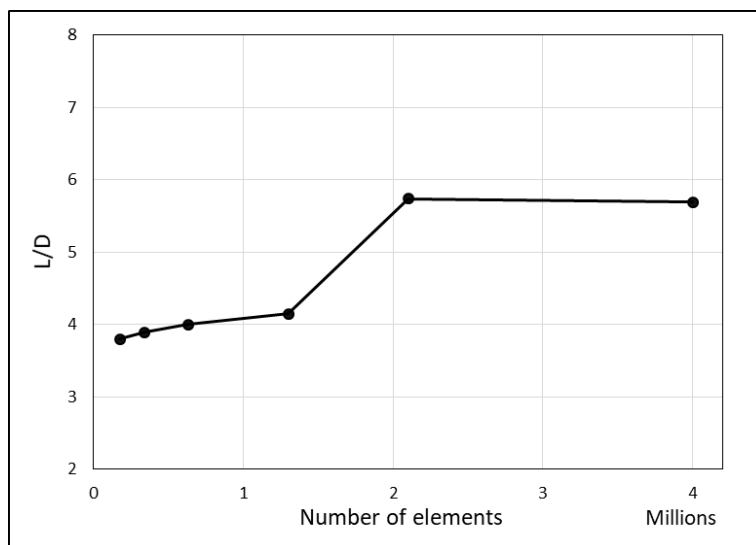
شکل ۸. هندسه مدل اعتبار‌سنجی، بدنه‌ی شبه موج‌سوار

Fig. 8. The geometry of the validation model, the pseudo-waverider body

پسا برای زوایای $0/47$ ، $1/75$ ، $2/75$ ، $4/18$ و $6/55$ 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 پیکربندی‌های موج‌سوار در رژیم جریان ماوراء صوت از

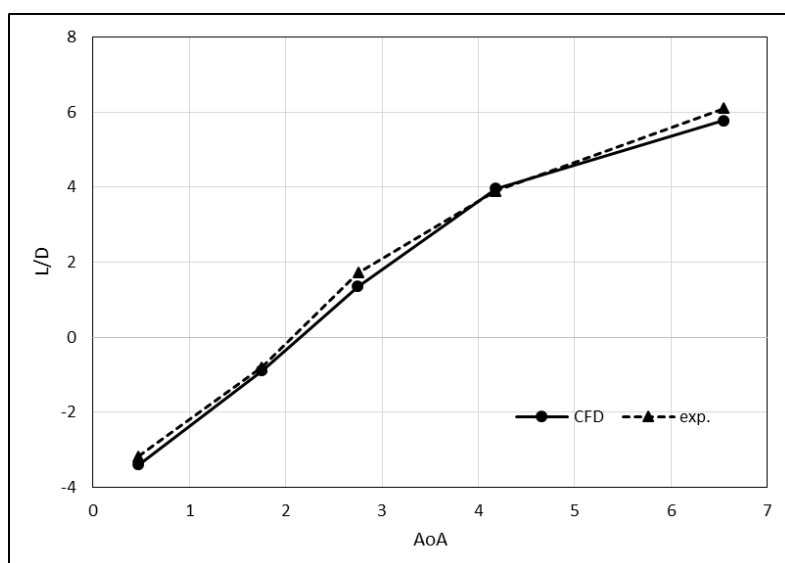
در مقایسه با نتایج تجربی نشان می‌دهد. شبکه‌ی $2/1$ میلیونی به‌عنوان شبکه‌ی مناسب انتخاب گردیده و برای دیگر زوایای حمله مورد استفاده قرار گرفت زیرا نسبت به شبکه‌ی بعدی تغییرات نسبت برآ به پسای آن کمتر از ۵ درصد است.

در تحلیل این مدل به کمک نرم‌افزار انسیس فلوئنت نسبت برآ به



شکل ۹. نتایج عددی نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ۶/۵۵ درجه برای شبکه‌های مختلف

Fig. 9. Numerical results of the lift to drag ratio at an angle of attack of 6.55 degrees for different Meshs



شکل ۱۰. مقایسه‌ی نتایج عددی و تجربی نسبت برآ به پسا در زوایای حمله‌ی مختلف

Fig. 10. Comparison of lift-to-drag ratio numerical and experimental results in different angles of attack

تمامی نتایج برای زاویه‌ی طراحی یعنی زاویه‌ی حمله‌ی صفر درجه می‌باشد. ضرایب برآ و پسا چهار پیکربندی طراحی شده از مدل مرجع کمتر است اما ضریب پسا در مقایسه با ضریب برآ کاهش بیشتری دارد، از این رو در مجموع تمامی پیکربندی‌ها، از نسبت برآ به پسا بیشتری نسبت به این پرنده برخوردارند. هرچند حجم هر چهار پیکربندی نسبت به مدل مرجع کمتر

دقت مناسبی برخوردار است.

۳-۴ بحث و نتایج

نتایج شبیه‌سازی آیرودینامیکی و حجم چهار پیکربندی طراحی شده و مدل مرجع اچ.تی.وی.۲ در جدول ۲ و مقایسه‌ی نتایج در جدول ۳ آمده است.

جدول ۲. نتایج شبیه‌سازی آیرودینامیکی و حجم چهار پیکربندی طراحی شده و مدل مرجع اچ.تی.وی. ۲۰

Table 2. Aerodynamic simulation results and volume of four designed configurations and HTV2 reference model

نتایج	پیکربندی اول	پیکربندی دوم	پیکربندی سوم	پیکربندی چهارم	اچ.تی.وی. ۲۰
C_L	۰/۱۳	۰/۱۴۱۳	۰/۱۳۸	۰/۱۲۷	۰/۱۵۴
C_D	۰/۰۴۰۵۳	۰/۰۴۴۲۳	۰/۰۴۲	۰/۰۳۶	۰/۰۵۹
L/D	۳/۲۰۷	۳/۱۹۶	۳/۲۸۵	۳/۵۲۵	۲/۶
حجم (m^3)	۱/۷۶۹	۱/۸۲۱	۱/۸۰۴	۱/۶۵۵	۱/۹۴۸

جدول ۳. مقایسه‌ی نتایج ضرایب آیرودینامیکی و حجم چهار پیکربندی طراحی شده و مدل مرجع اچ.تی.وی. ۲۰

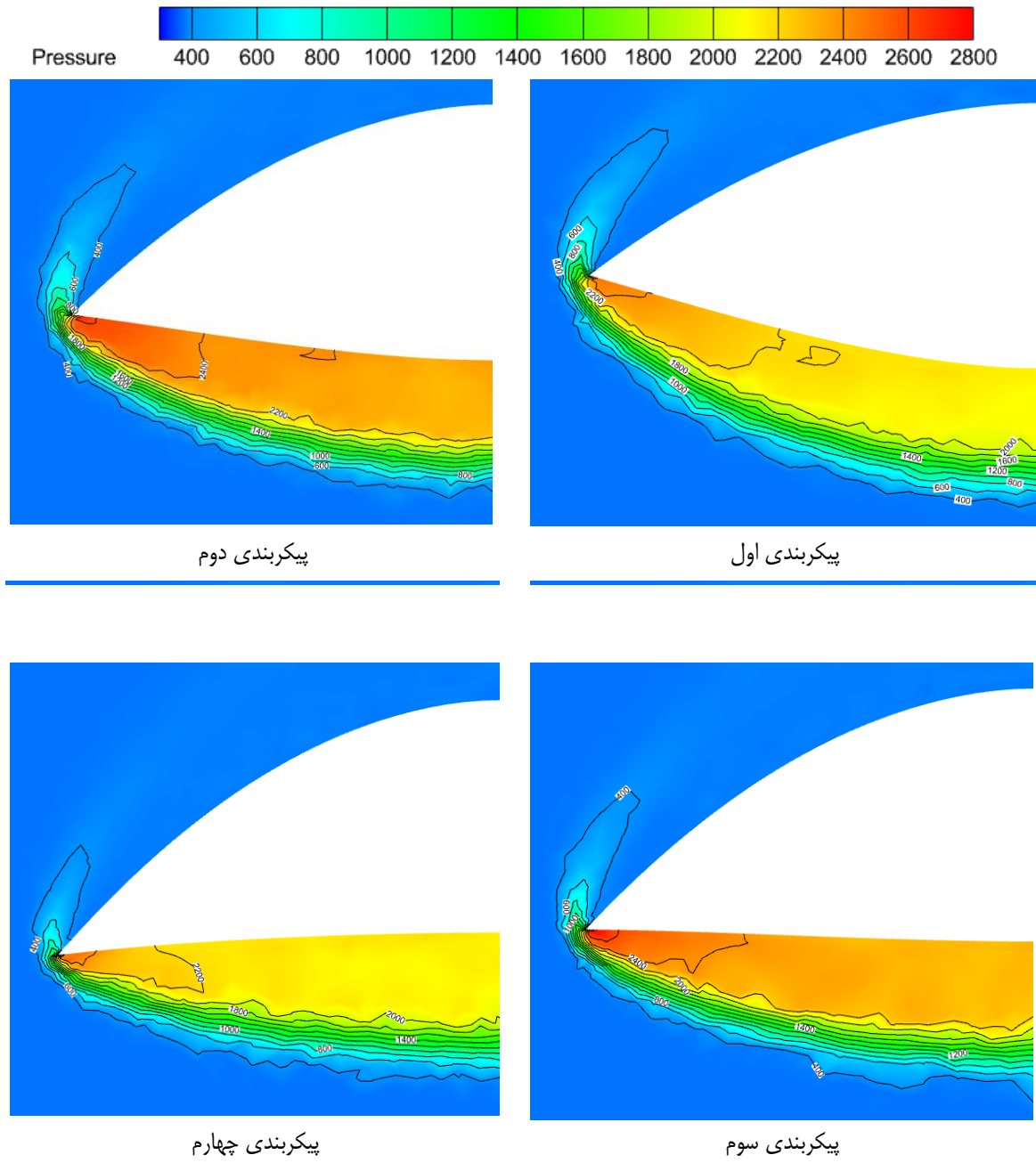
Table 3. Comparing the results of aerodynamic coefficients and volume of four designed configurations and HTV2 reference model

اختلاف نتایج با اچ.تی.وی. ۲۰	پیکربندی اول	پیکربندی دوم	پیکربندی سوم	پیکربندی چهارم
C_L	-۱۶٪	-۸٪	-۱۰٪	-۱۷٪
C_D	-۳۱٪	-۲۵٪	-۲۹٪	-۳۹٪
L/D	+۲۳٪	+۲۳٪	+۲۶٪	+۳۶٪
حجم (m^3)	-۹٪	-۷٪	-۷٪	-۱۵٪

سوم می‌تواند گزینه‌ی مناسب‌تری باشد، زیرا در کنار اختلاف حجم اندک با مدل مرجع، کارایی آیرودینامیکی بیشتری نیز نسبت به پیکربندی‌های ۱ و ۲ دارد. لازم به ذکر است عمده سهم نیروی‌های وارد بر موج‌سوارهای طراحی ناشی از توزیع فشار حول پیکربندی‌هاست. به گونه‌ای که برای پیکربندی برگزیده ۹۰ درصد نیروی پسا و ۹۹/۵ درصد نیروی برآ فشاری است و سهم لزجت در مجموع اندک است.

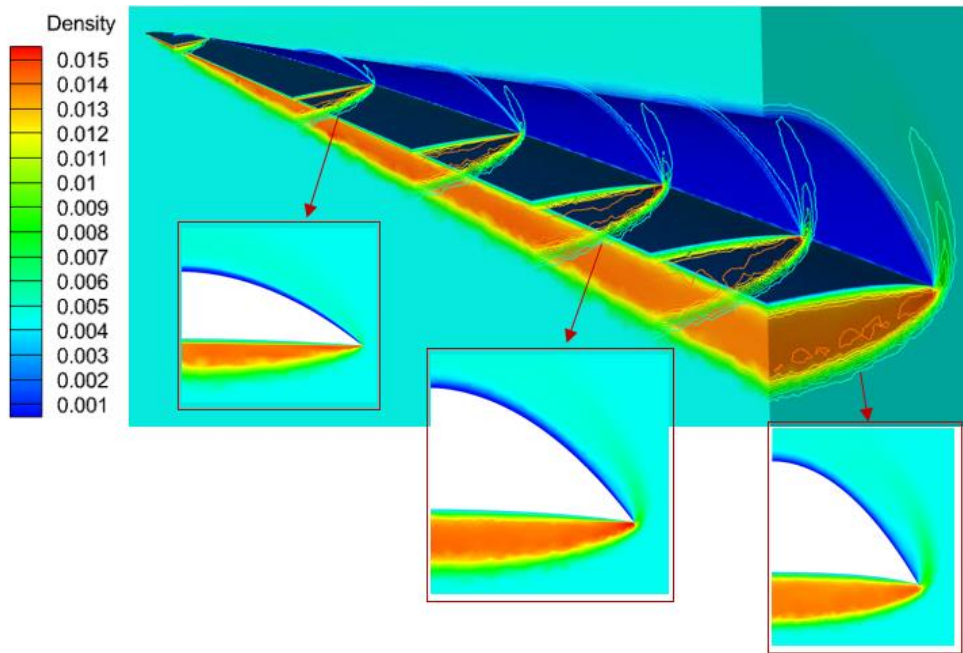
شکل ۱۱ توزیع فشار استاتیکی حول این چهار پیکربندی در مقطع میانی بدنه (به صورت نیم بدنه) را نشان می‌دهد. نشت فشار که در کنار پیکربندی‌ها مشاهده می‌شود برای پیکربندی چهارم از بقیه کمتر است و این تأییدکننده‌ی نتایج جداول بالا و از دلایلی است که کارایی آیرودینامیکی آن بیش از سایر

است اما درازای این کمبود حجم کارایی آیرودینامیکی به شکل قابل‌توجهی بیشتر می‌باشد. پیکربندی چهارم با ۳۶ درصد کارایی آیرودینامیکی بیشتر و ۱۵ درصد حجم کمتر نسبت به مدل مرجع، به‌عنوان پیکربندی برگزیده در این پژوهش انتخاب شده است. پیکربندی چهارم در مقایسه با سایر پیکربندی‌ها دارای بیشترین کارایی آیرودینامیکی و کمترین حجم است. از جداول زیر تقریباً این نتیجه بدست می‌آید که هر چه پیکربندی موج‌سوار طراحی شده از حجم کمتری برخوردار باشد کارایی آیرودینامیکی آن بالاتر خواهد بود لذا همواره طراح باید میان این دو عامل با توجه به اهداف طراحی و اهمیت هر یک تعادل برقرار نماید. برای مثال چنانچه در مصارف عملیاتی حجم از اولویت بالاتری نسبت به کارایی آیرودینامیکی برخوردار باشد، پیکربندی



شکل ۱۱. توزیع فشار استاتیک در مقاطع میانی چهار پیکربندی طراحی شده

Fig. 11. Static pressure distribution in the middle sections of the four designed configurations



شکل ۱۲. توزیع چگالی حول پیکربندی برگزیده

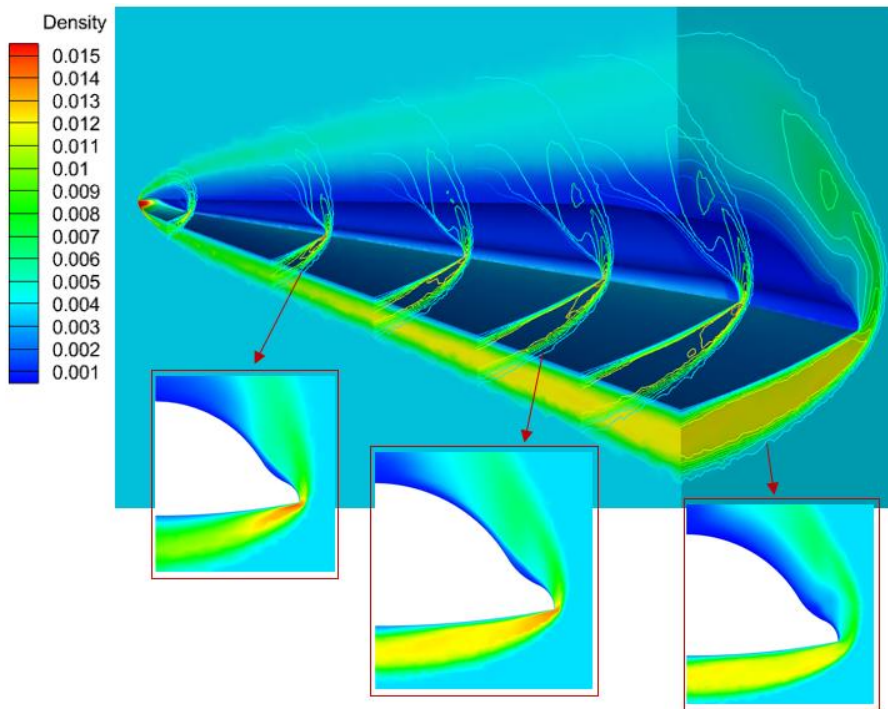
Fig. 12. Density distribution around the preferred configuration

دلیل هم‌راستا بودن با جریان آزاد، فاقد شوک و تغییر فشار قابل توجه است که یک ناحیه‌ی کم‌فشار را ایجاد کرده است. به‌عکس سطح زیرین دارای قطعی از یک شوک مخروطی است و به دلیل افزایش فشار در گذر از شوک، یک ناحیه‌ی پرفشار را ایجاد نموده است. اختلاف فشار میان این دو ناحیه‌ی کم‌فشار بالا و پرفشار پایین، اساس ایجاد نیروی برای بالا در موج‌سوارهاست. برای مدل مرجع این مسئله تا حدودی متفاوت است. به‌گونه‌ای که تغییرات فشار در سطح بالای پرده نیز، به دلیل وجود شوک کمانی در نوک جسم قابل مشاهده است. با این وجود همانند پیکربندی برگزیده، به دلیل هم‌راستا بودن سطح بالا با جریان آزاد و وجود شوک اصلی در سطح زیرین، نواحی پرفشار پایین و کم‌فشار بالا ایجاد شده است.

مطابق شکل ۱۴ و ۱۵، مکانی که فشار شروع به افزایش می‌کند به‌عنوان محل شوک برای هر دو مدل در نظر گرفته شده است. برای پیکربندی برگزیده، همان‌طور که مشاهده می‌شود در نوک بدنه شوک کاملاً به لبه‌ی حمله چسبیده است و هر چه به سمت انتهای جسم می‌رویم شوک قدری فاصله می‌گیرد اما در مجموع در تمامی مقاطع شوک از نزدیکی خوبی به لبه‌ی حمله برخوردار است. مقداری فاصله میان شوک و لبه‌ی حمله‌ی

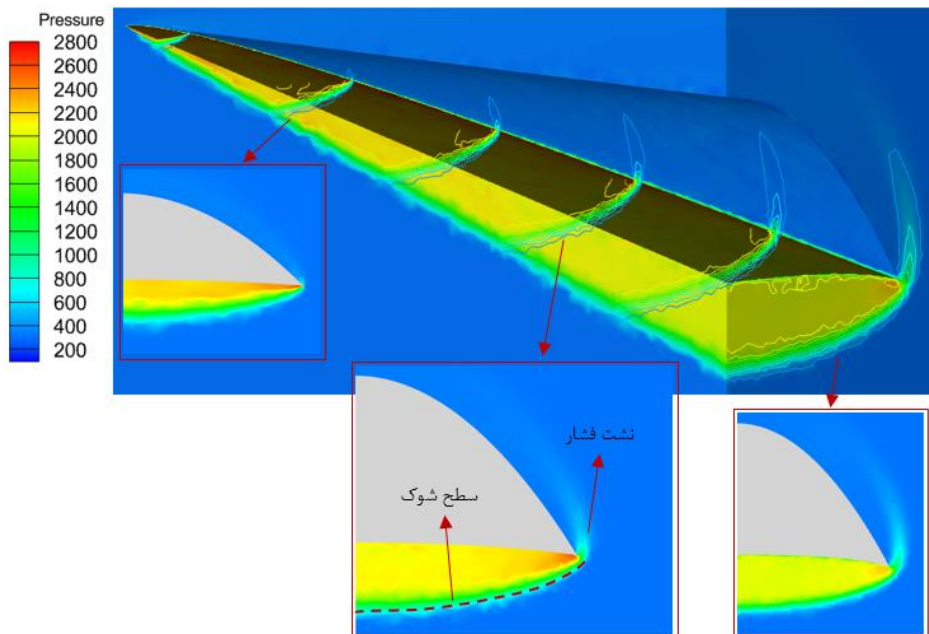
پیکربندی‌ها می‌باشد. با توجه به جداول بالا و شکل ۱۱ مشخص است که مقادیر ضرایب برآ و پسا رابطه‌ی مستقیمی با فشار در سطح زیرین این چهار پیکربندی دارد. به‌گونه‌ای که هر چه این فشار بیشتر باشد ضرایب برآ و پسا نیز بیشترند و به‌عکس. برای مثال پیکربندی دوم که توزیع فشار در سطح زیرین آن نسبت به سایر پیکربندی‌ها بالاتری دارد، دارای بیشترین مقادیر ضرایب برآ و پسا نیز می‌باشد. آن‌گونه که از نتایج به دست می‌آید میان کارایی آیرودینامیکی (نسبت برآ به پسا) و میزان فشار سطح زیرین رابطه‌ی مشخصی برقرار نیست. پیکربندی چهارم با کمترین سطوح فشار در سطح زیرین دارای بیشترین کارایی آیرودینامیکی است. این مسئله به دلیل این است که فشار سطح زیرین هم سبب افزایش برآ و هم سبب افزایش پسا می‌گردد و میزان اثر آن بر روی هر یک از این دو در پیکربندی‌های مختلف متفاوت است.

شکل ۱۲ و ۱۳ به ترتیب توزیع چگالی حول پیکربندی برگزیده‌ی طراحی و مدل مرجع اچ.تی.وی. ۲۰ و شکل‌های ۱۴ و ۱۵ توزیع فشار استاتیکی حول این پیکربندی‌ها را نشان می‌دهند. برای پیکربندی برگزیده که بر اساس روش موج‌سوار طراحی شده است؛ سطح بالا همان‌طور که انتظار می‌رفت به



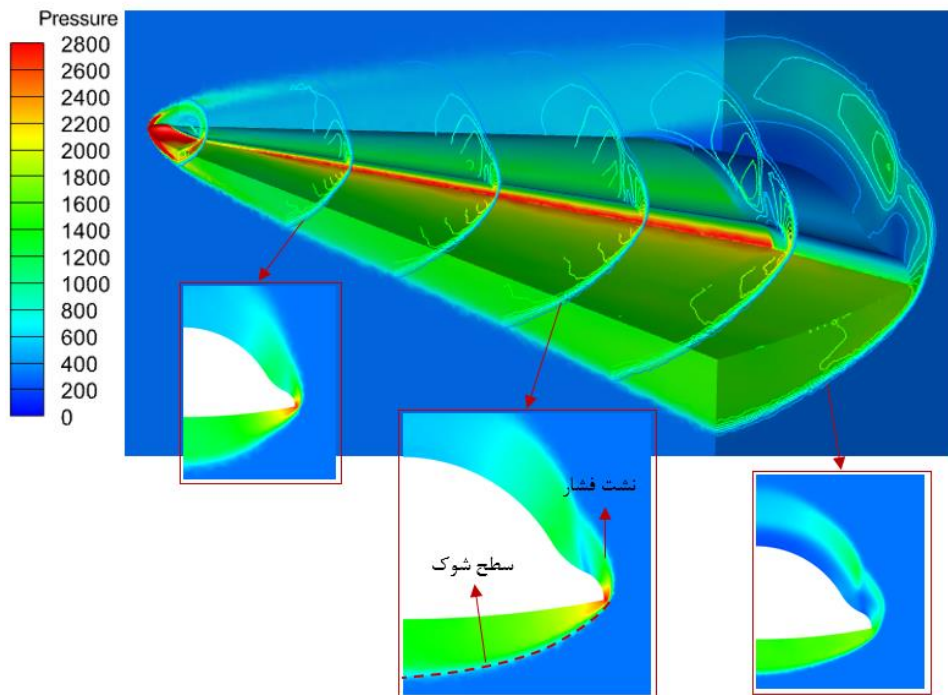
شکل ۱۳. توزیع چگالی حول مدل مرجع اچ.تی.وی.۲

Fig. 13. Density distribution around HTV2 reference model



شکل ۱۴. توزیع فشار استاتیک حول پیکربندی برگزیده طراحی

Fig. 14. Static pressure distribution around the preferred design configuration



شکل ۱۵. توزیع فشار استاتیک حول مدل مرجع اچ.تی.وی.۲

Fig. 15. Static pressure distribution around HTV2 reference model

می‌رسد که گویا موج‌سوار بر بالشتکی از فشار سوار شده است؛ فشاری که محصور میان سطح شوک و سطح زیرین موج‌سوار است. این همان مفهوم موج‌سواری و حبس فشار در زیر وسیله است. این امر برای پیکربندی اچ.تی.وی.۲ در سطوح فشار پایین‌تر قابل‌بیان است. در مجموع با توجه به توزیع فشار حول دو مدل، به این نتیجه می‌رسیم که پیکربندی برگزیده طراحی در ویژگی موج‌سواری، جلوگیری از نشت فشار و افزایش برآ به پسا، نسبت به مدل مرجع عملکرد بهتری دارد.

۵- نتیجه‌گیری و پیشنهادها

این مقاله در راستای طراحی آیرودینامیکی یک هواسر ماوراء صوت، از رویکرد طراحی موج‌سوارهای ماوراء صوت به دلیل عملکرد آیرودینامیکی بهتر نسبت به سایر پیکربندی‌های رایج در رژیم ماوراء صوت، استفاده کرد. روش موج‌سوار مشتق از مخروط، به دلیل حجم مطلوب و عدم پیچیدگی فرآیند طراحی، در میان روش‌های طراحی موج‌سوارها انتخاب گردید و به صورت یک کد طراحی با سه پارامتر توسعه داده شد. هدف به دست آوردن پیکربندی

موج‌سوار که در این پژوهش نیز قابل مشاهده است عموماً به دلیل فرض‌های ساده ساز طراحی از جمله غیر لزج بودن محیط طراحی (استفاده از معادلات غیر لزج تیلور-مکول برای تعیین محل شوک)، دوبعدی فرض شدن جریان در مقاطع مختلف (صرف‌نظر کردن از تغییرات فشار در عرض پیکربندی) و مشابه در نظر گرفتن شوک سه‌بعدی حول پیکربندی با شوک شناخته‌شده‌ی حول مخروط روی می‌دهد. با این وجود نزدیکی شوک به لبه‌ی حمله در پیکربندی موج‌سوار طراحی شده سبب شده تا نشت فشار از ناحیه‌ی پرفشار پایین به ناحیه‌ی کم‌فشار بالا به شکل قابل‌توجهی کاهش یابد. این امر در سایر پیکربندی‌های رایج ماوراء صوت عامل اصلی هدر رفت فشار و نیروی برآ است که در پیکربندی طراحی شده با کنترل آن، نیروی برآی بیشتری تولید شده است. برای مدل مرجع شوک در تمامی مقاطع غیر چسبیده اما نزدیک به لبه‌ی حمله قرار گرفته است. نشت فشار در تمامی مقاطع نسبت به پیکربندی برگزیده بیشتر است. این امر در کنار شوک کم‌انرژی موجب شده است که فشار در سطح زیرین مدل مرجع از موج‌سوار کمتر باشد. با توجه به توزیع فشار حول پیکربندی موج‌سوار، این‌چنین به نظر

به کمک تئوری پیکربندی‌های موج‌سوار مطرح است. از این جمله به دست آوردن پیکربندی موج‌سوار بهینه، بررسی گرمایش آیرودینامیکی و محافظت حرارتی هواسرهاست که برای ادامه‌ی کار به علاقه‌مندان پیشنهاد می‌گردد.

تشکر و قدردانی

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

۶- فهرست علائم

علائم انگلیسی

C_D	ضریب نیروی پسا
C_L	ضریب نیروی برآ
D	نیروی پسا، N
L	نیروی برآ، N
P_e	فشار استاتیک، N/m ²
R	شعاع دایره‌ی صفحه‌ی پایه‌ی مخروط شوک، m
S	نسبت فشردگی
T_e	دمای استاتیک، K
V_{max}	سرعت بیشینه، m/s
V_r	سرعت شعاعی، m/s
x	مختصات طولی، m
y	مختصات عرضی، m
z	مختصات ارتفاعی، m

علائم یونانی

β	زاویه‌ی شوک مخروطی پایه، deg
γ	نسبت گرمای ویژه
θ	زاویه‌ی سطح بدنه، deg
φ	زاویه‌ی هشتی، deg

موج‌سواری با ابعاد عملیاتی، حجم و کارایی آیرودینامیکی مطلوب جهت به‌کارگیری به‌عنوان هواسر ماوراء صوت است. برای این منظور از هواسر ماوراء صوت اچ‌تی‌وی ۲۰ به‌عنوان مدل مرجع استفاده شد. جهت دست‌یابی به پیکربندی‌هایی با ابعاد مناسب برای یک هواسر، با تغییر پارامترهای طراحی چهار پیکربندی با ابعادی مشابه مدل مرجع شناسایی گردید. در این طراحی عدد ماخ طراحی برای تمامی پیکربندی‌ها ۸ و ارتفاع مرجع، ۳۹ کیلومتر می‌باشد. پیکربندی‌ها به روش دینامیک سیالات محاسباتی مورد تحلیل آیرودینامیکی قرار گرفتند و حجم حاصل هرکدام محاسبه شد. نتایج نشان می‌دهد که تمامی پیکربندی‌های طراحی شده درازای مقداری کاهش حجم کارایی آیرودینامیکی بیشتری نسبت به مدل مرجع دارند. پیکربندی که به‌عنوان پیکربندی برگزیده‌ی طراحی انتخاب‌شده است درازای ۱۵ درصد حجم کمتر، ۳۶ درصد کارایی آیرودینامیکی بیشتری نسبت به مدل مرجع دارد. بر این اساس می‌توان نتیجه گرفت که رویکرد طراحی به کمک مفهوم موج‌سواری و روش موج‌سوار مشتق از مخروط به‌کاررفته، در طراحی آیرودینامیکی هواسرهای ماوراء صوت از کارایی مطلوبی برخوردار است و در کنار آن، پیکربندی‌های حاصل به لحاظ ابعاد و حجم، کاربردی و مناسب می‌باشند.

در ادامه در این پژوهش پیکربندی برگزیده‌ی طراحی در مقایسه با مدل مرجع، موردبررسی به لحاظ ویژگی موج‌سواری قرار گرفت. نتایج توزیع فشار نشان می‌دهد که در پیکربندی برگزیده همانند مدل مرجع در مقاطع مختلف، شوک به شکل مطلوبی به لبه‌ی حمله نزدیک است که سبب حبس فشار و افزایش نیروی برآی تولیدی می‌شود. میزان نشت فشار در مدل مرجع بیش از پیکربندی برگزیده است در نتیجه سطوح فشار در سطح زیرین پیکربندی برگزیده بالاتر از مدل مرجع است و در مجموع این امر سبب بهبود کارایی آیرودینامیکی پیکربندی برگزیده می‌شود. در مجموع می‌توان چنین بیان کرد که پیکربندی برگزیده به لحاظ ویژگی موج‌سواری، عملکردی مطلوب و بهتر از مدل مرجع دارد.

باوجود اثبات کارایی موج‌سوارها برای عملکرد به‌عنوان هواسر ماوراء صوت به سه لحاظ کارایی آیرودینامیکی، حجم و ابعاد در پژوهش پیش رو، همچنان سؤالات و چالش‌هایی برای طراحی هواسرهای ماوراء صوت

- of aircraft, 32(5) (1995) 1142-1144.
- [12] B. Mangin, A. Chpoun, R. Benay, B. Chanetz, Comparison between methods of generation of waveriders derived from conical flows, *Comptes Rendus Mecanique*, 334(2) (2006) 117-122.
- [13] L. Jian-xia, H. Zhong-xi, C. Xiao-qing, Numerical Study of Hypersonic Glide Vehicle based on Blunted Waverider, *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 5(7) (2011) 1313-1318.
- [14] J.M. Acton, Hypersonic boost-glide weapons, *Science & Global Security*, 23(3) (2015) 191-219.
- [15] J. Liu, K. Li, W. Liu, High-temperature gas effects on aerodynamic characteristics of waverider, *Chinese Journal of Aeronautics*, 28(1) (2015) 57-65.
- [16] T.-t. Zhang, Z.-g. Wang, W. Huang, S.-b. Li, A design approach of wide-speed-range vehicles based on the cone-derived theory, *Aerospace Science and Technology*, 71 (2017) 42-51.
- [17] Z. Liu, J. Liu, F. Ding, K. Li, Z. Xia, Novel osculating flowfield methodology for hypersonic waverider vehicles based on variable shock angle, *Journal of Aerospace Engineering*, 31(4) (2018).
- [18] L.-l. Chen, X.-l. Deng, Z. Guo, Z.-x. Hou, W.-k. Wang, A novel approach for design and analysis of volume-improved osculating-cone waveriders, *Acta Astronautica*, 161 (2019) 430-445.
- [19] X. Zheng, Y. Li, C. Zhu, Y. You, Multiple osculating cones' waverider design method for ruled shock surfaces, *AIAA Journal*, 58(2) (2020) 854-866.
- [20] A.H. Hossein, F. Ghadak, M.A. Jozvaziri, M.H. Eslamy, Investigation of the aerodynamic design effect on point mass flight parameters in hypersonic glider, *Amirkabir Mechanical Engineering Journal*, 2021. (in persian)
- [21] D. Wang, J.-F. Wang, L.-F. Li, T.-P. Yang, J.-T. Chen, Novel volume-improved design method of large-slenderness-ratio cone-derived waveriders, *AIAA Journal*, 58(11) (2020) 4832-4847.
- [22] J.D. Anderson Jr, *Fundamentals of aerodynamics*, Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- [1] [1] H.M. Sayler, *Hypersonic weapons: Background and issues for Congress*, Congressional Research Service, 2019.
- [2] M. LEWIS, Application of waverider-based configurations to hypersonic vehicle design, in: *9th Applied Aerodynamics Conference*, 1991, pp. 3304.
- [3] T. Nonweiler, Aerodynamic problems of manned space vehicles, *The Aeronautical Journal*, 63(585) (1959) 521-528.
- [4] T. Nonweiler, Delta wings of shapes amenable to exact shock-wave theory, *The Aeronautical Journal*, 67(625) (1963) 39-40.
- [5] J. Jones, K. Moore, J. Pike, P. Roe, A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds, using axisymmetric flow fields, *Ingenieur-Archiv*, 37(1) (1968) 56-72.
- [6] M. Rasmussen, Lifting-body configurations derived from supersonic flows past inclined circular and elliptic cones, in: *5th Atmospheric Flight Mechanics Conference for Future Space Systems*, 1979, pp. 1665.
- [7] M.L. Rasmussen, Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 17(6) (1980) 537-545.
- [8] K.G. Bowcutt, J.D. Anderson, D. Capriotti, Numerical optimization of conical flow waveriders including detailed viscous effects, *Aerodynamics of Hypersonic Lifting Vehicles*, (1987).
- [9] H. Sobieczky, F. Dougherty, K. Jones, Hypersonic waverider design from given shock waves, in: *Proceedings of the first international hypersonic waverider symposium*, University of Maryland College Park, MD, 1990, pp. 17-19.
- [10] N. Takashima, M. Lewis, Waverider configurations based on non-axisymmetric flow fields for engine-airframe integration, in: *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1994, pp. 380.
- [11] N. Takashima, M.J. Lewis, Wedge-cone waverider configuration for engine-airframe interaction, *Journal*

- flow and viscous interaction, in: 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1992, pp. 302.
- [25] R.H. Lange, Exploratory Investigation at a Mach Number of 5.20 of the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of Flat-Bottom Bodies, 1956.
- [23] C.L. Tracy, D. Wright, Modeling the Performance of Hypersonic Boost-Glide Missiles, *Science & Global Security*, 28(3) (2020) 135-170.
- [24] J. ANDERSON, JOHN, J. Chang, T. MCLAUGHLIN, Hypersonic waveriders-Effects of chemically reacting

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

R. Abolzadeh, M. A. Jozvaziri, M. H. Eslamy, A. H. Hossein, *Aerodynamic Design of a Hypersonic Glide Vehicle Based on the Cone-Derived Wave rider Configuration Method*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 55(7) (2023) 797-818.

DOI: 10.22060/mej.2023.21415.7539



