



Investigation of the Aerodynamic Design Effect on Point Mass Flight Parameters in Hypersonic Glider

A. H. Hossein*, F. Ghadak, M. A. Jozvaziri, M. H. Eslamy

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

ABSTRACT: Hypersonic glide vehicles have been considered as untraceable systems with high maneuverability in recent years. On the other hand, flying in the range of maximum aerodynamic efficiency is important due to its effect on increasing range and improving air maneuverability. In this research, the hypersonic glider flight parameters including position and instantaneous velocity relative to the body profile and the amount of climb angle have been investigated using the point mass flight path determination method. The type of body profile has been selected due to the significant increase in aerodynamic efficiency and simplicity of redesign of other components, elliptic cross section. The study of aerodynamic coefficients in Mach 6.7 shows the high accuracy of the modified Newtonian method as the basis of calculations, which is then, corrected according to the flight conditions by the computational fluid dynamics. Due to the instantaneous changes in aerodynamic coefficients at each time step, depending on the altitude and Mach number, a two-way coupling between aerodynamic analysis and point mass flight is used. The results show a 54% increase in range and a 29% increase in incident speed with a decrease in body height. These values are 16% and 74% in the studies related to the radius of nose curvature and 44%, 25% in the study of the initial climb angle

Review History:

Received: May, 16, 2021
Revised: Sep. 07, 2021
Accepted: Oct. 09, 2021
Available Online: Oct. 11, 2021

Keywords:

Hypersonic glider
Hypersonic aerodynamic
Flight parameters
Point mass flight path

1- Introduction

The design and analysis of aerodynamic shapes of hypersonic gliders are done according to the flight path and flight parameters. The range of speed, altitude, and time are among the determining parameters in the type of analysis and design of this type of glider. By determining the movement parameters and creating constraints, the path and flight conditions of the glider [1] are determined. Then the aerodynamic profile can be obtained by observing the design principles in other conditions. A comparison between hypersonic glider paths compared to other systems can provide a better understanding of its benefits. Due to the curved path in ballistic projectiles, it is easier to predict its motion. In contrast, hypersonic gliders have a variety of maneuvers due to their high velocity in concentrated flight conditions [2]. In addition to creating flight variety, these maneuvers are effective in using constraints to determine the path. To design a suitable aerodynamic shape, it is necessary to check the path and related parameters such as the speed of the glider during the movement. Dynamic equations of point-flight mass [3] investigate flight path and motion parameters using ascending and descending forces. As a result, the calculation of up and down forces are considered important parameters for aerodynamic design. In this study, rapid aerodynamic analysis methods have been investigated to determine the initial lift and drag forces. Then, some of the parameters of body cross-section compression,

nose curvature, and initial climb angle due to their high impact have been investigated for kinetic study with aerodynamic coefficients corrected from Computational Fluid Dynamics (CFD). In the simulation of glider movement, the equations governing the flight of point mass have been used by considering the changes of density and air temperature with respect to altitude.

2- Methodology

To select the basis aerodynamic analysis method, first a comparison between the accuracy of the two modified Newtonian methods MDMN and the second-order shock-expansion method MDSE using the missile Datacom code. The study performed in this section is related to Mach number 6.77 according to the results of Neal laboratory [4] in Fig. 1 for this purpose, two common types of sharp and blunt bodies have been selected due to the difference in the flow pattern for the shock wave generated in the hypersonic flow. Check the results of modified Newtonian and shock-expansion methods in each body compared to the experimental and numerical results shows the higher accuracy of the modified Newtonian method than the shock-expansion method. As a result, the extraction of base aerodynamic coefficients has been performed by the modified Newtonian method. Computational fluid dynamics solution has been used to correct the aerodynamic coefficients and increase the accuracy of the results (Figs. 2 and 3).

*Corresponding author's email: kpahhosein@ihu.ac.ir



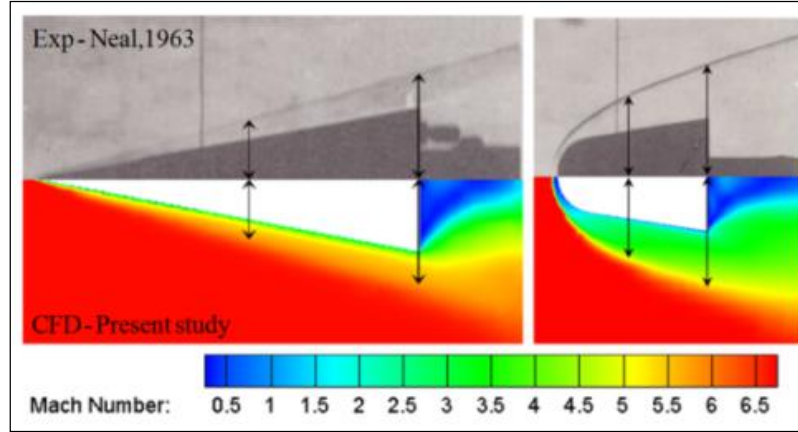


Fig. 1. Comparison of flow pattern in the numerical analysis of the present study compared to the experiment of a wind tunnel by Neal [4]

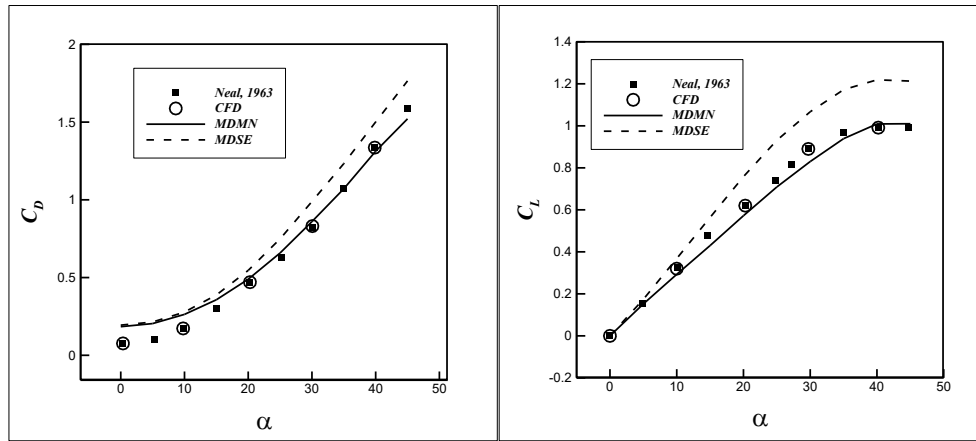


Fig. 2. Comparison of aerodynamic coefficients in sharp geometry using numerical and analytical methods of the present study in relation to Neal experimental results [4]

In non-equilibrium flight conditions, the sum of the effects of aerodynamic forces, including the up and down force on the air conditioner and its weight force, determines the direction of movement of the air conditioner. In this section, the study of the three-dimensional flight path [5] of the airflow is determined as a point mass according to the positioning angle, velocity, and altitude of the moment. Given the elliptical shape of the earth and its rotational motion, the three-dimensional path of the point mass of an incoming glider, as shown in Fig. 4, can be represented as Eqs. (1) to (4). In these relations, it represents the radial distance of the glider from the center of the earth, it represents the latitude, it represents the speed of the glider relative to the ground, it represents the angle of the flight path and it represents the angle of progress. The forward angle from the north is measured in a clockwise direction. They also represent the angle of lateral deviation with respect to the path of the glider and the rotational speed of the earth, respectively.

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \gamma, \quad \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi}, \quad (1)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r}$$

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{C_D \rho V^2 S_r}{2m} + g'_r \sin \gamma + g_{we} (\cos \psi \cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \sin \phi) - \omega_e^2 r (\cos \phi \sin \phi \cos \psi \cos \gamma - \cos^2 \phi \sin \gamma) \quad (2)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{C_L \rho V S_r}{2m} \cos \sigma + g'_r \frac{\cos \gamma}{V} + g_{we} \frac{(-\cos \phi \cos \psi \sin \gamma + \sin \phi \cos \gamma)}{V} + \frac{\omega_e^2 r}{v} (\cos \phi \sin \phi \cos \psi \sin \gamma + \cos^2 \phi \cos \gamma) - 2\omega_e \cos \phi \sin \psi + \frac{V \cos \gamma}{r} \quad (3)$$

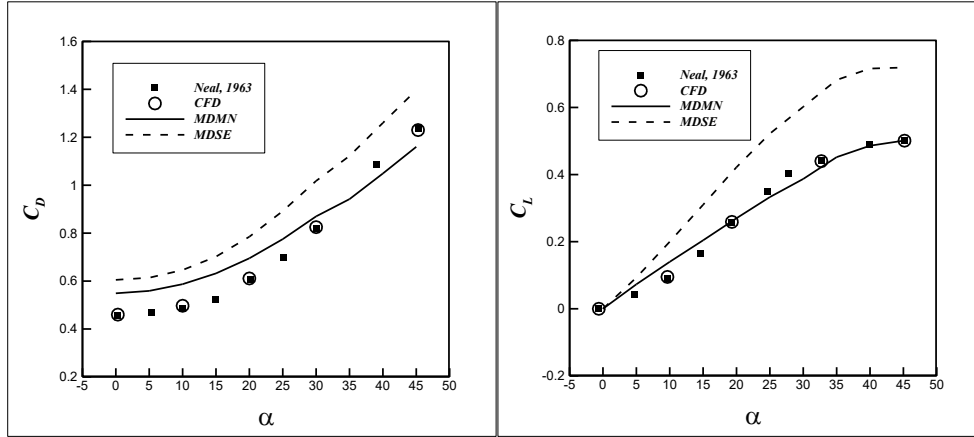


Fig. 3. Comparison of aerodynamic coefficients in blunt geometry using numerical and analytical methods of the present study in relation to Neal experimental results [4]

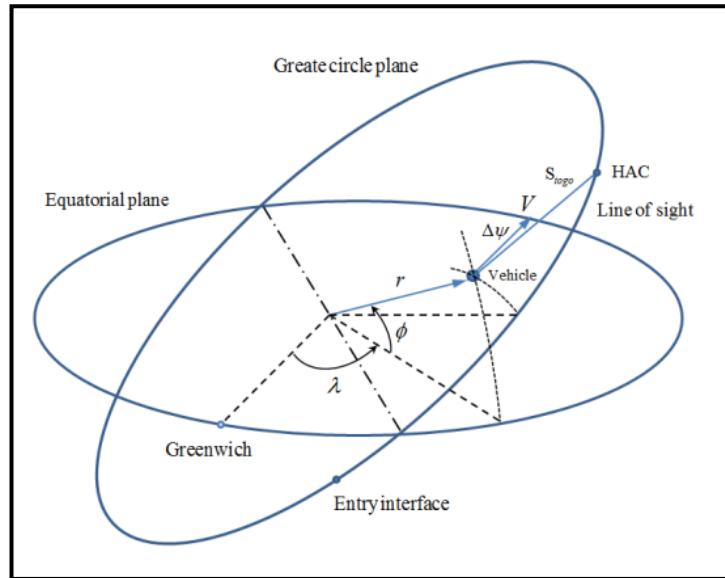


Fig. 4. Schematic view of the glider's motion parameters in point mass flight [5]

$$\begin{aligned} \frac{d\psi}{dt} = & -\frac{C_L \rho V S_r}{2m \cos \gamma} \sin \sigma - g_{we} \frac{\cos \phi \sin \psi}{V \cos \gamma} \\ & + \omega_e^2 r \frac{\cos \phi \sin \phi \sin \psi}{V \cos \gamma} + \frac{V \tan \phi \cos^2 \gamma \sin \psi}{r \cos \gamma} \\ & + \frac{2\omega_e}{\cos \gamma} (\cos \phi \cos \psi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma) \end{aligned} \quad (4)$$

3- Results and Discussion

Assuming the value of negative initial climb angle of 5 degrees and the amount of nose curvature equal to 8 cm, the amount of compression ratio of the body section in conditions equal to 0.4, 0.6, 0.8, and 0.95 has been investigated. The results show an increase of 1700 km in flight range equivalent to 54% compared to the maximum flight range. In addition, the amount of flight time and the speed of dealing with changes

in the compression of the fuselage have changed by 50 and 29%, respectively, in different ratios. The frequency of height recovery in these conditions is set to at least one state and a maximum of three states. Fig. 5 shows the aerodynamic parameters including nose curvature and body compression ratio as well as the initial climb angle at altitude changes relative to the flight path.

4- Conclusion

The study of the aerodynamic shapes' effect on hypersonic glider flight parameters shows the high impact of aerodynamic design. As a result, due to the high importance of aerodynamic design, this step is used as a design reference considering other constraints. In addition, the constraints at the beginning of glider release can greatly affect the flight pattern that must be considered

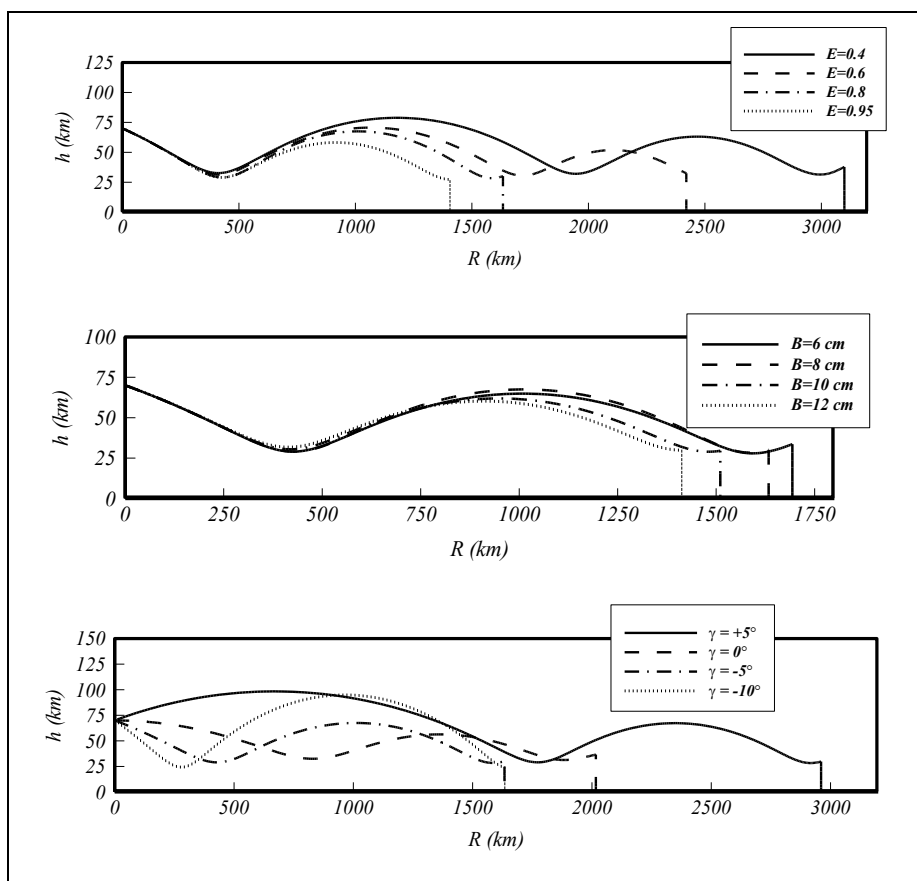


Fig. 5. Discussion of parameters in altitude changes with respect to the flight path

References

- [1] C. Dong, Z. Guo, X. Chen, Robust Trajectory Planning for Hypersonic Glide Vehicle with Parametric Uncertainties, *Mathematical Problems in Engineering*, 2021 (2021).
- [2] K.M. Saylor, *Hypersonic Weapons: Background and Issues for Congress*, (2019).
- [3] K. Lakshmi, P. Priyadarshi, Multi-disciplinary Analysis of a Reentry Vehicle, in: *Advances in Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Springer, 2020, pp. 19-31.
- [4] L. Neal Jr, Aerodynamic characteristics at a mach number of 6.77 of a 9deg cone configuration, with and without spherical afterbodies, at angels of attack up to 180 deg with various degrees of nose blunting Washington, 1963.
- [5] Z. Shen, P. Lu, Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories, *Journal of Guidance, control, and Dynamics*, 26(1) (2003) 111-121.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

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 J. Mech Eng.*, 54(3) (2022) 135-138.

DOI: 10.22060/mej.2021.20031.7156





بررسی تأثیر طراحی آیرودینامیکی بر پارامترهای پروازی جرم نقطه‌ای هواسر ماوراء صوت

امیرحسین حسین*، فرهاد قدک، محمد علی جزووزیری، محمد هادی اسلامی

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

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۰/۰۲/۲۶
بازنگری: ۱۴۰۰/۰۶/۱۶
پذیرش: ۱۴۰۰/۰۷/۱۷
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۷/۱۹

کلمات کلیدی:

هواسر ماوراء صوت
آیرودینامیک ماوراء صوت
پارامترهای پروازی
مسیر پرواز جرم نقطه‌ای

خلاصه: هواسرهای ماوراء صوت به عنوان سامانه‌های غیر قابل رهگیری و با قابلیت مانور عملیاتی بالا در سال‌های اخیر مورد توجه قرار دارند. از طرفی پرواز در محدوده‌ی بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی به علت تأثیر در افزایش برد و بالا بردن قابلیت مانور هواسر حائز اهمیت است. در این تحقیق بررسی پارامترهای پروازی هواسر ماوراء صوت شامل موقعیت و سرعت لحظه‌ای نسبت به پروفیل بدنه و مقدار زاویه‌ی اوج‌گیری با استفاده از روش تعیین مسیر پرواز جرم نقطه‌ای انجام شده است. نوع پروفیل بدنه با توجه به افزایش قابل توجه بازدهی آیرودینامیکی و سادگی باز طراحی سایر اجزاء، مقطع بیضی شکل انتخاب شده است. بررسی ضرائب آیرودینامیکی در عدد ماخ ۶/۷ دقت بالای روش نیوتونی اصلاح شده را به عنوان مبنای محاسبات نشان می‌دهد. نیروهای برآ و پسا در شرایط پروازی با تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی برای افزایش دقت تحلیل تصحیح شده است. تغییرات لحظه‌ای ضرائب آیرودینامیکی در هر گام زمانی بسته به ارتفاع و عدد ماخ موجب استفاده از کوپل دو طرفه‌ای میان تحلیل آیرودینامیک و پرواز جرم نقطه‌ای شده است. نتایج افزایش ۵۴ درصد در برد هواسر و ۲۹ درصد در سرعت برخورد آن با کاهش ارتفاع بدنه را نشان می‌دهد. این مقادیر در بررسی‌های مربوط به شعاع انحناى دماغه ۱۶ و ۷۴ درصد و در مطالعه زاویه اوج‌گیری اولیه ۴۴ و ۲۵ درصد می‌باشد.

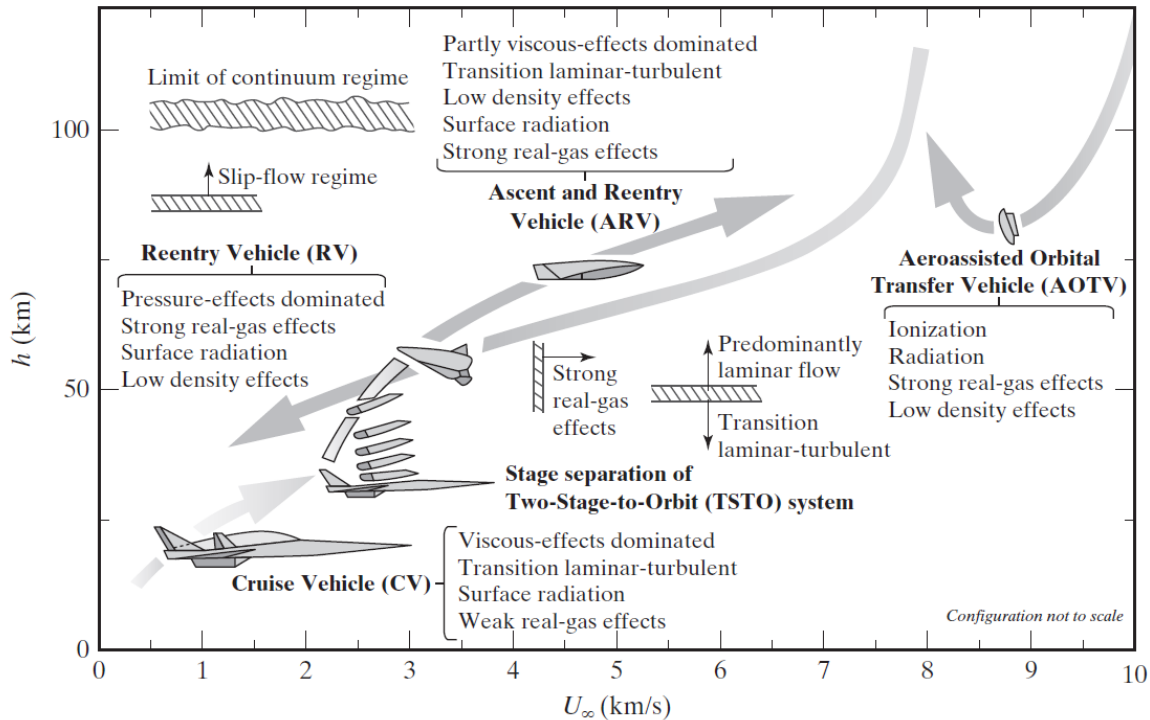
۱- مقدمه

است. معادلات دینامیکی پرواز جرم نقطه‌ای^[۳] مسیر پروازی و پارامترهای حرکتی را با استفاده نیروهای برآ و پسا بررسی می‌کند. در نتیجه محاسبه‌ی نیروهای برآ و پسا به عنوان پارامترهای مهمی برای طراحی آیرودینامیکی محسوب می‌شوند. برای این منظور لو^[۴] مسیر پروازی یک پرتابه در حال ورود به جو را با استفاده از معادلات دینامیکی جرم نقطه‌ای در مختصات عمودی مماسی بررسی کرد. از مزایای این تحقیق برآورد مسیر پروازی بهینه نسبت به کاهش نیروی پسای وارد به جسم می‌باشد. مدل بررسی شده در این تحقیق با نام آر.ال.وی دارای جرم ۱۰۴/۳ تن و سطح مرجع ۳۹۱/۲ متر مربع است. محاسبه‌ی ضرائب آیرودینامیکی از جداول از پیش تعیین شده با روش‌های آیرودینامیک نظری و اصلاحات آزمایشگاهی تونل باد در مدل کوچک شده برای استفاده در شبیه ساز پرواز انجام شده است. علاوه بر این با توجه به ابعاد بالای بدنه و ملاحظات سازه، تعیین مسیر پرواز با استفاده از قیود شار حرارتی و سازه‌ای تعیین شده است.

در ادامه شن و لو^[۵] مسیر پروازی سه درجه آزادی جرم نقطه‌ای پرتابه‌های مختلف را برای استفاده در طراحی اولیه مطالعه کردند. در این

طراحی و تحلیل پروفیل آیرودینامیکی هواسرهای ماوراء صوت با توجه به بررسی مسیر پرواز و پارامترهای پروازی انجام می‌شود. محدوده‌ی سرعت، ارتفاع و زمان از جمله پارامترهای تعیین کننده در نوع طراحی این نوع هواسرها هستند. با تعیین پارامترهای حرکتی و ایجاد قیود، مسیر و شرایط پروازی هواسر^[۱] تعیین می‌شود. سپس می‌توان پروفیل آیرودینامیکی را با رعایت اصول طراحی در سایر شرایط بدست آورد. مقایسه‌ی میان مسیرهای پروازی هواسر ماوراء صوت نسبت به سایر سامانه‌ها می‌تواند درک بهتری از فواید آن ایجاد کند. با توجه به مسیر منحنی در پرتابه‌های بالستیک، پیش بینی حرکت آن سهولت می‌یابد. در مقابل، هواسرهای ماوراء صوت به دلیل سرعت بالا در شرایط پرواز در جو غلیظ^[۲] مانورهای متنوعی دارند. این مانورها علاوه بر ایجاد تنوع پروازی، در استفاده از قیود برای تعیین مسیر مؤثر است. برای طراحی پروفیل آیرودینامیکی مناسب، بررسی مسیر و پارامترهای مرتبط نظیر مقدار سرعت پرنده در طول حرکت مورد نیاز





شکل ۱. نمای پدیده‌های آیرودینامیکی ایجاد شده بسته به سرعت و ارتفاع پروازی [۹]

Fig. 1. View of created aerodynamic phenomena depending on flight speed and altitude [9]

اینرسی ناشی از چرخش زمین می‌باشد. تمرکز این مقاله حل معادلات غیر خطی پرواز جرم نقطه‌ای با استفاده از روش‌های اختلال می‌باشد. به دلیل فیزیک پیچیده جریان در محدوده‌ی سرعت ماوراء صوت و وجود شوک‌های مایل، عمودی و امواج انبساطی متعدد حول بدنه [۸]، طراحی آیرودینامیکی با چالش‌های مختلفی مواجه است. شکل ۱ پدیده‌های آیرودینامیکی در محدوده‌ی سرعت ماوراء صوت [۹] در شرایط پروازی متنوعی را نمایش می‌دهد. وجود تأثیرات گاز واقعی، آیرودینامیک ناپایا در تقابل شوک-لایه مرزی، تأثیر حرارت تابشی، جریان با چگالی کم و ایجاد پدیده‌های متقابل آیرودینامیکی به پیچیدگی‌های مسئله افزوده است. در نتیجه شناخت روش‌های طراحی آیرودینامیکی کارآمد مورد نیاز است. لوستی [۱۰] روش‌های طراحی پرنده با پسای کمینه در جریان ماوراء صوت را بررسی کرد. در این تحقیق توزیع فشار با روش نیوتونی اصلاح شده و مقدار ثابت ضریب اصطکاک سطح بررسی شده است. سپس لوستی و میل [۱۱] افزایش نسبت برآ به پسا را در پروفیل نیم مخروطی شکل در جریان ماوراء صوت با استفاده از روش غیر مستقیم محاسبه متغیرها انجام دادند. هوانگ و میل [۱۲] نسبت برآ به پسا را در پروفیل‌های مختلف در جریان ماوراء صوت

تحقیق الگوریتم‌های انطباق پذیری برای بررسی مسیر در مختصات زیر مداری پرتابه‌های با قابلیت پرواز مجدد^۲، بازگشت خدمه^۳ از ایستگاه فضایی و وسایل حمل بار^۴ بکارگیری شده است. لو و همکاران [۶] هواسر ماوراء صوت^۴ با بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی را به صورت جرم نقطه‌ای بررسی کردند. مسیر دوبعدی پرنده با فرض جلوگیری از نوسانات فوگناید همراه با ایجاد اتلافات حرکتی بررسی شده است. در این تحقیق با افزایش عدد ماخ جریان تا محدوده ۱۲ الی ۱۳ مقدار بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش عدد ماخ به مقدار ۱۵ میزان زاویه‌ی حمله‌ی متناظر با بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی به صورت کاهشی بوده است. در ادامه زاویه‌ی حمله با افزایش اندک سرعت به صورت ثابت ادامه یافته است. ژوانگ و همکاران [۷] راه حل تحلیلی برای شبیه سازی پرواز هواسر ماوراء صوت ارائه دادند. نیروهایی که در این شبیه سازی سه بعدی مورد بررسی قرار گرفت شامل نیروهای آیرودینامیکی، جاذبه و

- 1 Reusable Launch Vehicle (RLV)
- 2 Crew Return Vehicle (CRV)
- 3 Cargo Transfer Vehicle (CTV)
- 4 Hypersonic Glide Vehicle (HGV)

کمتر از هسته پردازنده به مقدار ۲۵ درصد را نشان می‌دهد. در نتیجه با استفاده از روش محاسباتی سریع می‌توان به میزان ۱۶۰ درصد در زمان محاسباتی و ۲۵ درصد در هزینه محاسباتی به صورت هم زمان بهره برد. از نظر دقت نتایج نیز محاسبات سریع در این تحقیق حداکثر ۶ درصد با نتایج حل کامل معادلات ناویر - استوکس اختلاف دارد.

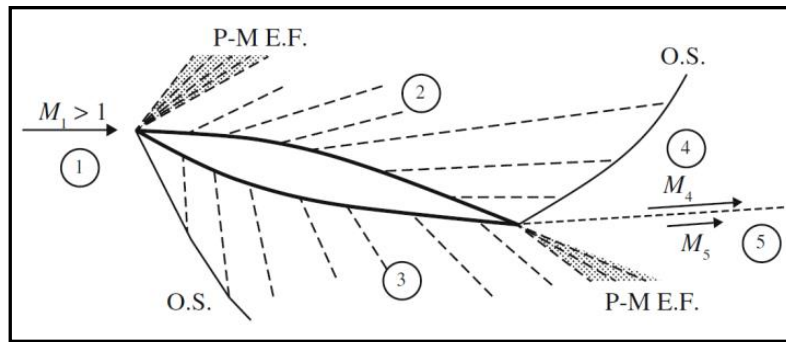
در تحقیق حاضر، روش‌های تحلیل آیرودینامیک سریع برای تعیین نیروهای برآ و پسای اولیه بررسی شده است. برای این منظور دو نوع متداول بدنه‌های باریک و پخ با توجه به تفاوت الگوی جریان ناشی از موج شوک ایجاد شده در جریان ماوراء صوت انتخاب شده است. همچنین به دلیل حساسیت تخمین نیروی پسا در انتخاب روش تحلیلی مبنا، بررسی این دو نوع هندسه به دلیل داشتن سهم مختلفی از مقادیر پسای اصطکاکی و فشاری در نیروی پسای کل حائز اهمیت است. میزان سهم پسای اصطکاکی در هندسه باریک به دلیل کوچک بودن ناحیه‌ی جدایش جریان و سطح بیشتر تماس جریان با سطح نسبت به هندسه‌ی پخ بیشتر است. همچنین در هندسه‌ی پخ به دلیل افزایش فشار معکوس ناشی از انحنای بالای سطح و بزرگ بودن ناحیه‌ی جدایش جریان، میزان پسای فشاری بیشتر است. بررسی نتایج روش‌های نیوتونی اصلاح شده و شوک - انبساط در هر یک از بدنه‌ها نسبت به نتایج آزمایشگاهی و عددی، دقت بالاتر روش نیوتونی اصلاح شده نسبت به روش شوک - انبساط را نشان می‌دهد. در نتیجه استخراج ضرائب آیرودینامیکی مبنا به روش نیوتونی اصلاح شده انجام شده است. برای تصحیح ضرائب آیرودینامیکی و افزایش دقت نتایج از حل دینامیک سیالات محاسباتی^۱ استفاده شده است. سپس مقادیری از پارامترهای فشرده‌گی مقطع بدنه، میزان انحنای دماغه و زاویه اوج گیری با توجه به تأثیر بالای آن‌ها برای مطالعه‌ی حرکتی بررسی شده است. در شبیه سازی حرکت پرنده از معادلات حاکم بر پرواز جرم نقطه‌ای با در نظر گرفتن تغییرات چگالی و دمای هوا نسبت به ارتفاع استفاده شده است.

۲- روش تحلیل آیرودینامیک

در این مقاله به دلیل لزوم استفاده از محاسبات سریع برای یافتن ضرائب آیرودینامیکی هواسر حین پرواز، روش‌های تحلیلی شوک-انبساط و نیوتونی اصلاح شده مورد بررسی قرار گرفته است. برای بدست آوردن ضرائب آیرودینامیکی حول جسم با استفاده از روش شوک - انبساط [۱۷] جریان به صورت آیزنتروپیک فرض می‌شود. با توجه به زاویه‌ی حمله جریان آزاد

بررسی کردند. آدامز و مارتیندل [۱۳] استفاده از تئوری آیرودینامیک نواری با فرض هوا به صورت گاز کامل در تخمین ضرائب آیرودینامیکی ماوراء صوت را بررسی کردند. در این تحقیق از روش محاسباتی اختلاف محدود ضمنی برای تحلیل لایه مرزی در شرایط جریان ورودی یاو و دماغه پخ استفاده شده است. تحلیل آشفستگی با استفاده از مدل سازی سه بعدی گردابه‌های لزوج و مدل طول مخلوط انجام شده است. در نهایت روش تئوری نواری مورد استفاده در این تحقیق با نتایج تجربی در پروفیل‌های مختلف شامل فضایی‌های ناسا مقایسه شده است.

در سال‌های اخیر روش دینامیک سیالات محاسباتی با توجه به در نظر گرفتن کامل اثرات پدیده‌های آیرودینامیکی برای تحلیل جریان ماوراء صوت مورد توجه قرار گرفته است. کومار و ماهالیکار [۱۴] تحلیل آیرودینامیکی پرنده را در جریان ماوراء صوت با عدد ماخ ۷ در ارتفاع ۳۵ کیلومتری و در زاویه حمله صفر درجه انجام دادند. نتایج تحلیل کاهش نیروی پسا در زاویه‌ی دماغه ۷۰ درجه و کاهش دما در زاویه ۸۰ درجه دماغه را نشان می‌دهد. دنگ و همکاران [۱۵] بررسی کاهش نیروی پسای وارد بر پرنده در جریان ماوراء صوت را با استفاده از آیرواسپایک و جت خلاف جهت جریان انجام دادند. در این تحقیق از تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی در عدد ماخ ۸ و ارتفاع ۴۰ کیلومتر استفاده شده است. همچنین اثرات جریان ناپایا به صورت سه بعدی با حل معادلات ناویر - استوکس در جریان آرام برای مدل سازی جت خلاف جهت جریان با در نظر گرفتن نوسانات دوره‌ای بررسی شده است. نتایج تحقیق تأثیر قابل ملاحظه‌ی استفاده از آیرواسپایک به میزان ۷/۲۵ درصد و جت به میزان ۸/۸ درصد را در کاهش نیروی پسا در زاویه حمله پروازی ۶ درجه نشان می‌دهد. روش دینامیک سیالات محاسباتی به دلیل حل دستگاه معادلات حاکم بر میدان جریان در هر گره محاسباتی، دارای هزینه محاسباتی بالایی می‌باشد. در نتیجه بکارگیری این روش در فرآیند طراحی بسیار زمان‌بر است. به همین دلیل تحقیقات زیادی برای افزایش سرعت محاسبات، اعم از نوع شبکه‌بندی و استفاده از مدل‌های آشفستگی یک معادله‌ای برای بررسی اثرات گردابه‌ها در محدوده‌ی لایه مرزی انجام شده است. ژانگ و همکاران [۱۶] با ترکیب معادلات اویلر و تخمین نیروهای ناشی از لزجت، تحلیل آیرودینامیکی هواسر ماوراء صوت به روش دینامیک سیالات محاسباتی را جهت افزایش سرعت محاسبات انجام دادند. شبکه بندی انجام شده در این تحقیق به صورت کارترین بوده است. سپس نتایج این روش با حل کامل معادلات ناویر - استوکس مقایسه شده است. نتایج تحقیق افزایش سرعت محاسباتی به میزان ۱۶۰ برابر با نسبت استفاده‌ی



شکل ۲. نمای نحوه‌ی تحلیل بدنه‌ی منحنی شکل در روش شوک - انبساط [۱۷]

Fig. 2. View how to analyze a curved body in the shock-expansion method [17]

$$\theta_{(i)} = \tan^{-1} \left(\frac{dy}{dx} \right) \Big|_{x=x_i} \quad (1)$$

$$\frac{P_{u(i+1)}}{P_{u(i)}} = \left[\frac{1 + \left(\frac{c_p / c_v}{2} \right) M_{u(i)}^2}{1 + \left(\frac{c_p / c_v}{2} \right) M_{u(i+1)}^2} \right]^{\frac{(c_p / c_v)}{(c_p / c_v) - 1}} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \Delta FN'_{u(i)} &= -p_{u(i)} [x_{i+1/2} - x_{i-1/2}] \\ \Delta FN'_{l(i)} &= +p_{l(i)} [x_{i+1/2} - x_{i-1/2}] \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \Delta FA'_{u(i)} &= +p_{u(i)} [y_{u(i+1/2)} - y_{u(i-1/2)}] \\ \Delta FA'_{l(i)} &= -p_{l(i)} [y_{l(i+1/2)} - y_{l(i-1/2)}] \end{aligned} \quad (4)$$

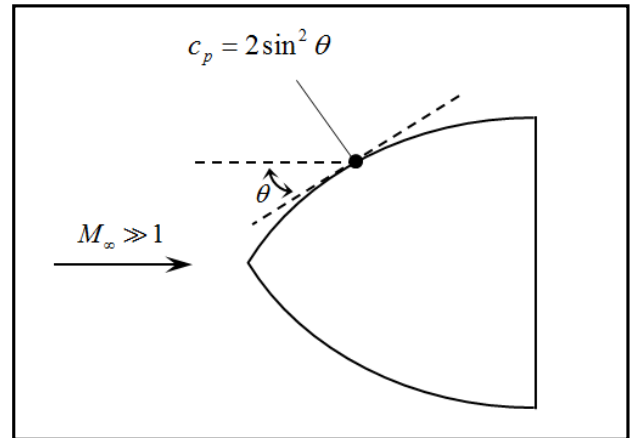
در تحلیل آیرودینامیک به روش نیوتونی [۱۸]، خطوط جریان پس از برخورد با بدنه به صورت مماس با سطح حرکت می‌نماید. در نتیجه مؤلفه عمودی مومنتوم جریان در هر نقطه به جسم نیرو وارد می‌نماید. مولفه‌ی مماسی مومنتوم موجب حرکت جریان در جهت مماس بر سطح می‌شود. مطابق شکل ۳، تغییرات مولفه‌ی عمود بر سطح مومنتوم جریان معادل نیروی وارد شده به جسم می‌باشد. نیروی وارد بر سطح از ضرب دبی جرمی جریان عمود بر سطح در مولفه‌ی سرعت عمود بر سطح به صورت رابطه‌ی

و انحنا‌ی سطح بدنه در نواحی انبساطی، امواج پراختل - مایل و در نواحی انقباضی موج شوک مایل ایجاد می‌شود. در این روش سطح انحنا‌ی بدنه با توجه به میزان انحنا به نواحی معینی تقسیم شده است. در هر ناحیه انبساط و انقباض جریان با استفاده از روابط حاکم بر امواج شوک برای تخمین ضرائب آیرودینامیکی حول بدنه محاسبه می‌شود. شکل ۲ نمای بدنه‌ای منحنی شکل را در مقابل جریان مافوق و ماوراء صوت نمایش می‌دهد. با توجه به زاویه‌ی حمله جریان و انحنا‌ی بدنه در ناحیه‌ی فوقانی امواج انبساطی تشکیل شده است. همچنین در ناحیه‌ی پایین بدنه نیز موج شوک مایل ایجاد شده و موجب کاهش سرعت و افزایش فشار جریان در این ناحیه خواهد شد.

برای تخمین میزان زاویه‌ی انحنا‌ی بدنه در مقطع \bar{I} ام از رابطه‌ی (۱) مبنای موقعیت ناحیه‌ی مورد نظر استفاده می‌شود. با تخمین زاویه‌ی انحنا‌ی سطح در ناحیه مورد نظر و بررسی آن با جریان در ناحیه‌ی ماقبل، نوع موج شوک تشخیص داده شده است. سپس از روابط حاکم مقدار عدد ماخ در ناحیه‌ی مورد نظر محاسبه می‌شود. با استفاده از رابطه‌ی (۲) مقدار فشار در مقطع \bar{I} ام قابل محاسبه است. نیروی عمود در هر مقطع با یافتن مقدار فشار از طریق رابطه‌ی (۳) برای سطح بالا و پایین بدنه قابل محاسبه است. همچنین مقدار نیروی محوری در هر مقطع با مختصات هر مقطع در جهت قائم و فشار هر مقطع از رابطه‌ی (۴) محاسبه می‌شود. در نهایت با محاسبه‌ی موقعیت بدنه نسبت به جریان آزاد و استخراج نیروهای عمودی و محوری، مقدار ضرائب آیرودینامیکی برآ و پسا تعیین می‌شوند. مقادیر نیرو برای کل بدنه با انتگرال گیری از ضرائب آیرودینامیکی در هر مقطع بدست خواهد آمد.

۳- اعتبار سنجی روش‌های تحلیل آیرودینامیک

برای انتخاب روش تحلیل آیرودینامیک مینا، ابتدا مقایسه‌ای بین دقت دو روش نیوتونی اصلاح شده MDMN و روش شوک - انبساط مرتبه‌ی دوم MDSE با استفاده از کد ام.دی. انجام شده است. بررسی انجام شده در این قسمت مربوط به عدد ماخ ۶/۷۷ برای دو هندسه‌ی پَخ و باریک طبق نتایج آزمایشگاهی نیل [۲۰] مطابق شکل ۴ می‌باشد. فشار استاتیک محفظه آزمون در شرایط آزمایشگاهی تونل باد برابر ۳۰۰ پاسکال و دما معادل ۵۵ کلوین می‌باشد. به دلیل وجود فرضیات ساده کننده و عدم مدل‌سازی پدیده‌های پیچیده‌ی آیرودینامیکی مانند جدایش، استفاده از این روش‌ها به خصوص در سرعت ماوراء صوت دارای دقت بالایی نمی‌باشد. اما برای استخراج سریع ضرائب آیرودینامیکی مینا و در ادامه تصحیح آن با روش عددی دقیق قابل استفاده است. به همین دلیل از روش دینامیک سیالات محاسباتی بر پایه گسسته سازی معادلات حاکم بر جریان به روش حجم محدود برای تصحیح ضرائب آیرودینامیکی استفاده شده است. نوع شبکه بندی استفاده شده حول میدان محاسباتی کارتیزین است. این نوع شبکه بندی به دلیل حجم مناسب و دقت بالای تحلیل ماوراء صوت مشابه با تحلیل ژانگ و همکاران [۱۶] با استفاده از روش قطع سلول^۱ مورد استفاده قرار گرفته است. برای حل عبارت تنش رینولدز به روش میانگین عدد رینولدز در معادلات ناویر- استوکس از مدل آشفتگی یک معادله‌ای اسپالارت آلماراس استفاده شده است. به دلیل قرارگیری در محدوده‌ی جریان ماوراء صوت و کاهش اثرات ناپایایی اغتشاشات با توجه به غلبه مومنتوم بالای جریان، استفاده از مدل آشفتگی یک معادله‌ای در شرایط تحلیل پایا مشابه با سایر تحقیقات [۲۱] نتایجی منطبق با آزمایش تجربی را در پی داشته است. نیمه‌ی بالای تصویر شکل ۴ مربوط به آزمایش تجربی تونل باد توسط نیل [۲۰] و نیمه‌ی پایین تصویر مربوط به تحلیل سیالات محاسباتی مطالعه‌ی حاضر می‌باشد. در این شکل، بردارها فاصله‌ی یکسان موج شوک تشکیل شده در روش دینامیک سیالات محاسباتی نسبت به آزمایش تجربی و تطابق مناسب نتایج را نشان می‌دهند. قطر مینا در تحلیل پروفیل هندسی باریک برابر با ۱/۹۵ اینچ در نظر گرفته شده است. با توجه به ابعاد هندسه، فشار کل و عدد ماخ جریان، عدد رینولدز در این حالت برابر ۲۶۳ هزار می‌باشد. ضرائب آیرودینامیکی بررسی شده شامل ضریب برآ و ضریب پسا است. شکل ۵ مقایسه انجام شده در میزان ضریب برآ در هندسه‌ی باریک را نمایش می‌دهد. نقاط منطبق شده مربوط به نتایج آزمایشگاهی تحقیق نیل [۲۰] و تحلیل دینامیک سیالات



شکل ۳. نمای پارامترهای تحلیل در روش نیوتونی [۱۹]

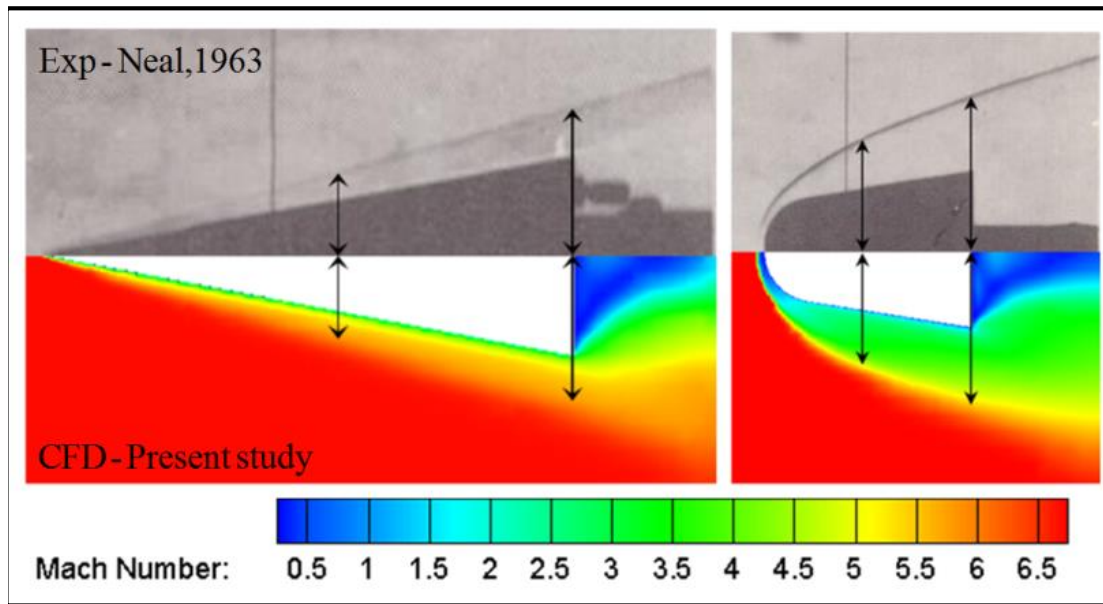
Fig. 3. View of analysis parameters in Newtonian method [19]

(۵) قابل محاسبه است. در این رابطه، θ معرف زاویه‌ی جریان آزاد نسبت به بردار مماس بر سطح بدنه می‌باشد. فشار استاتیک جریان آزاد ناشی از حرکت تصادفی مولکول‌های هوا می‌باشد. در نزدیکی سطح جسم جهت حرکت مولکول‌های هوا در جهت سطح بدنه است. تغییرات فشار استاتیک جریان آزاد هوا نسبت به بدنه معرف نیروی وارد به بدنه بر مساحت سطح می‌باشد. در نتیجه با استفاده از این رابطه مقدار ضریب فشار به صورت زیر قابل محاسبه است. مقدار ضریب فشار در هر جزء بدنه با محاسبه زاویه انحراف جریان بدست می‌آید. در نقطه‌ی سکون مقدار ضریب فشار نوک بدنه با استفاده از رابطه‌ی (۶) معادل مقدار ۲ می‌باشد. درحالی‌که این مقدار در عدد ماخ بینهایت رخ می‌دهد. در نتیجه ضریب فشار در این معادله می‌بایست اصلاح شود. روش نیوتونی اصلاح شده با ارائه رابطه‌ی (۷) این نسبت را تصحیح می‌نماید.

$$N = (\rho_{\infty} V_{\infty} A \sin \theta)(V_{\infty} \sin \theta) = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 A \sin^2 \theta \quad (5)$$

$$C_p = \frac{P - P_{\infty}}{0.5 \rho V_{\infty}^2} = 2 \sin^2 \theta \quad (6)$$

$$C_p = C_{pmax} \sin^2 \theta = \frac{2}{(c_p / c_v) M_{\infty}^2} \left(\frac{P_{0,2}}{P_{\infty}} - 1 \right) \sin^2 \theta \quad (7)$$



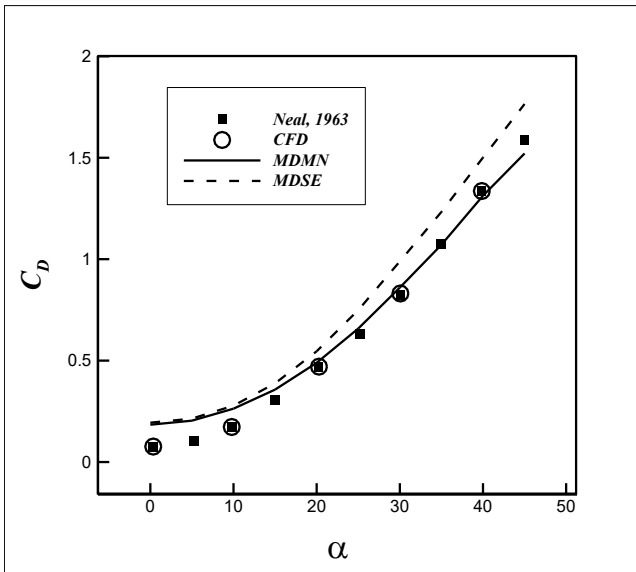
شکل ۴. مقایسه الگوی جریان در تحلیل عددی مطالعه‌ی حاضر نسبت به آزمایش تجربی تونل باد توسط نیل [۲۰]

Fig. 4. Comparison of flow pattern in numerical analysis of the present study compared to the experiment of wind tunnel by Neal [20]

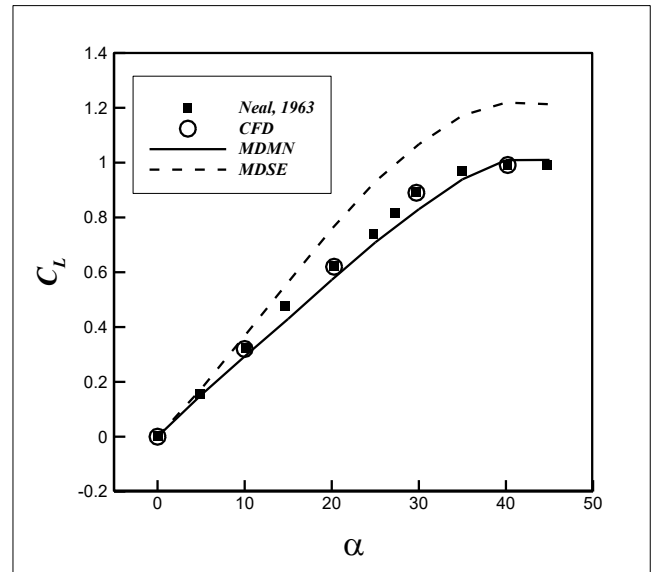
خطا خارج از محدوده‌ی قابل قبول برای استخراج ضرائب آیرودینامیکی اولیه می‌باشد. همچنین تطابق نتایج تجربی و عددی موجب اطمینان از صحت نتایج آزمایشگاهی و روند مناسب تحلیل سیالات محاسباتی است. با توجه به شکل ۷ روش نیوتونی اصلاح شده در محاسبه‌ی ضریب برآ کارایی بهتری دارد. همچنین خطای روش شوک-انبساط با افزایش زاویه‌ی حمله، افزایش قابل توجهی یافته است. محاسبه‌ی ضریب پسا به دلیل ایجاد انحنای در دماغه، با چالش بیشتری همراه است. دقت روش نیوتونی اصلاح شده در تخمین ضریب پسا با توجه به شکل ۸ بالاتر از روش شوک - انبساط می‌باشد. همچنین در زوایای حمله مختلف اختلاف موجود میان نتایج حفظ شده است. با بررسی ضریب آیرودینامیکی پسا، مقدار اختلاف روش نیوتونی اصلاح شده نسبت به نتایج تجربی کمتر از روش شوک - انبساط است. این نتایج، با توجه فرضیات زیادی از جمله صرف نظر از ارائه مدل‌های آشفستگی جهت تعیین دقیق اصطکاک سطح در ناحیه لزوج و اثرات یونیزه شدن جریان قابل توجهی می‌باشد. با توجه به پیش‌بینی مناسب ضرائب آیرودینامیکی به روش نیوتونی اصلاح شده و سرعت بسیار بالای آن، می‌توان از این روش برای تخمین اولیه‌ی نیروهای آیرودینامیکی در حرکت پروازی استفاده کرد.

محاسباتی می‌باشد. مقادیر ضریب برآ در روش شوک-انبساط دارای خطای بالای ده درصد است. در مقابل ضریب برآ با روش نیوتونی اصلاح شده در محدوده‌ی ده درصد خطا با دقت مناسبی محاسبه شده است. به دلیل تأثیر اصطکاک سطح و پیچیدگی‌های رفتار جریان در لایه مرزی نظیر جدایش، بررسی مقادیر ضریب پسا از اهمیت بالایی برخوردار است. با توجه به شکل ۶ مقدار ضریب پسا در روش نیوتونی اصلاح شده دارای خطای کمتری نسبت به روش شوک-انبساط می‌باشد. در مجموع نتایج هر دو روش به خصوص در زوایای حمله کمتر از ۱۵ درجه به یکدیگر نزدیک است. ضریب پسا در این محدوده برای هر دو روش دارای خطای نسبی قابل توجهی است که با توجه به تصحیحات حل عددی کاهش خواهد یافت.

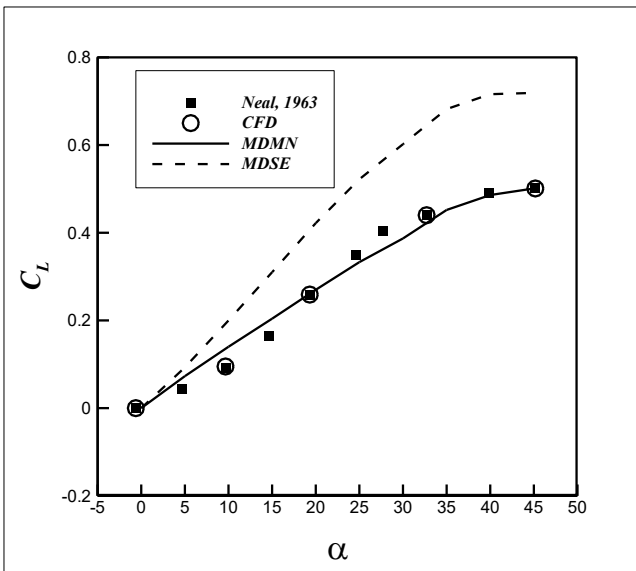
افزایش شعاع انحنای لبه‌ی حمله در هندسه پخ موجب افزایش پیچیدگی در محاسبه دقیق ضرائب آیرودینامیکی شده است. مقدار قطر مبنا در این هندسه برابر با ۲/۲۵ اینچ و عدد رینولدز معادل ۳۰۳ هزار می‌باشد. همچنین مقدار شعاع انحنای دماغه ۰/۷۴ اینچ می‌باشد. با محاسبه‌ی ضریب برآ در هر دو روش و مقایسه‌ی انجام شده با نتایج تجربی و عددی، مشابه هندسه‌ی باریک روش شوک-انبساط مقادیر خطای بالاتری دارد. مقادیر



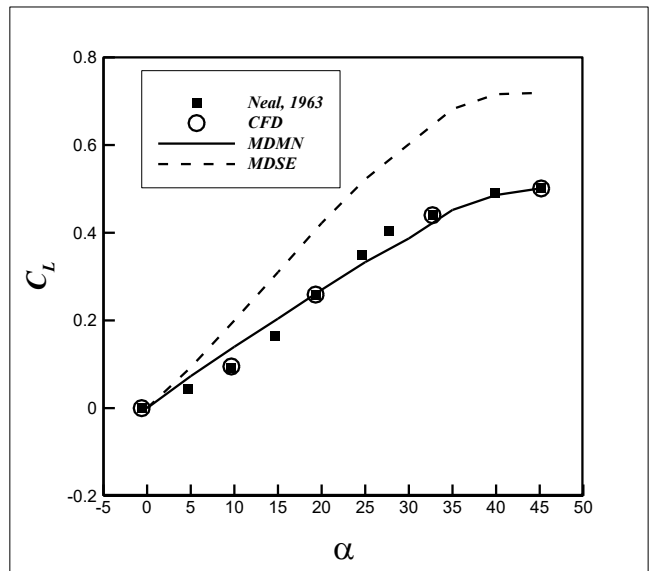
شکل ۶: مقایسه ضریب پسا در هندسه باریک با استفاده از روش‌های عددی و تحلیلی مطالعه حاضر نسبت به نتایج آزمایشگاهی نیل [۲۰]
 Fig. 6. Comparison of drag coefficient in sharp geometry using numerical and analytical methods of the present study in relation to Neal experimental results [20]



شکل ۵: مقایسه ضریب برآ در هندسه باریک با استفاده از روش‌های عددی و تحلیلی مطالعه حاضر نسبت به نتایج آزمایشگاهی نیل [۲۰]
 Fig. 5. Comparison of lift coefficient in sharp geometry using numerical and analytical methods of the present study in relation to Neal experimental results [20]



شکل ۸: مقایسه ضریب پسا در هندسه پخ با استفاده از روش‌های عددی و تحلیلی مطالعه حاضر نسبت به نتایج آزمایشگاهی نیل [۲۰]
 Fig. 8. Comparison of drag coefficient in blunt geometry using numerical and analytical methods of the present study in relation to Neal experimental results [20]

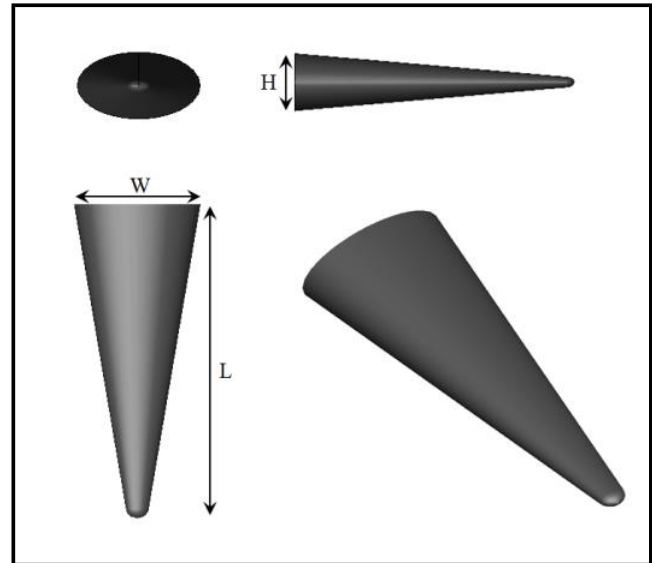


شکل ۷: مقایسه ضریب برآ در هندسه پخ با استفاده از روش‌های عددی و تحلیلی مطالعه حاضر نسبت به نتایج آزمایشگاهی نیل [۲۰]
 Fig. 7. Comparison of lift coefficient in blunt geometry using numerical and analytical methods of the present study in relation to Neal experimental results [20]

زوایای مثبت ۵ درجه، صفر، منفی ۵ درجه و منفی ده درجه مورد بررسی قرار گرفته است. بررسی الگوی پرواز در تغییر شکل پروفیل آیرودینامیکی در زاویه‌ی برخاست اولیه‌ی منفی ۵ درجه انجام شده است.

به دلیل خطای محاسباتی موجود در محاسبه‌ی ضرائب آیرودینامیکی به روش نیوتونی اصلاح شده، از تصحیح ضرائب با تحلیل سیالات محاسباتی استفاده شده است. شرط استفاده از تحلیل سیالات محاسباتی حفظ شرایط محیط پیوسته و فاصله‌ی قابل قبول مولکول‌های تشکیل دهنده‌ی هوا از یکدیگر می‌باشد. در این تحلیل به دلیل سرعت جریان بالا و عدد رینولدز نسبتاً پایین در ارتفاعات بالا، جریان هوا مستعد ورود به نواحی با غلظت پایین و خارج از محدوده‌ی پیوستگی می‌باشد. مقادیر عدد نادسن در طول پرواز جهت اطمینان از برقراری شرط پیوستگی جریان به مراتب کمتر از ۰/۰۱ اندازه گیری شده است. برای تصحیح بهینه ضرائب ابتدا با توجه به شکل ۱۰ محدوده‌ی تغییرات عدد رینولدز، عدد ماخ و زاویه‌ی حمله در طول پرواز جرم نقطه‌ای استخراج شده است. سپس تحلیل سیالات محاسباتی با روش حجم محدود و مشابه با شرایط اعتبار سنجی شده مربوط به هر ده حالت از شرایط تحلیل در با تمرکز بر محدوده‌ی پروازی مورد نظر انجام شده است. با توجه به شرط پروازی بالاتر از عدد ماخ ۸ در فاز سُرش، تمرکز عدد ماخ به درستی در شکل ۷ بین اعداد ۸ تا ۱۵ است. همچنین مقادیر زاویه‌ی حمله‌ی ۶ الی ۱۲ درجه و اعداد رینولدز در مرتبه‌ی یک میلیون تکرار پذیری بالاتری داشته است. نتایج بدست آمده از تحلیل سیالات محاسباتی به صورت دو آرایه با سه بعد در متغیرهای مستقل و یک بعد در متغیر وابسته مربوط به ضریب برآ و پسا می‌باشد. این دو آرایه در مقادیر مستقل شامل زاویه‌ی حمله، عدد رینولدز و عدد ماخ، استخراج شده است. به این صورت که با مقایسه‌ی ضریب آیرودینامیکی نسبت به زاویه‌ی حمله در عدد ماخ و عدد رینولدز مشخص، اصلاح روش تحلیلی با روش دینامیک سیالات محاسباتی انجام شده است ($c_{CFD} = f(c_{MDMN}, \alpha)$). سپس با استفاده از تابع میان‌یاب خطی در نرم افزار متلب، نتایج بدست آمده در سایر اعداد ماخ و اعداد رینولدز در زاویه‌ی حمله با بیشینه کارایی آیرودینامیکی تصحیح شده است ($c'_{CFD} = \text{interp2}(M, Re, c_{CFD}, M', Re')$).

اصلاح ضرائب آیرودینامیکی نقش مهمی در افزایش دقت بازدهی آیرودینامیکی به عنوان پارامتر مؤثر در تعیین الگوی پرواز داشته است. به عنوان مثال، شکل ۱۱ تغییرات بازدهی آیرودینامیکی بر حسب نسبت باریک شونده‌ی بدنه را با استفاده از روش نیوتونی اصلاح شده و دینامیک سیالات محاسباتی نشان می‌دهد. در این شکل خطوط مشخص شده معرف تحلیل

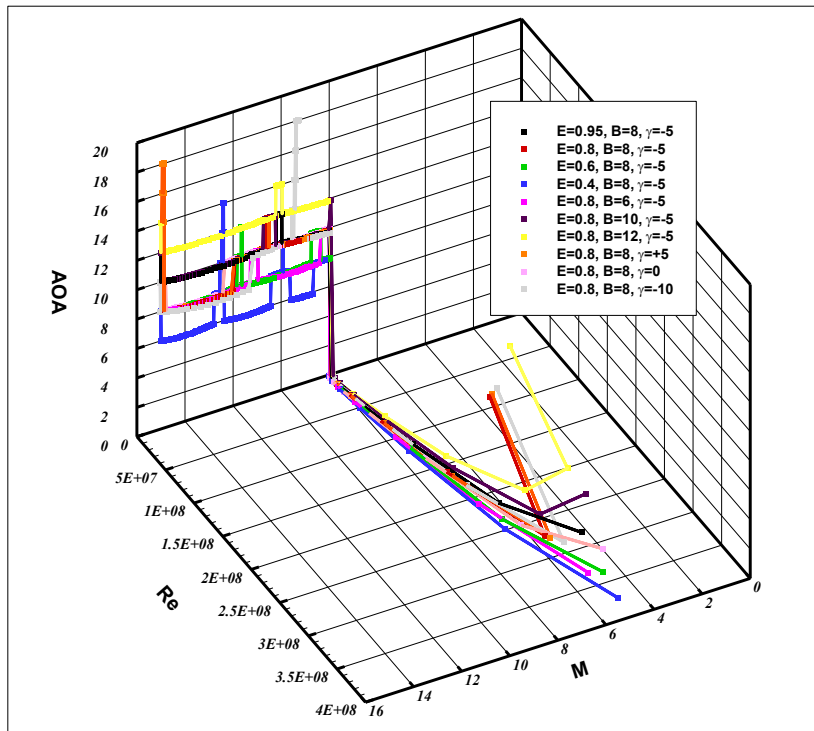


شکل ۹. پروفیل هندسی بدنه با مقطع بیضی

Fig. 9. Geometric shape of the body with elliptical cross section

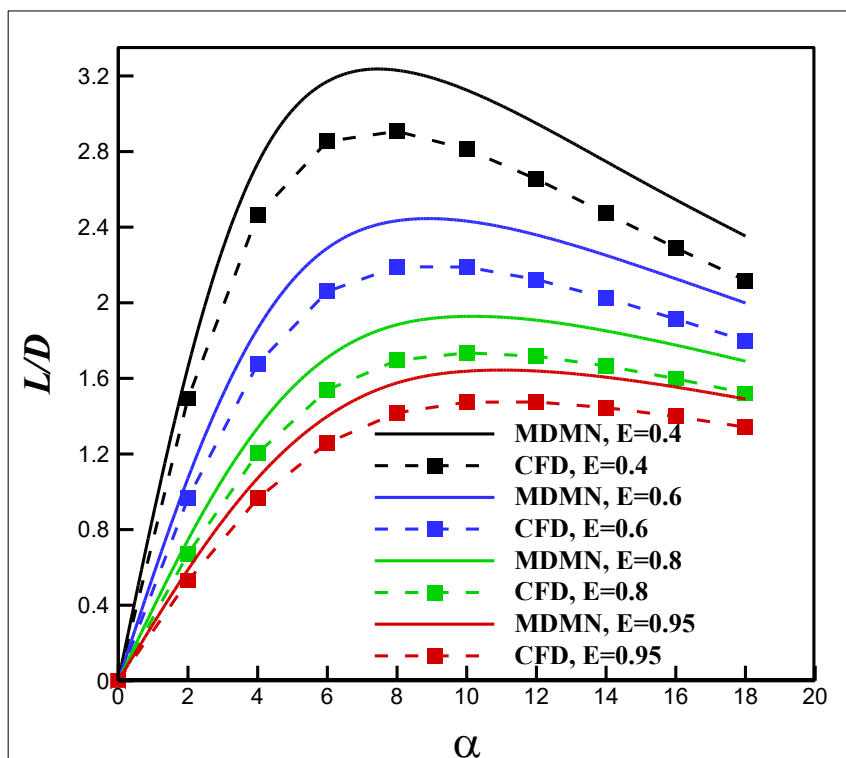
۴- معرفی پروفیل مرجع تحقیق و نحوه‌ی تصحیح ضرائب آیرودینامیکی

در این قسمت ضمن معرفی حالات تحلیل شده مربوط به پروفیل آیرودینامیکی هواسر با مقطع بیضی، روند استخراج ضرائب آیرودینامیکی تصحیح شده شرح داده شده است. نمای شماتیک بدنه با مقطع بیضی به همراه پارامترهای تعریف آن در شکل ۹ نمایش داده است. مقدار طول و عرض بدنه در تمامی حالات به ترتیب معادل با $2/3$ و $0/88$ متر می‌باشد. برای بررسی تأثیر باریک شونده‌ی بدنه در افزایش بازدهی آیرودینامیکی، نسبت ارتفاع به عرض بدنه ($E = H / W$) برای مقادیر $0/4$ ، $0/6$ ، $0/8$ و $0/95$ مورد بررسی قرار گرفته است. با کاهش مقدار نسبت فشردگی انتظار می‌رود بازدهی آیرودینامیکی افزایش قابل توجهی داشته باشد. اما با توجه به کاهش حجم و وزن بدنه، جانمایی و تأمین قطعات با این شرایط با محدودیت زیادی مواجه می‌شود. برای بررسی تأثیر میزان فشردگی بدنه بر بازدهی آیرودینامیکی مقدار شعاع انحنای دماغه برابر با ۸ سانتی‌متر فرض شده است. علاوه بر این با توجه به افزایش میزان بازدهی آیرودینامیکی با کاهش شعاع انحنای دماغه و محدودیت دمایی، مقادیر بازدهی آیرودینامیکی در این حالت بررسی شده است. برای این منظور شعاع انحنای دماغه در مقادیر 6 ، 8 ، 10 و 12 سانتی‌متر در نسبت فشردگی $0/8$ بدنه مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین به دلیل اهمیت زاویه‌ی برخاست اولیه در الگوی پرواز هواسر مقادیر



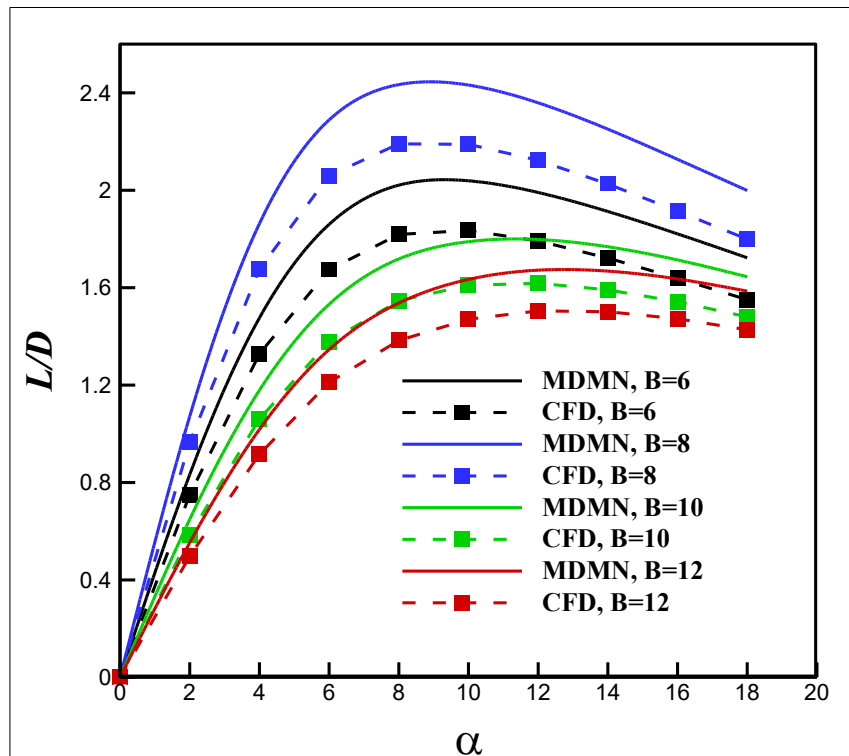
شکل ۱۰. محدوده تغییرات عدد ماخ، عدد رینولدز و زاویه حمله در پروفیل‌های مختلف آیرودینامیکی حین پرواز

Fig. 10. Range of changes in Mach, Reynolds and angle of attack on different in-flight aerodynamic shapes



شکل ۱۱. مقایسه تغییرات بازدهی آیرودینامیکی نسبت به میزان فشردگی بدنه در روش تحلیلی و عددی

Fig. 11. Comparison of changes in aerodynamic efficiency with respect to body compression in analytical and numerical methods

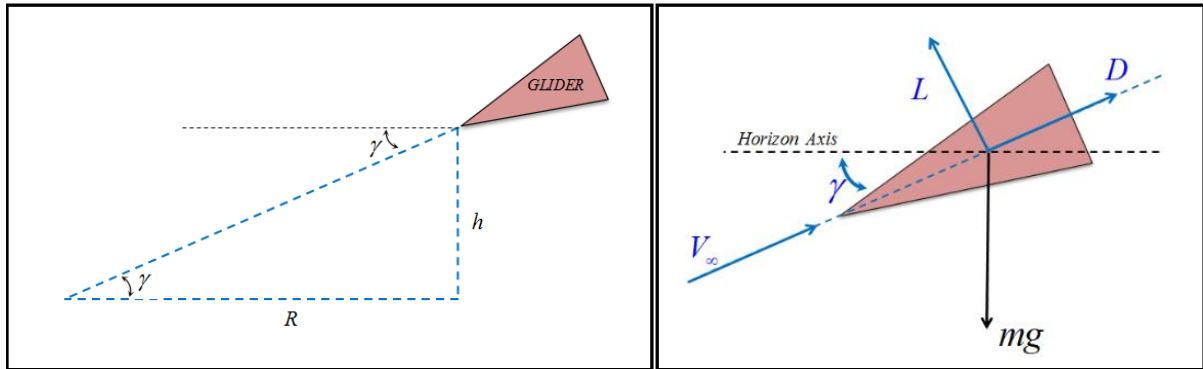


شکل ۱۲. مقایسه‌ی تغییرات بازدهی آیرودینامیکی نسبت به شعاع انحناي دماغه در روش تحلیلی و عددی

Fig. 12. Comparison of changes in aerodynamic efficiency with respect to the radius of curvature of the nose in analytical and numerical methods

بعد از زاویه‌ی حمله مورد نظر غلبه‌ی افزایش نیروی پسا نسبت به نیروی برآ در این شرایط است. با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی جریان، مقادیر نیروی برآ و پسا پیوسته در حال افزایش است. نرخ این افزایش قبل از زاویه‌ی حمله متناظر با بیشینه بازدهی آیرودینامیکی برای ضریب برآ بیشتر است. افزایش نرخ نیروی پسا به دلیل افزایش پسای فشاری ناشی از افزایش سطح جدا شده‌ی جریان در زاویه‌ی حمله‌ی بالا می‌باشد. کاهش زاویه‌ی حمله‌ی مربوط به بیشینه بازدهی آیرودینامیکی علاوه بر کاهش مقدار نیروی پسای وارد بر بدنه در طول پرواز، موجب کاهش پیچیدگی‌های کنترلی در تأمین زاویه‌ی گام مورد نیاز بدنه خواهد شد. به طور مشابه با توجه به شکل ۱۲ مقادیر بازدهی آیرودینامیکی بیشینه نسبت به کاهش شعاع انحناي دماغه افزایش یافته است. همچنین مقدار زاویه‌ی حمله‌ی متناظر کاهش یافته است. مقدار بیشینه بازدهی آیرودینامیکی در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۰ درجه با استفاده از روش نیوتونی معادل با ۲/۰۳ در شعاع انحناي دماغه ۶ سانتی‌متر به مقدار ۱/۸۳ اصلاح شده است. در شعاع انحناي ۱۲ سانتی‌متر مقدار بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۲ درجه از ۱/۶۷ به ۱/۵ اصلاح شده است.

با روش نیوتونی اصلاح شده در هر ۰/۵ درجه از زاویه‌ی حمله است. تحلیل سیالات محاسباتی با فاصله‌ی دو درجه در هر حالت مورد بررسی قرار گرفته است. ضرائب آیرودینامیکی در صورت لزوم با استفاده از توابع میانیاب برای سایر حالات به صورت دقیقی ارائه شود. تحلیل در این حالت مربوط به عدد ماخ ۸ و ارتفاع ۴۰ کیلومتری از سطح دریا است. مقادیر فشار و دمای جریان آزاد به ترتیب برابر با ۲۹۱/۳ پاسکال و ۲۶۱/۵ کلونین از داده‌ها استخراج شده است. عدد رینولدز در این شرایط برابر با ۵۳۴۲۸۰ و مقدار عدد نادن معادل با ۰/۰۰۰۲۲۲۰۴ است. مقدار بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی با روش سریع از ۱/۶ در نسبت فشردگی ۰/۹۵ شروع شده است. این پارامتر تا مقدار ۳/۲ در نسبت ۰/۴ ادامه یافته است. با استفاده از تحلیل دقیق، این پارامتر به مقادیری معادل با ۱/۴ در نسبت ۰/۹۵ و ۲/۹ در نسبت ۰/۴ تصحیح شده است. همچنین میزان زاویه‌ی حمله‌ی بیشینه بازدهی آیرودینامیکی از ۱۰ درجه در نسبت ۰/۹۵ به ۶ درجه در نسبت ۰/۴ کاهش یافته است. این روند با توجه به الگوی مشابه تغییرات بین حل سریع نیوتونی اصلاح شده و حل دقیق سیالات محاسباتی یکسان است. دلیل کاهش بازدهی آیرودینامیکی



شکل ۱۳. نمایش برداری نیروهای وارد به هواسر در پرواز تعادلی

Fig. 13. Demonstration of forces entering the glider in equilibrium flight

$$\begin{cases} L = mg \cos \gamma \\ C_L = 0.5 \times L \rho A V^2 \end{cases} \rightarrow V = \sqrt{\frac{2mg \cos \gamma}{\rho A C_L}} \quad (9)$$

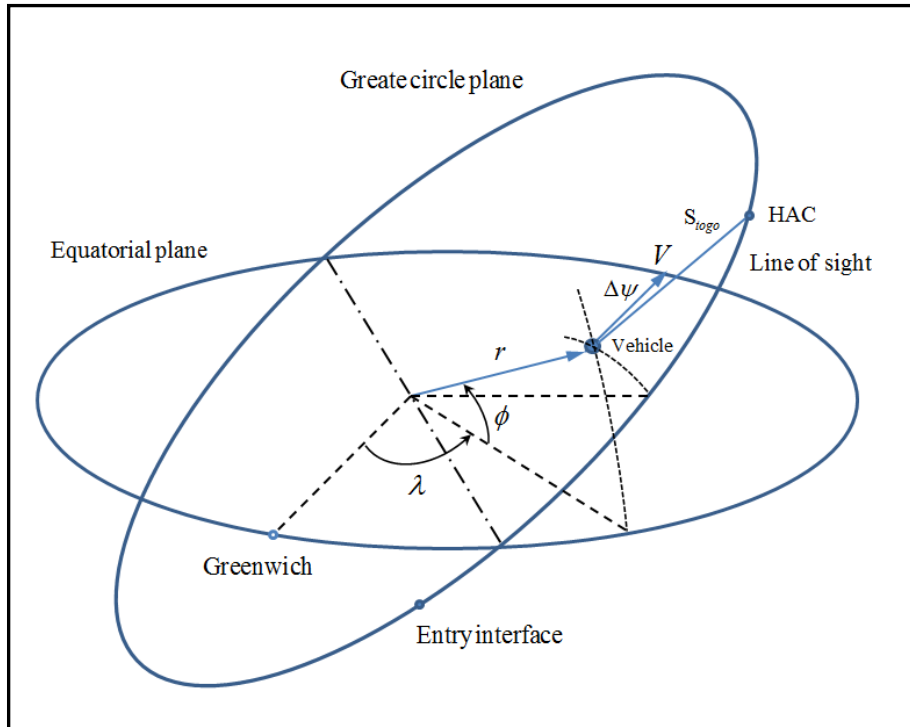
$$M = \sqrt{\frac{2c_v mg \cos \gamma}{c_p \rho_{st} A C_L}} \quad (10)$$

در شرایط پرواز غیر تعادلی، جمع آثار نیروهای آیرودینامیکی شامل نیروی برآ و پسای وارد بر هواسر و نیروی وزن آن موجب تعیین مسیر حرکت هواسر می‌شوند. در این قسمت [۵] بررسی مسیر حرکت پروازی سه بعدی هواسر به عنوان جرم نقطه‌ای با توجه به زاویه قرارگیری، سرعت و ارتفاع لحظه‌ای تعیین شده است. با توجه به شکل بیضی زمین و حرکت چرخشی آن، مسیر سه بعدی جرم نقطه‌ای یک پرنده‌ی ورودی مانند شکل ۱۴ را می‌توان [۲۳] به صورت روابط (۱۱) تا (۱۴) ارائه داد. در این روابط r معرف فاصله شعاعی پرنده از مرکز زمین، ϕ معرف عرض جغرافیایی، v معرف سرعت پرنده نسبت به زمین، γ معرف زاویه اوج‌گیری مسیر پرواز و ψ معرف زاویه پیشروی است. زاویه‌ی پیشروی از شمال نسبت به جهت حرکت عقربه‌های ساعت اندازه‌گیری می‌شود. σ و ω_e نیز به ترتیب معرف زاویه‌ی انحراف جانبی نسبت به مسیر حرکت پرنده و سرعت چرخشی زمین می‌باشند.

۵- معادلات حاکم بر پرواز جرم نقطه‌ای

در شرایط پرواز با فرض تعادل نیرویی و عدم وجود پیشران، نیرویی برای غلبه به پسای وارد بر هواسر وجود ندارد. این امر موجب کاهش پیوسته‌ی ارتفاع پروازی هواسر در هر لحظه خواهد شد. به عبارت دیگر برای پرواز با سرعت ثابت، زاویه اوج‌گیری همواره منفی است. معادلات (۸) تا (۱۰) به بررسی حرکت هواسر با توجه به روابط استخراج شده توسط راسکم و لن [۲۲] با هدف بررسی مفاهیم اولیه پرواز می‌پردازد. شکل ۱۳ نمایش برداری نیروهای وارد به هواسر را در موقعیت مشخص نمایش می‌دهد. با تصویر بردار وزن در جهت سرعت باد (جهت نیروی پسا) و عمود بر جهت نیروی باد (جهت نیروی برآ) مقدار زاویه هواسر نسبت به خط افق در شرایط تعادلی مطابق رابطه‌ی (۸) بدست می‌آید. در نتیجه با افزایش نسبت نیروی برآ به نیروی پسا زاویه‌ی اوج‌گیری کاهش یافته و برد پروازی هواسر افزایش می‌یابد. همچنین می‌توان مقدار سرعت پرواز را از رابطه‌ی (۹) نسبت به ضریب برآ و زاویه‌ی اوج‌گیری محاسبه کرد. برای محاسبه مقدار عدد ماخ پروازی هواسر از رابطه $V = M \times a$ و ساده‌سازی عبارت سرعت صوت $a = \sqrt{c_p RT / c_v}$ در رابطه (۹) مقدار عدد ماخ از رابطه (۱۰) زیر محاسبه می‌شود.

$$\begin{cases} L = mg \cos \gamma \\ D = mg \sin \gamma \end{cases} \rightarrow \frac{\sin \gamma}{\cos \gamma} = \frac{D}{L} \rightarrow \operatorname{tg} \gamma = \frac{1}{L/D} \quad (8)$$



شکل ۱۴. نمای شماتیک پارامترهای حرکتی پرنده در پرواز جرم نقطه‌ای [۵]

Fig. 14. Schematic view of the glider's motion parameters in point mass flight [5]

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{C_L \rho V S_r}{2m \cos \gamma} \sin \sigma - g_{we} \frac{\cos \phi \sin \psi}{V \cos \gamma} + \dots \quad (14)$$

$$\omega_e^2 r \frac{\cos \phi \sin \phi \sin \psi}{V \cos \gamma} + \frac{V t g \phi \cos^2 \gamma \sin \psi}{r \cos \gamma} + \frac{2\omega_e}{\cos \gamma} (\cos \phi \cos \psi \sin \gamma - \sin \phi \cos \gamma)$$

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \gamma, \quad \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi}, \quad \frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \quad (11)$$

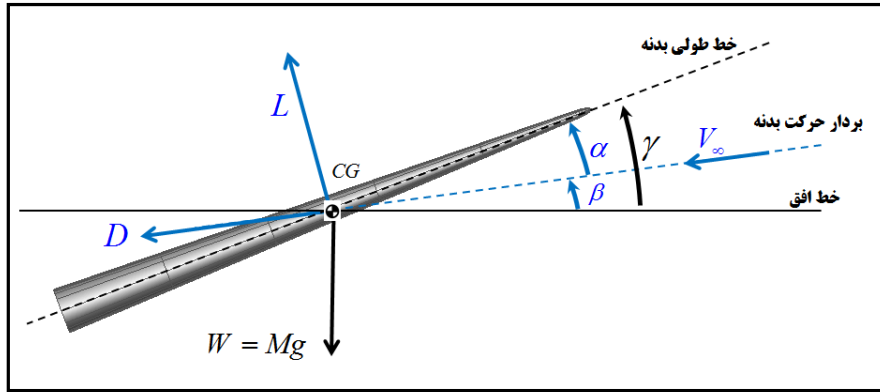
$$\frac{dv}{dt} = -\frac{C_D \rho V^2 S_r}{2m} + g'_r \sin \gamma + \dots \quad (12)$$

$$g_{we} (\cos \psi \cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \sin \phi) - \omega_e^2 r (\cos \phi \sin \phi \cos \psi \cos \gamma - \cos^2 \phi \sin \gamma)$$

به دلیل ایجاد تغییرات در نیروهای برآ و پسا نسبت به سرعت و ارتفاع هواسر، مقادیر نیروهای آیرودینامیکی [۲۴] با استفاده از کد ام.دی. [۲۵] در هر لحظه محاسبه شده است. شکل ۱۵- نمای نیروهای وارد به هواسر حین پرواز به عنوان جرم نقطه‌ای را نمایش می‌دهد. مقادیر ضریب برآ و پسا در هر لحظه با فشار استاتیک ارتفاع پروازی مورد نظر از رابطه (۱۵) تبدیل به مقادیر نیروی برآ و پسا شده است. سپس شتاب جاذبه زمین نسبت به ارتفاع مورد نظر اندازه گیری شده و با جمع آثار نیروهای وارد شتاب لحظه‌ای هواسر بدست آمده است. با استخراج شتاب لحظه‌ای، سرعت لحظه‌ای و زاویه‌ی

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{C_L \rho V S_r}{2m} \cos \sigma + g'_r \frac{\cos \gamma}{V} + \dots \quad (13)$$

$$g_{we} \frac{(-\cos \phi \cos \psi \sin \gamma + \sin \phi \cos \gamma)}{V} + \frac{\omega_e^2 r}{v} (\cos \phi \sin \phi \cos \psi \sin \gamma + \cos^2 \phi \cos \gamma) - 2\omega_e \cos \phi \sin \psi + \frac{V \cos \gamma}{r}$$



شکل ۱۵. نمای نیروهای وارد به هواسر حین پرواز به عنوان جرم نقطه‌ای

Fig. 15. View of forces entering the glider during flight as a point mass

مسیر پرواز را نمایش می‌دهد. پارامترهای تعریف هندسه شامل طول، عرض، شعاع انحنای دماغه و مقدار نسبت ارتفاع به عرض بدنه می‌باشد. با توجه به مقدار حجم بدست آمده و مقایسه با نسبت حجم و وزن در مدل‌های مرسوم [۲۶]، مقدار وزن بدنه محاسبه شده است. همچنین پارامترهای پروازی اولیه شامل سرعت، ارتفاع و زاویه‌ی اوج‌گیری (بین بردار سرعت و خط افق) است. در مرحله‌ی بعد با در نظر گرفتن گام زمانی، محاسبات حرکتی بدنه نسبت به زمان آغاز می‌شود. در محاسبات حلقه‌ی زمان ابتدا با توجه به وجود میزان تغییرات زیاد در ارتفاع، مقادیر پارامترهای جریان شامل فشار و دما و همچنین شتاب گرانش نسبت به ارتفاع محاسبه می‌شود. سپس ضرائب آیرودینامیکی به علت وابستگی به ارتفاع و سرعت هواسر در هر لحظه توسط روش تحلیلی و اصلاح سیالات محاسباتی در زاویه‌ی حمله‌ی منجر به بیشینه‌ی بازدهی محاسبه می‌شود. تخمین شتاب لحظه‌ای با استفاده از جمع آثار بردارهای نیرو انجام می‌شود. برای ایجاد زاویه‌ی حمله‌ی مورد نظر در هر لحظه نسبت به زاویه‌ی اوج‌گیری، زاویه‌ی گام متناظر هواسر تعیین شود. در نتیجه زاویه‌ی گام مورد نظر در هر لحظه با داشتن زاویه‌ی اوج‌گیری و زاویه‌ی حمله بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی قابل محاسبه است. با تعیین مقدار زاویه‌ی اوج‌گیری و شتاب، ارتفاع و سرعت در گام زمانی بعد مشخص می‌شود. در انتها زمانی که سرعت پرنده به عدد ماخ ۸ می‌رسد فاز نهایی پرواز یا به اصطلاح شیرجه آغاز می‌شود. در این مرحله زاویه‌ی گام برای جلوگیری از کاهش بیشتر سرعت و تعجیل در اتمام پرواز به ۹۰ درجه در جهت کاهش ارتفاع تنظیم می‌شود. در نهایت پرواز تا رسیدن مختصات حرکتی پرتابه به سطح مرجع ادامه می‌یابد.

حرکت بدنه نسبت به خط افق^۱ (β) تعیین می‌شود. بسته به زاویه قرارگیری بدنه نسبت به خط افق^۲ (γ) طبق رابطه‌ی (۱۶) زاویه‌ی جریان برخوردی به هواسر یا همان زاویه‌ی حمله‌ی جریان (α) بدست می‌آید. در این تحقیق به دلیل اهمیت مقدار بازدهی آیرودینامیکی در افزایش برد هواسر، بررسی‌ها در محدوده‌ی زاویه‌ی حمله‌ی بیشینه‌ی بازدهی آیرودینامیکی انجام شده است.

$$L = \frac{c_p P_{st} M^2 S_r}{2c_v} C_L, \quad D = \frac{c_p P_{st} M^2 S_r}{2c_v} C_D \quad (15)$$

$$\alpha = \gamma - \beta \quad (16)$$

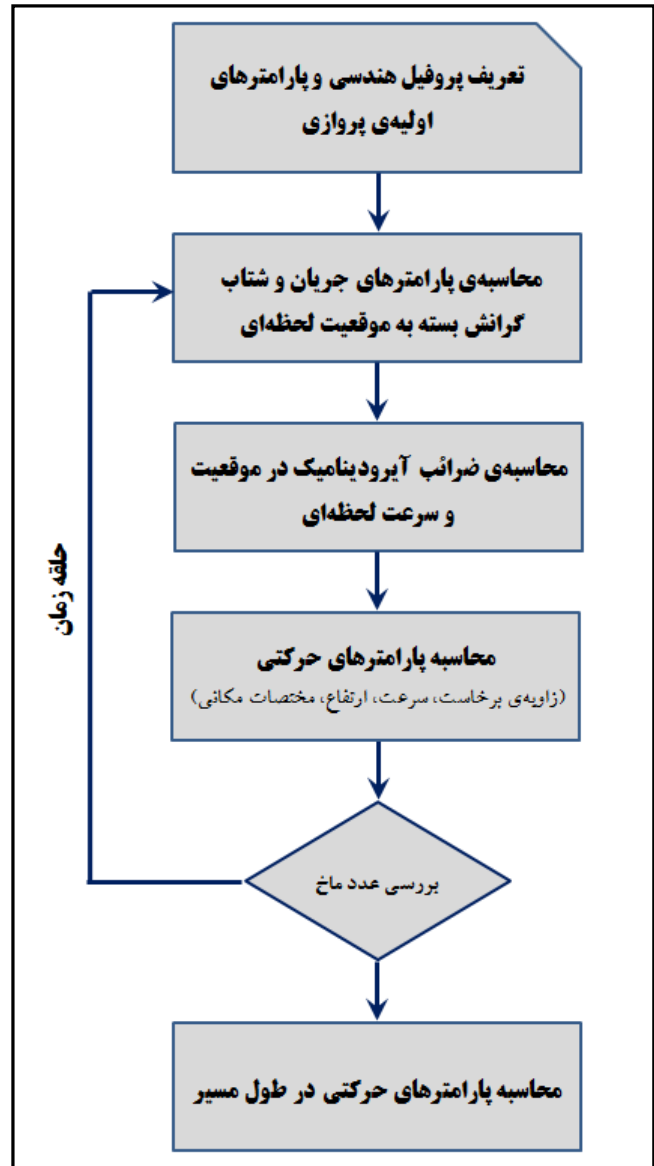
۶- بررسی پارامترهای پرواز جرم نقطه‌ای

در این قسمت به دلیل اهمیت شناخت مسیر حرکت پروازی و تغییرات ایجاد شده در پارامترهای پروازی حین طی مسیر هواسر، بررسی حرکت هواسر به صورت جرم نقطه‌ای انجام شده است. با استفاده از این تحلیل می‌توان تأثیر پارامترهای اولیه رهایش شامل سرعت، زاویه، ارتفاع و وزن اولیه را نسبت به مسیر پروازی، سرعت حین پرواز، تغییرات زاویه‌ی اوج‌گیری، تغییرات زاویه‌ی گام و در نهایت زاویه‌ی حمله بررسی کرد. برای این منظور کد محاسباتی با استفاده از روابط حاکم و بکارگیری نیروهای آیرودینامیکی برآ و پسا و نیروی وزن توسعه داده شده است. شکل ۱۶ مراحل محاسبات

- 1 Pitch angle
- 2 Climb angle

انحنای دماغه ۸ سانتی‌متر مورد بررسی قرار گرفته است. شکل ۱۷ تغییرات ارتفاع نسبت به مسیر پیمایش بر حسب کیلومتر را نمایش می‌دهد. در این شکل مقادیر نسبت فشردگی (E) معرف مقدار نسبت ارتفاع به عرض بدنه در هر حالت می‌باشد. با توجه به بررسی‌های انجام شده با کاهش مقدار نسبت ارتفاع به عرض بدنه مقدار بازدهی آیرودینامیکی و مسافت پیموده شده افزایش یافته است. با توجه به مسافت پیمایش در ۵۰۰ کیلومتری ابتدای مسیر، افزایش بازدهی آیرودینامیکی تحت اثر فشردگی بدنه تأثیر چندانی در ارتفاع بازیابی اول نداشته است. مقدار ارتفاع بازیابی حدود ۲۹ کیلومتری سطح زمین در فاصله حدود ۴۲۵ کیلومتری از مبدأ می‌باشد. در ادامه افزایش ارتفاع هواسر تحت اثر میزان فشردگی بدنه تغییرات محسوسی پیدا کرده است. افزایش ارتفاع با توجه به نسبت کارایی بدنه به ترتیب دارای مقادیر ۷۸، ۷۰، ۶۷ و ۵۸ کیلومتر می‌باشد. همچنین در ادامه مسافت بازیابی دوم در بدنه‌ها اختلاف بالایی دارد. در بدنه با نسبت ارتفاع به عرض ۰/۴ مسافت بازیابی دوم مقدار ۱۹۴۰ کیلومتر است. در بدنه‌ی با نسبت ارتفاع به عرض ۰/۶ مقدار مسافت برابر ۱۷۰۰ کیلومتر است. در بدنه با نسبت ارتفاع به عرض ۰/۸ این مقدار برابر با ۱۵۸۰ کیلومتر می‌باشد. همچنین به دلیل افت بازدهی بالای در بازدهی آیرودینامیکی و بخصوص ضریب برآ بدنه با نسبت ارتفاع به عرض ۰/۹۵ به نقطه‌ی بازیابی ارتفاع دوم نرسیده است. در نهایت برد نهایی هر یک از بدنه‌ها به ترتیب افزایش نسبت ارتفاع به عرض دارای مقادیر ۳۱۰۰، ۲۴۰۰، ۱۶۰۰ و ۱۴۰۰ کیلومتر می‌باشد.

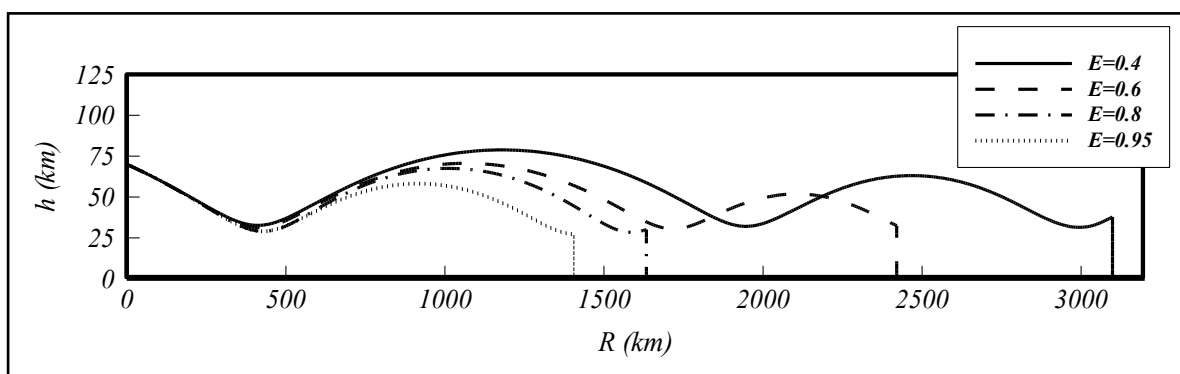
با توجه به اهمیت مقدار تغییرات سرعت پروازی در طول پرواز، شکل ۱۸ مورد بررسی قرار گرفته است. مقدار عدد ماخ در شروع مسیر معادل ۱۵ می‌باشد. به دلیل کاهش ارتفاع هواسر تا نقطه بازیابی اول و همچنین ارتفاع پروازی بالا و چگالی کم هوا در این ناحیه، مقدار سرعت با کاهش بسیار کمی همراه است. در ادامه با توجه به افزایش ارتفاع هواسر ناشی از غلبه نیروی برآ به پسا در ارتفاع معین نسبت به هر پروفیل و تبدیل انرژی جنبشی به پتانسیل، مقدار سرعت کاهش یافته است. در نتیجه سرعت فاز دوم سُرش به ترتیب کاهش بازدهی آیرودینامیکی معادل با ۱۲/۴، ۱۱/۵، ۱۰/۵ و ۹/۸ اندازه‌گیری شده است. در ادامه به دلیل افزایش ارتفاع ثانویه و کاهش سرعت قابل توجه ثانویه ناشی از ارتفاع کم، مقادیر سرعت در نسبت‌های ۰/۹۵ و ۰/۸ به زیر عدد ماخ ۸ رسیده است. سپس پرنده وارد فاز نهایی پرواز یا به اصطلاح شیرجه شده است. اما در نسبت‌های ارتفاع به عرض ۰/۶ و ۰/۴ مقدار سرعت فاز سوم سُرش به ترتیب معادل با مقادیر ۸/۵ و ۹/۹ در عدد ماخ می‌باشد. در نهایت پارامترهای پروازی شامل مسافت



شکل ۱۶. نمای مراحل کد محاسباتی مسیر پرواز

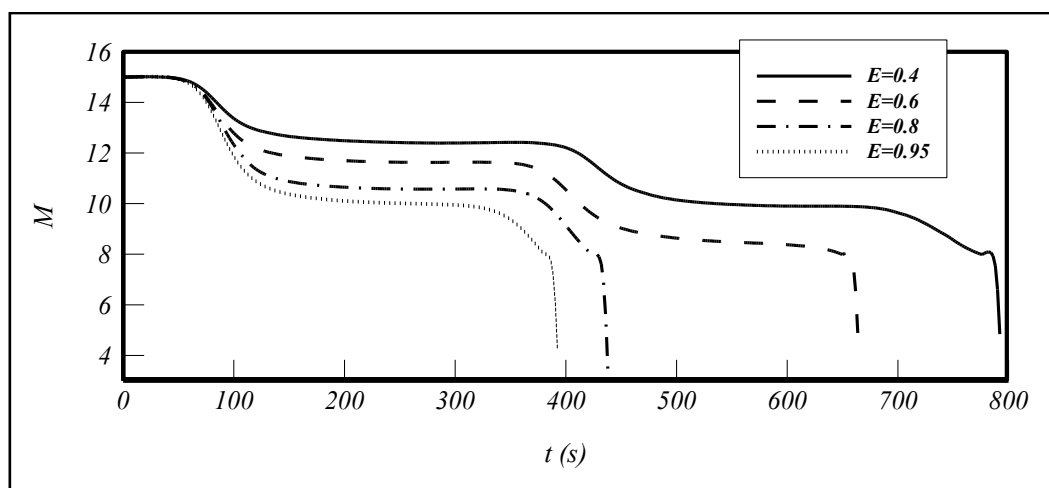
Fig. 16. View the flight path calculation code steps

برای بررسی مسیر پروازی بدنه، پارامترهایی به صورت پیش فرض در نظر گرفته شده است. هندسه‌ی بدنه به صورت مقطع بیضی با طول ۲/۳ متر، عرض ۰/۸۸ متر و شعاع انحنای ۰/۰۸ متر مبنا فرض شده است. مقدار عدد ماخ در گام زمانی اولیه برابر با ۱۵، ارتفاع برابر با ۷۰ کیلومتر و زاویه‌ی اوج‌گیری برابر با ۵ درجه در جهت کاهش ارتفاع فرض شده است. برای مقایسه‌ی میان منحنی‌های مسیر پروازی بدنه با مقطع بیضی، نسبت فشردگی‌های (نسبت ارتفاع به عرض) ۰/۹۵، ۰/۸، ۰/۶ و ۰/۴ در شعاع



شکل ۱۷. بررسی ضریب فشردگی بدنه در تغییرات ارتفاع نسبت به مسافت پیمایش مسیر پرواز

Fig. 17. Investigation of the compression ratio of the fuselage in altitude changes with respect to the flight path



شکل ۱۸. بررسی ضریب فشردگی بدنه در تغییرات سرعت نسبت به زمان پیمایش مسیر پرواز

Fig. 18. Investigation of the compression ratio of the fuselage in changes in speed relative to the travel time of the flight path

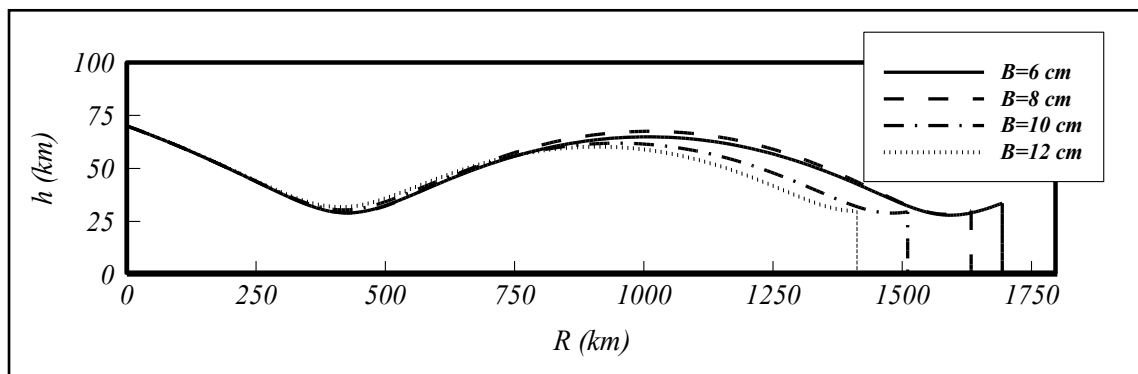
اثر تغییرات انحنای دماغه بر بازدهی آیرودینامیکی پرنده شباهت زیادی به تغییرات نسبت فشردگی بدنه دارد. اما نتایج بررسی مسیر پرواز اثر کمتر تغییرات انحنای دماغه بر پارامترهای پروازی را نشان می‌دهد. دلیل این موضوع تأثیر مستقیم نیروهای برآ و پسا در تعیین مسیر پروازی پرنده و تغییرات زیاد آن بسته به نوع پارامتر هندسی بدنه‌ی هواسر می‌باشد. شکل ۱۹ مسیرهای پروازی برای هواسر در نسبت فشردگی 0.8 با شعاع انحنای دماغه شامل مقادیر ۶، ۸، ۱۰ و ۱۲ سانتی‌متر را نمایش می‌دهد. انطباق تقریبی مسیر پرواز در این حالت تا مسافت ۸۶۰ و ارتفاع ۶۲ کیلومتر ادامه یافته است. این مختصات بعد از مرحله‌ی بازیابی اول (مسافت ۴۳۰ و ارتفاع ۲۹ کیلومتر)

و ارتفاع بازیابی، مقدار زمان کل پرواز، مسافت کل پرواز و سرعت برخورد نهایی برای نسبت‌های مختلف ارتفاع به عرض بدنه در جدول ۱ مقایسه شده است. در این حالت بیشینه مسافت ۵۴ درصد و بیشینه زمان پروازی کل ۵۰ درصد نسبت به حالت کمینه‌ی خود اختلاف دارد. همچنین مراحل بازیابی ارتفاع، برای کمترین نسبت فشردگی بدنه تا مرحله‌ی سوم در مسافت طی شده ۳۰۰۰ کیلومتر در ارتفاع ۳۱ کیلومتری سطح مرجع رخ داده است. ارتفاع سایر مراحل بازیابی تقریباً ثابت بوده و با کاهش اندکی روبرو است. با توجه به وجود بارهای آیرودینامیکی بالاتر در مرحله‌ی بازیابی ارتفاع، شباهت این حالات نکته‌ی مهمی در طراحی سازه‌ی پرنده خواهد بود.

جدول ۱. مقایسه‌ی پارامترهای پروازی در شرایط تغییرات نسبت فشردگی بدنه

Table 1. Comparison of flight parameters in terms of changes in body compression ratio

نسبت فشردگی بدنه E	مسافت و ارتفاع بازبایی اول (کیلومتر)	مسافت و ارتفاع بازبایی دوم (کیلومتر)	مسافت و ارتفاع بازبایی سوم (کیلومتر)	مسافت نهایی (کیلومتر)	زمان نهایی (ثانیه)	سرعت برخورد (عدد ماخ)
۰/۴	۳۲،۴۱۲	۳۲،۱۹۴۰	۳۱،۳۰۰۰	۳۱۰۰	۷۹۲	۴/۸
۰/۶	۳۱،۴۰۹	۳۰،۱۷۰۰	-	۲۴۰۰	۶۶۰	۴/۶
۰/۸	۲۹،۴۳۰	۲۸،۱۵۶۰	-	۱۶۰۰	۴۴۰	۳/۴
۰/۹۵	۳۰،۴۱۰	-	-	۱۴۰۰	۳۹۰	۴/۲



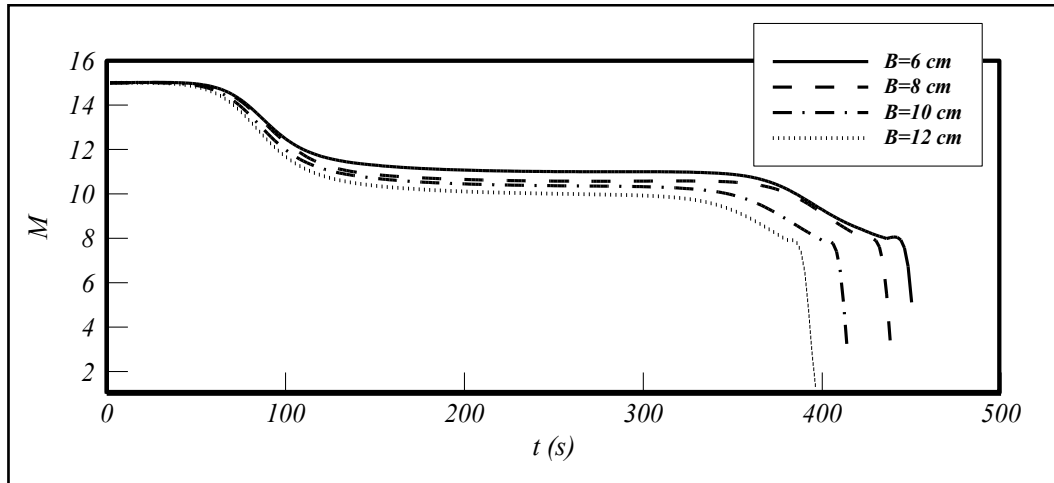
شکل ۱۹. بررسی میزان انحنای دماغه در تغییرات ارتفاع نسبت به مسافت پیمایش مسیر پرواز

Fig. 19. Investigation of the nose curvature in changes in altitude relative to the flight path

چندانی ندارد. به طور مشابه تغییرات سرعت پروازی در فاز سُرش با توجه به ارتفاع بالا و تغییرات کم ارتفاع نسبت به مسافت پیموده شده ثابت می‌باشد. همچنین سرعت در فاز بازبایی ارتفاع به صورت پله‌ای کاهش یافته است. سایر پارامترهای پروازی مربوط به مقایسه در شرایط تغییر شعاع انحنای دماغه در جدول ۲ نمایش داده شده است.

مهم‌ترین اثر در الگوی پرواز مربوط به زاویه‌ی اوج‌گیری اولیه در فاز رهایش هواسر در ارتفاع و سرعت معین می‌باشد. برای درک بهتر میزان تأثیر این پارامتر مقادیر اولیه شامل زاویه‌ی +۵، ۰، -۵ و -۱۰ مقدار دهی شده است. مقدار نسبت فشردگی و انحنای دماغه در این حالت به ترتیب ۰/۸ و ۸ سانتی‌متر فرض شده است. در شکل ۲۱ با تغییر جهت زاویه‌ی اوج‌گیری (مثبت ۵ درجه) الگوی مسیر پرواز و پارامترهای پروازی به طور کلی دچار

رخ داده است. همچنین بیشینه مسافت ۱۶ درصد و بیشینه زمان پروازی کل ۱۲ درصد نسبت به حالت کمینه‌ی خود اختلاف دارد. این اختلاف تأثیر کم شعاع انحنای دماغه را در بیشینه مسافت و زمان پروازی نشان می‌دهد. مرحله‌ی بازبایی دوم در این حالت برای انحنای دماغه ۶، ۸ و ۱۰ سانتی‌متر به ترتیب در مسافت‌های ۱۵۹۰، ۱۵۶۰ و ۱۴۷۵ در ارتفاع‌های ۲۸/۵، ۲۸/۵ و ۲۹ کیلومتری رخ داده است. پس از آن فاز آخر پرواز یعنی حرکت شیرجه به سمت زمین آغاز شده است. بررسی تغییرات سرعت هواسر نسبت به زمان در شکل ۲۰، تأثیر مستقیم انحنای دماغه بر سرعت برخوردی پرنده به سطح مرجع را نشان می‌دهد. مقدار عدد ماخ برخورد به زمین با افزایش شعاع انحنای دماغه به ترتیب دارای مقادیر ۵/۱، ۳/۴، ۳ و ۱/۳ می‌باشد. اما این مقدار نیز مانند موقعیت پروازی نسبت به تغییرات نسبت فشردگی بدنه، در طول پرواز تغییر



شکل ۲۰. بررسی میزان انحنای دماغه در تغییرات سرعت نسبت به زمان پیمایش مسیر پرواز

Fig. 20. Investigation of the nose curvature in changes in speed relative to the travel time of the flight path

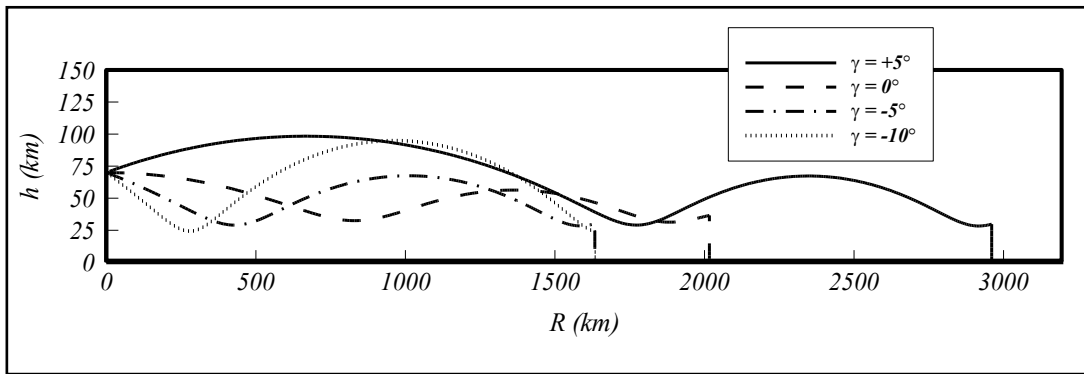
جدول ۲. مقایسه‌ی پارامترهای پروازی در شرایط تغییرات شعاع انحنای دماغه

Table 2. Comparison of flight parameters in terms of changes in the nose curvature

سرعت برخورد (عدد ماخ)	زمان نهایی (ثانیه)	مسافت نهایی (کیلومتر)	مسافت و ارتفاع بازیابی دوم (کیلومتر)	مسافت و ارتفاع بازیابی اول (کیلومتر)	انحنای دماغه B (سانتی‌متر)
۵/۱	۴۵۰	۱۶۹۰	۲۸/۵، ۱۵۹۰	۲۹، ۴۲۵	۶
۳/۴	۴۳۸	۱۶۳۰	۲۸/۵، ۱۵۶۰	۲۹، ۴۲۵	۸
۳	۴۱۴	۱۵۱۰	۲۹، ۱۴۷۵	۳۰/۵، ۴۱۵	۱۰
۱/۳	۳۹۶	۱۴۱۰	-	۳۱/۵، ۴۰۵	۱۲

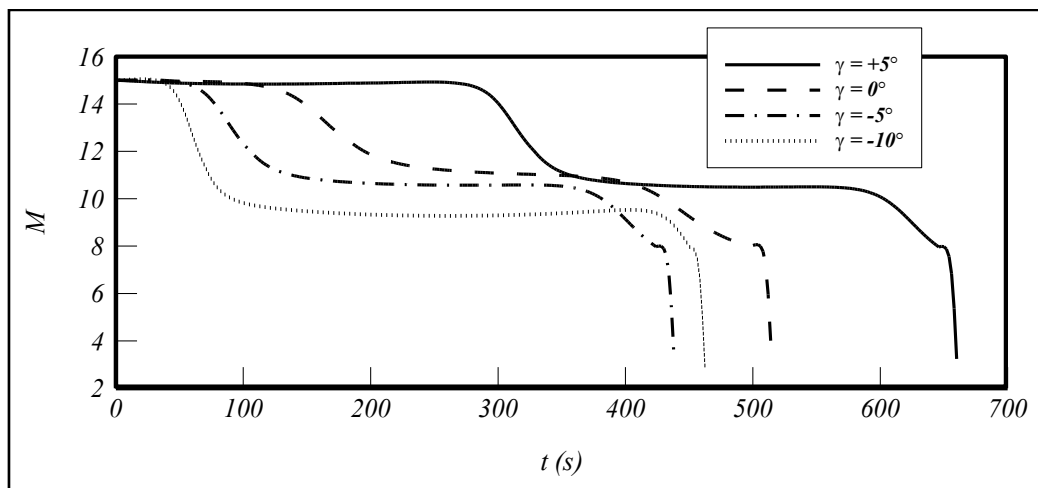
و ۶۵ درصد از زمان کل پرواز اندازه گیری شده است. زمان پایداری سرعت، به مجموع زمان با تغییرات کمتر از سه درصد در سرعت پرنده نسبت به زمان کل حرکت تعریف می‌شود. مقدار بیشینه برای زمان پایداری سرعت در حالت بررسی نسبت فشرده‌گی معادل با ۶۰ درصد و در حالت بررسی میزان شعاع انحنای برابر با ۵۹ می‌باشد. همچنین مقدار کمینه‌ی این پارامتر به ترتیب معادل با ۲۸ و ۵۲ به دست آمده است. بررسی پایداری سرعت پروازی حین طی مسیر کمک قابل توجهی به ایجاد قطعیت در تعیین پارامترهای طراحی و ساخت اجزاء هواسر می‌نماید.

تغییر شده است. اما در زاویه‌ی خنثی، الگوی حرکتی مشابه شرایط فرود می‌باشد. همچنین افزایش زاویه‌ی اولیه در جهت فرود پرنده موجب کاهش برد پروازی و سرعت آن شده است. به طوریکه مسافت نهایی طی شده در زوایای ۵ و ۱۰ درجه در جهت فرود معادل ۱۶۳۰ کیلومتر می‌باشد. پس از ۴۰۰ ثانیه از رهایش مقدار عدد ماخ معادل ۹/۵ در هر دو حالت رخ داده است. تغییرات سرعت پروازی در شکل ۲۲ پایداری بالاتر در شرایط اوج‌گیری را نشان می‌دهد. مدت زمان پرواز در شرایط پایداری سرعت در حالت اوج‌گیری، خنثی، فرود با زاویه ۵ درجه و فرود با زاویه ۱۰ درجه به ترتیب ۷۵، ۵۱، ۵۹



شکل ۲۱. بررسی زاویه اوج‌گیری اولیه در تغییرات ارتفاع نسبت به مسافت پیمایش مسیر پرواز

Fig. 21. Investigation of the initial climb angle in altitude changes relative to the flight path



شکل ۲۲. بررسی زاویه اوج‌گیری اولیه در تغییرات سرعت نسبت به زمان پیمایش مسیر پرواز

Fig. 22. Investigation of the initial climb angle in speed changes with respect to flight path travel time

جدول ۳. مقایسه‌ی پارامترهای پروازی در شرایط تغییرات زاویه‌ی اوج‌گیری اولیه

Table 3. Comparison of flight parameters in the conditions of changes in the initial climb angle

سرعت برخورد (عدد ماخ)	زمان نهایی (ثانیه)	مسافت نهایی (کیلومتر)	مسافت و ارتفاع بازیابی دوم (کیلومتر)	مسافت و ارتفاع بازیابی اول (کیلومتر)	زاویه اوج‌گیری اولیه γ_0 (درجه)
۳/۲	۶۶۰	۲۹۶۰	۲۸، ۲۹۱۰	۲۹، ۱۷۴۵	+۵
۳/۹	۵۱۰	۲۰۱۰	۳۱، ۱۸۷۵	۳۲، ۸۳۰	۰
۳/۴	۴۳۰	۱۶۳۰	۲۸، ۱۵۷۵	۲۹، ۴۲۵	-۵
۲/۹	۴۶۰	۱۶۳۰	-	۲۴، ۲۷۷	-۱۰

۷- جمع بندی

در این حالت نسبت به بیشینه مقدار خود برابر با ۱۶ درصد است. برد پروازی در مقایسه با حالت قبل ۳۸ درصد کاهش یافته است. همچنین این مقدار برای زمان پرواز ۱۲ درصد است که نسبت با حالت قبل ۳۸ درصد کاهش یافته است. میزان سرعت برخورد پرنده، تنها پارامتری است که در شرایط تغییر انحنای دماغه نسبت به میزان فشردگی بدنه تغییرات محسوسی دارد. عدد ماخ برخورد هواسر به سطح مرجع در شرایط تغییرات شعاع انحنای بدنه دارای مقدار بیشینه ۵/۱ است. این مقدار نسبت به بیشینه حالت قبل ۰/۳ افزایش پیدا کرده است. تغییرات عدد ماخ نیز در این حالت معادل ۷۴ درصد است. عدد ماخ هواسر در مقایسه با حالت قبل ۴۵ درصد بیشتر شده است. همچنین دفعات بازیابی ارتفاع هواسر حداقل یک حالت در شعاع انحنای ۱۲ سانتی متر و دو حالت در سایر حالات می‌باشد.

- در انتها تغییرات زاویه‌ی اوج‌گیری اولیه در شرایط مقدار فشردگی بدنه ۰/۸ و میزان شعاع انحنای دماغه ۸۰ سانتی متر مورد بررسی قرار گرفته است. در این شرایط مقادیر زاویه‌ی اوج‌گیری ۵ درجه در جهت اوج‌گیری، صفر درجه، ۵ و ۱۰ درجه در جهت فرود بررسی شده است. نتایج، تغییر نسبتاً بالای الگوی مسیر پرواز در شرایط اوج‌گیری ۵ درجه نسبت به فرود را نشان می‌دهند. به طوری که میزان برد پروازی در زاویه‌ی مثبت ۵ دارای مقدار ۲۹۶۰ کیلومتر است. این مقدار نسبت به بیشینه حالات دیگر ۳۲ درصد و نسبت به کمینه‌ی آن ۴۴ درصد افزایش یافته است. مقدار برد بیشینه در این حالت تقریباً مشابه با مقدار بیشینه در نسبت فشردگی ۰/۴ می‌باشد. همچنین مقدار عدد ماخ هواسر در مدت زمان ۲۷۰ ثانیه از لحظه‌ی رهاش بدون تغییر باقی مانده است. هواسر در فاز دوم سُرش به مدت ۲۳۰ ثانیه با عدد ماخ ۱۰/۵ به حرکت خود ادامه داده است. در این حالت بیشترین پایداری سرعت هواسر به میزان ۷۵ درصد در مقایسه با سایر حالات را نشان می‌دهد. بازه‌ی تغییرات سرعت در مطالعه‌ی زاویه‌ی اوج‌گیری ۲۵ درصد اندازه‌گیری شده است. تعداد مراحل بازیابی در شرایط اوج‌گیری و خنثی دو حالت و در شرایط فرود یک حالت پیش بینی شده است.

تشکر و قدردانی

نویسندگان بر خود لازم می‌دانند از راهنمایی‌های تیم کارشناسی آزمایشگاه سماوات، آزمایشگاه پردازش موازی مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر و همچنین حمایت دانشکده فنی و مهندسی دانشگاه جامع امام حسین (ع) تشکر و قدردانی نمایند.

در این تحقیق ضمن بررسی دقت و کارایی روش‌های سریع نیوتونی اصلاح شده و شوک - انبساط در استخراج مبنای ضرائب آیرودینامیکی ماوراء صوت، مسیر پروازی جرم نقطه‌ای هواسر مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور دو نوع متداول بدنه‌های باریک و پُخ با توجه به تفاوت آیرودینامیکی جریان، در عدد ماخ ۶/۷ مطالعه شده است. نتایج تحلیل دقت مطلوب روش نیوتونی اصلاح شده نسبت به روش شوک - انبساط در تعیین نیروهای برآ و پسای مبنا را نشان می‌دهد. سپس تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی با روند اعتبارسنجی شده برای تصحیح ضرائب آیرودینامیکی در محدوده‌ی سرعت و ارتفاع پروازی انجام شده است. با توجه به افزایش قابل توجه بازدهی آیرودینامیکی به دلیل تغییرات در فشردگی مقطع بدنه و میزان انحنای دماغه، تأثیر آیرودینامیکی آن‌ها مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج، رفتار مشابه این دو پارامتر در افزایش نسبت نیروی برآ به پسا را نشان می‌دهد. در ادامه پارامترهای پروازی شامل موقعیت هواسر در طول پرواز و تغییرات سرعت پرنده نسبت به مقدار فشردگی بدنه، میزان انحنای دماغه و مقدار زاویه اوج‌گیری اولیه در شبیه سازی حرکت جرم نقطه‌ای مورد مطالعه قرار گرفته است. برای شبیه سازی پرواز پرنده از معادلات حاکم بر پرواز با در نظر گرفتن تغییرات چگالی و دمای هوا نسبت به ارتفاع استفاده شده است. بررسی‌ها در ارتفاع رهاش ۷۰ کیلومتری از سطح مرجع با عدد ماخ ۱۵ به صورت زیر جمع‌بندی می‌شود.

- با فرض مقدار زاویه‌ی اوج‌گیری اولیه منفی ۵ درجه و مقدار انحنای دماغه معادل ۸ سانتی متر میزان نسبت فشردگی مقطع بدنه در شرایط معادل با ۰/۴، ۰/۶، ۰/۸ و ۰/۹۵ مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج، افزایش ۱۷۰۰ کیلومتری در برد پروازی معادل با ۵۴ درصد نسبت به بیشینه برد پروازی را نشان می‌دهد. علاوه بر این مقدار زمان پرواز و سرعت برخورد با تغییرات فشردگی بدنه به ترتیب میزان ۵۰ و ۲۹ درصد در نسبت‌های مختلف تغییر پیدا کرده است. دفعات بازیابی ارتفاع در این شرایط حداقل یک حالت و حداکثر سه حالت تعیین شده است.

- بررسی‌های انجام شده مربوط به تغییرات شعاع انحنای دماغه در مقادیر ۰/۸، ۱۰ و ۱۲ سانتی متر در نسبت فشردگی ۰/۸ بدنه و مقدار زاویه‌ی اوج‌گیری مشابه حالت قبل انجام شده است. در نتیجه تأثیر متفاوتی در روند پرواز علی‌رغم نتایج بازدهی آیرودینامیکی رخ نداده است. تغییرات برد پروازی

۸- فهرست علائم

منابع

- [1] C. Dong, Z. Guo, X. Chen, Robust Trajectory Planning for Hypersonic Glide Vehicle with Parametric Uncertainties, *Mathematical Problems in Engineering*, 2021 (2021).
- [2] K.M. Sayler, *Hypersonic Weapons: Background and Issues for Congress*, (2019).
- [3] K. Lakshmi, P. Priyadarshi, Multi-disciplinary Analysis of a Reentry Vehicle, in: *Advances in Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Springer, 2020, pp. 19-31.
- [4] P. Lu, Entry guidance and trajectory control for reusable launch vehicle, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 20(1) (1997) 143-149.
- [5] Z. Shen, P. Lu, Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 26(1) (2003) 111-121.
- [6] P. Lu, S. Forbes, M. Baldwin, Gliding guidance of high L/D hypersonic vehicles, in: *AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference*, 2013, pp. 4648.
- [7] W. Chen, H. Zhou, W. Yu, L. Yang, Mathematical Modeling for Hypersonic Glide Problem, in: *Steady Glide Dynamics and Guidance of Hypersonic Vehicle*, Springer, 2021, pp. 41-51.
- [8] K. Kontogiannis, On developing efficient parametric geometry models for waverider-based hypersonic aircraft, University of Southampton, 2017.
- [9] J.J. Bertin, R. Cummings, *Aerodynamics for Engineers*. 4th, in, Prentice Hall, 2014.
- [10] A.H. Lusty Jr, *Lifting Bodies of Minimum Drag in Hypersonic Flow*, (1966).
- [11] A. Lusty Jr, A. Miele, Bodies of maximum lift-to-drag ratio in hypersonic flow, *AIAA Journal*, 4(12) (1966) 2130-2135.
- [12] H.-Y. Huang, A. Miele, Lift-to-drag ratios of lifting bodies at hypersonic speeds, (1967).
- [13] J.C. Adams Jr, W.R. Martindale, Hypersonic lifting body windward surface flow-field analysis for high

علائم انگلیسی

A	سطح مرجع، m^2
a	سرعت صوت، $\frac{m}{s}$
B	شعاع انحنای دماغه، cm^2
C_d	ضریب نیروی پسا
C_l	ضریب نیروی برآ
C_p	ضریب فشار
c_p	ظرفیت گرمایی در فشار ثابت، J/kg.K
c_v	ظرفیت گرمایی در حجم ثابت، J/kg.K
D	نیروی پسا، N
E	نسبت ارتفاع به عرض بدنه
FA	نیروی محوری، N
FN	نیروی عمودی، N
g	شتاب گرانش زمین، $\frac{m}{s^2}$
H	ارتفاع بدنه، m
h	ارتفاع پروازی، km
L	نیروی برآ، N
M	عدد ماخ
P_l	فشار سطح زیرین، $\frac{N}{m^2}$
P_u	فشار سطح بالایی، $\frac{N}{m^2}$
R	برد پروازی، km
r	فاصله شعاعی از سطح مرجع، m
t	زمان، s
V	سرعت جریان، $\frac{m}{s}$
v	سرعت نسبت به سطح مرجع، $\frac{m}{s}$
W	عرض بدنه، m
x	مختصات طولی، m
y	مختصات عرضی، m

علائم یونانی

α	زاویه حمله، deg
β	زاویه گام، deg
γ	زاویه اوج گیری، deg
ϕ	عرض جغرافیایی، deg
ρ	چگالی جریان، $\frac{kg}{m^3}$
ψ	زاویه پیشروی، deg
σ	زاویه انحراف جانبی، deg
θ	زاویه سطح بدنه، deg
ω_e	سرعت چرخش سطح، $\frac{rad}{s}$

- and without spherical afterbodies, at angles of attack up to 180 deg with various degrees of nose blunting Washington, 1963.
- [21] R. Paciorri, W. Dieudonne, G. Degrez, J.-M. Charbonnier, H. Deconinck, R. Paciorri, W. Dieudonne, G. Degrez, J.-M. Charbonnier, H. Deconinck, Validation of the Spalart-Allmaras turbulence model for application in hypersonic flows, in: 28th Fluid Dynamics Conference, 1997, pp. 2023.
- [22] J. Roskam, C.-T.E. Lan, Airplane aerodynamics and performance, DARcorporation, 1997.
- [23] Z. Li, C. Hu, C. Ding, G. Liu, B. He, Stochastic gradient particle swarm optimization based entry trajectory rapid planning for hypersonic glide vehicles, Aerospace Science and Technology, 76 (2018) 176-186.
- [24] C. Rosema, J. Doyle, L. Auman, M. Underwood, W.B. Blake, Missile Datcom User's Manual-2011 Revision, Army Aviation and Missile Research 2011.
- [25] W. Blake, Missile Datcom User's Manual-2011 Revision, US Army Aviation & Missile Research, (2011).
- [26] S. Feng, Y. Zhang, Analysis of Near Space Hypersonic Glide Vehicle Trajectory Characteristics and Defense Difficulties, in: 2016 5th International Conference on Advanced Materials and Computer Science (ICAMCS 2016), Atlantis Press, 2016, pp. 679-684.
- angles of incidence, Arnold Engineering Development Center, 1973.
- [14] S. Kumar, S.P. Mahulikar, Aero-thermal analysis of lifting body configurations in hypersonic flow, Acta Astronautica, 126 (2016) 382-394.
- [15] F. Deng, F. Xie, N. Qin, W. Huang, L. Wang, H. Chu, Drag reduction investigation for hypersonic lifting-body vehicles with aerospikes and long penetration mode counterflowing jet, Aerospace Science and Technology, 76 (2018) 361-373.
- [16] B. Zhang, Z. Feng, B. Xu, T. Yang, W. Peng, Rapid Aerodynamic Calculation Method for Hypersonic Gliding Vehicle, in: IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, IOP Publishing, 2020, pp. 012011.
- [17] R. Vos, S. Farokhi, Introduction to transonic aerodynamics, Springer, 2015.
- [18] J.D. Anderson Jr, Fundamentals of aerodynamics, Sixth ed., Tata McGraw-Hill Education, New York, 2017.
- [19] J.D. Anderson Jr, Hypersonic and high-temperature gas dynamics, 2nd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [20] L. Neal Jr, Aerodynamic characteristics at a mach number of 6.77 of a 9deg cone configuration, with

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

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 J. Mech Eng., 54(3) (2022) 649-670.

DOI: 10.22060/mej.2021.20031.7156



