



Numerical Analysis of Unsteady Aerodynamic Interference between Two Adjacent Moving objects

Hossein Ansarian^{*1} , Reza Malekan² , Mostafa Hadidoolabi³

1.Ph.D. Candidate, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

2.M.Sc, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

3.Associate Professor, Aerospace Department, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

When two objects are placed near each other in the supersonic flow, the shocks emanating from each object hit the body of the other object and affect its aerodynamic characteristics. In this research, the aerodynamic interaction between two slender bodies in the vicinity of each other in a supersonic flow has been investigated. First, the validation of the applied numerical method has been done based on the available experimental results, which are mostly steady. In the following, a three-dimensional unsteady analysis of the problem is done by moving one of the bodies, and the results of aerodynamic interference between two objects are extracted. The obtained results indicate that the aerodynamic interference resulting from the shock waves between two adjacent objects causes an increase in the pressure coefficient and the lift and drag coefficients on the body of each object at the place where the interference waves collide. With the passage of time and the movement of one object along the other object, a change in the position of the interference effect on the body of the opposite object is observed. The amount of pressure increase in the position of interfering waves on the body for the unsteady solution is 24% more than the steady state.

Keywords

Aerodynamic Interference
Supersonic Flow
Unsteady Aerodynamics
Pressure Distribution
Overset Grid

Received: 04.01.2025

Revised: 22.04.2025

Accepted: 06.05.2025

*Corresponding Author

Hossein Ansarian

Email

hossein.ansarian@gmail.com

1- Introduction

When two flying bodies are located in close proximity, they can influence each other's aerodynamic characteristics. This phenomenon is referred to as aerodynamic interference. Aerodynamic interference has more significant effects in supersonic flows, which are accompanied by shock and expansion waves over the bodies.

So far, few results have been published regarding the interference effects between slender bodies at supersonic speeds, and in the limited reported cases, the target and missile are statically placed in a flow

field. [1] investigated this subject on a configuration consisting of a body with an ogive nose and a body with a spherical nose both experimentally and numerically. This study showed that interference loads are most sensitive to the initial location of the main disturbance, but they are also affected by its intensity. Furthermore, the maximum interference loads correspond to an effective impact angle of up to 6 degrees. [2,3] conducted experimental tests on configurations consisting of bodies with equal diameters and different nose shapes. In their numerical analysis, boundary layer separation

How to Cite this Article:

[1] H. Ansarian, R. Malekan, and M. Hadidoolabi, "Numerical analysis of unsteady aerodynamic interference between two adjacent moving objects," *Journal of Science and Technology in Mechanical Engineering.*, vol. 4, no. 1, pp. 7–19, 2025. [Online]. Available: <https://doi.org/10.22034/stme.2025.493818.1093> (in Persian)



caused by shock waves was observed on the receiving bodies with conical and hemispherical noses.

In this research, since the unsteady analysis of the near-target problem has not previously been addressed, the phenomenon is studied through unsteady numerical simulation, modeling the motion of one projectile near another. The aerodynamic interference effects on pressure distribution around and on the surfaces of the bodies are examined.

2- Numerical Simulation

To enable validation of the results, the geometry used corresponds to the model by [1], as shown in Figure 1. To analyze the unsteady aerodynamic interference between two bodies, ANSYS Fluent software is employed. After performing a mesh independence study based on drag coefficient evaluation, a mesh containing 1.9 million cells is used (Figure 2). The overset mesh method is utilized for the unsteady solution. Using a user-defined function, the lower body is given a prescribed motion. The background mesh and the mesh around the upper body are stationary, while the geometry and mesh surrounding the lower body are moving. The bodies are modeled as walls, and the far-field is defined as a pressure far-field boundary condition. The free-stream pressure is 1atm, the angle of attack is zero degrees, and the free-stream Mach number is 2.5.

The compressible Navier–Stokes equations are solved with second-order accuracy to simulate the fluid flow numerically. The SST $k-\omega$ turbulence model is used for turbulence modeling. Time integration is performed using an implicit method. The accuracy of the results is verified by comparing the pressure coefficient distribution over the bodies in the static case with the experimental results of Chaplin et al. For the unsteady solution, after a time-step independence study, a time step of 1×10^{-5} seconds is adopted, with 20 inner iterations per time step and a total of 50 time steps.

3- Discussion and Results

In the unsteady numerical simulation with a free-stream Mach number of 2.5, the lower body moves at a linear velocity of 850 m/s relative to the upper body (relative Mach number = 2) and passes alongside it, leading to aerodynamic interference between them. To illustrate the interference effects, six specific points identified in Figure 3 are investigated.

Figure 4 shows the time evolution of the pressure coefficient at the six points located underneath the upper body. At point P1, before the lower body's interference effects reach it, the pressure coefficient is nearly zero, but at time 21×10^{-5} seconds, the interference effects begin to influence it, initiating an increase in pressure coefficient. Over time, the pressure coefficient rises, reaching its maximum value of 0.11 at 27×10^{-5} seconds. Thereafter, due to the diminishing interference effects and the formation of an oblique shock, the pressure coefficient rapidly drops, reaching a minimum of -0.082 at 49×10^{-5} seconds. Points P4 and P6 exhibit a similar trend to point P1.

Points P8, P10, and P13 are located at the front section of the upper body, where the supersonic flow causes the formation of an oblique shock wave downstream of these points. Initially, the pressure coefficient increases at these locations, but then decreases due to the pressure drop behind the oblique shock. As the interference effects caused by the movement of the lower body reach them, the pressure coefficient increases again, reaching a maximum before gradually decreasing as the interference effects diminish.

Figure 5 illustrates the time evolution of pressure coefficient distribution along the lower side of the upper body. Until 2×10^{-4} seconds after the start of the lower body's motion, no change occurs in the pressure coefficient. As time progresses and reaches 3×10^{-4} seconds, the interference effects of the lower body strike the upper body, causing the pressure coefficient at the rear end of the upper body to rise to 0.1. At 4×10^{-4} seconds, the interference also affects the front half of the upper body, increasing

the pressure coefficient to 0.18. At 5×10^{-4} seconds, the lower body completely passes the upper one, and the interference effects from its shock interacting with the upper body's own shock impact the ogive region of the upper body, increasing the pressure coefficient up to 0.28.

Figure 6 presents a comparison between the unsteady and steady (static) simulations. At the longitudinal location corresponding to 67% of the upper body length, the pressure coefficient in the steady analysis is 0.063, whereas in the unsteady analysis it is 0.083, indicating a 24% difference between the two.

4- Conclusion

The interference effects between two closely spaced slender cylindrical bodies with ogive noses were observed through pressure variations on the body surfaces. Shock waves formed between the bodies increased pressure both in the inter-body region and on the lower surface of the upper body. Due to the relative motion of the bodies, the interference zone moved along their length, leading to increased pressure coefficients within the aerodynamic interference region. The highest pressure coefficient in the case where both bodies pass alongside each other occurs in the front third of the upper body. Moreover, the pressure coefficient in the unsteady simulation is 24% higher than that in the steady analysis.

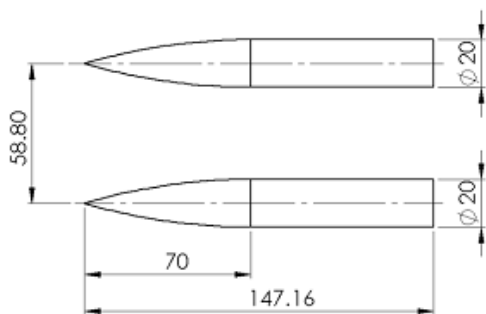


Figure 1: Selected Model for Numerical Analysis (Dimensions in mm)

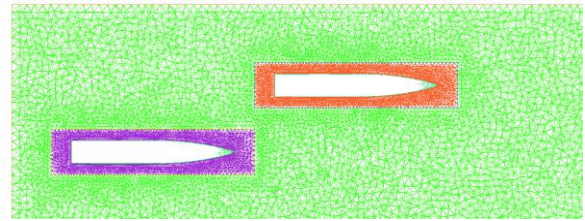


Figure 2: Generated Mesh for Unsteady Three-Dimensional Solution

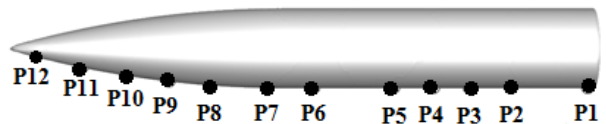


Figure 3: Specified Points Beneath the Upper Body

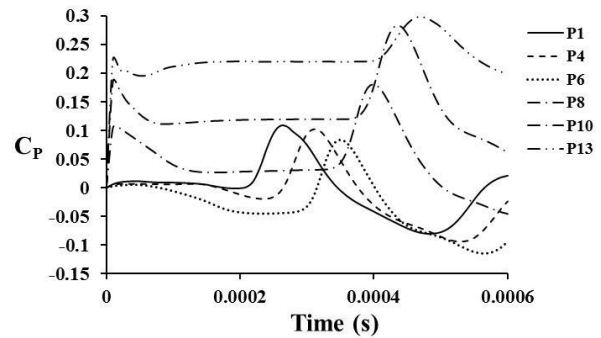


Figure 4: Variation of Pressure Coefficient at Points Beneath the Upper Body Over Time

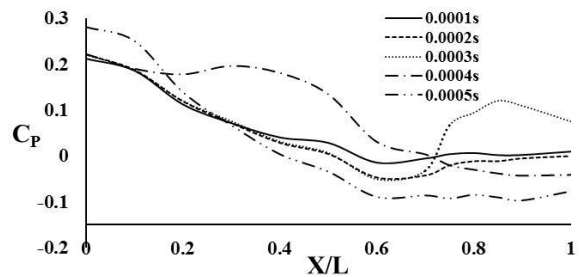


Figure 5: Pressure Coefficient Distribution along the Upper Body

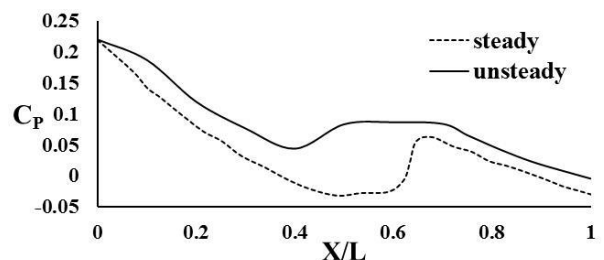


Figure 6: Comparison of Pressure Coefficient Values in Steady and Unsteady Solutions

5- References

- [1] R. A. Chaplin, D. G. MacManus, and T. J. Birch, "Aerodynamic interference between high-speed slender bodies," *Shock Waves*, vol. 20, pp. 89–101, 2010. [Online]. Available: doi: [10.1007/s00193-009-0241-7](https://doi.org/10.1007/s00193-009-0241-7).
- [2] S. J. Hooseria and B. W. Skews, "Three-dimensional, curved shock wave interactions with slender bodies at incidence," in *29th International Symposium on Shock Waves 2*, July 2015.
- [3] S. J. Hooseria and B. W. Skews, "Shock wave interactions between slender bodies: some aspects of three-dimensional shock wave diffraction," *Shock Waves*, vol. 27, pp. 109–126, 2017. [Online]. Available: doi: [10.1007/s00193-016-0652-1](https://doi.org/10.1007/s00193-016-0652-1).



تحلیل عددی تداخل آیرودینامیکی ناپایا بین دو جسم مجاور در حال حرکت

حسین انصاریان^{۱*} ID، رضا ملک‌ان^۲ ID، مصطفی هادی دولابی^۳ ID

- ۱- دکتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
- ۲- کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
- ۳- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

هنگامی که دو جسم در جریان مافوق صوت در مجاورت یکدیگر قرار می‌گیرند، امواج شوک ایجاد شده توسط هر جسم به بدنه جسم دیگر برخورد می‌کند و مشخصه‌های آیرودینامیکی آن را تحت تأثیر قرار می‌دهد. در این پژوهش، به بررسی چگونگی تداخل آیرودینامیکی بین دو بدنه باریک در مجاورت یکدیگر در جریان مافوق صوت پرداخته شده است. ابتدا اعتبارسنجی روش حل عددی به کار گرفته شده بر اساس نتایج تجربی موجود که به صورت پایا می‌باشند، انجام شده است؛ اما با توجه به ماهیت ناپایای مسئله، بررسی آن به صورت ناپایا لازم است. در ادامه، تحلیل ناپایای سه بعدی با حرکت یکی از بدنه‌ها انجام شده و اثرات تداخل آیرودینامیکی بین دو جسم استخراج گردیده است. نتایج حاصل شده بیانگر آن است که تداخل آیرودینامیکی که از امواج شوک بین دو جسم مجاور حاصل می‌شود، باعث افزایش ضریب فشار و ضرایب برآ و پسا روی بدنه هر یک از اجسام در محل برخورد امواج تداخلی می‌شود. با گذشت زمان و حرکت یک جسم در طول جسم دیگر، تغییر در موقعیت اثر تداخلی روی بدنه جسم مقابل مشاهده می‌شود. مطابق نتایج به دست آمده، افزایش فشار در ناحیه تداخل امواج شوک در حالت ناپایا، حدود ۲۴ درصد بیشتر از حالت پایا است.

کلمات کلیدی

تداخل آیرودینامیکی
جریان مافوق صوت
آیرودینامیک ناپایا
توزیع فشار
شبکه همپوشان

دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۱۰/۱۵

بازنگری مقاله: ۱۴۰۴/۰۲/۰۴

پذیرش مقاله: ۱۴۰۴/۰۲/۱۶

*نویسنده مسئول

حسین انصاریان

ایمیل

hossein.ansarian@gmail.com

۱- مقدمه

و به دنبال آن تداخل آیرودینامیکی وجود دارد. بمب‌ها و موشک‌هایی که زیر هواپیماهای جنگنده نصب شده‌اند و یا بوسترهای جانبی که در ماهواره‌ها به صورت موازی نصب می‌شوند، از این موارد هستند. یکی از موقعیت‌هایی که موضوع تداخل آیرودینامیکی بین دو جسم پدید می‌آید حالتی است که یک پرتابه از نزدیک یک هواپیمای نظامی عبور می‌کند. اگر این فاصله به اندازه کافی کم باشد، مثل مواردی که پرتابه از یک سامانه هدایت دقیق برخوردار است و از فاصله چند متری هواپیما عبور می‌کند، وجود هواپیما در فاصله نزدیک می‌تواند بر توزیع فشار حول پرتابه اثر بگذارد. از این اختلالات فشاری که روی پرتابه در

مشخصه‌های آیرودینامیکی اجسام پرنده هنگامی که به صورت مجزا قرار دارند، نسبت به حالتی که در مجاورت یکدیگر هستند، بسیار متفاوت هستند، زیرا هنگامی که دو جسم در فاصله نزدیکی از هم قرار می‌گیرند می‌توانند روی مشخصه‌های آیرودینامیکی یکدیگر اثرگذار باشند. به این پدیده در اصطلاح تداخل آیرودینامیکی گفته می‌شود. در این حالت دو جسمی که در مجاورت هم هستند روی توزیع فشار یکدیگر اثر گذاشته و به دنبال آن سبب تغییر در نیروهای آیرودینامیکی یکدیگر می‌شوند [۱]. تداخل آیرودینامیکی به خصوص در جریان‌های مافوق صوت که همراه با امواج شوک و انبساط روی اجسام است، اثرات بیشتری دارد [۲]. نمونه‌های بسیاری از مجاورت اجسام پرنده با یکدیگر

How to Cite this Article:

[1] H. Ansarian, R. Malekan, and M. Hadidoolabi, "Numerical analysis of unsteady aerodynamic interference between two adjacent moving objects," *Journal of Science and Technology in Mechanical Engineering*, vol. 4, no. 1, pp. 7-19, 2025. [Online]. Available: <https://doi.org/10.22034/stme.2025.493818.1093> (in Persian)



©2025 the authors. Published by Technical and Vocational University (TVU), Tehran, Iran. This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International (CC BY-NC License) (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

شاپای الکترونیکی: ۲۲۳۲-۲۹۸۱

دماغه‌های متفاوت انجام دادند. آن‌ها در سال ۲۰۱۷ [۱۳] در یک مطالعه جامع‌تر، به بررسی تداخل آیرودینامیکی در بدنه‌های استوانه‌ای با دماغه مخروطی، نیم‌کروی و اجایو پرداختند. در تحلیل عددی آن‌ها، جدایش لایه مرزی ناشی از موج ضربه‌ای روی اجسام گیرنده با دماغه مخروطی و نیم‌کروی مشاهده شد. این برهمکنش‌های قوی امواج ضربه‌ای لزج منجر به هندسه‌های موج ضربه‌ای بازتابی دوگانه و همچنین پراش‌یافته دوگانه در ناحیه تداخل می‌شود و امواج پراش‌یافته در پیکربندی‌های نوع «لامبدا» روی سطوح گیرنده‌های مخروطی و نیم‌کروی پیشروی می‌کنند.

با بررسی پژوهش‌های پیشین مشاهده می‌شود که پدیده تداخل آیرودینامیکی تقریباً در تمامی آن‌ها به صورت استاتیکی مورد بررسی قرار گرفته است؛ اما همان‌طور که گفته شد در مسئله نزدیکی به هدف، پرتابه با سرعت نسبتاً بالایی که معمولاً مافوق صوت است از کنار یک هدف که می‌تواند مادون صوت یا مافوق صوت باشد، عبور می‌کند؛ بنابراین، تغییرات فشار در نقاط روی موشک بسیار شدید بوده و تغییرات نسبت به زمان هم سریع است. برای مطالعه دقیق‌تر پدیده نزدیکی به هدف، نیاز به انجام تحلیل ناپایای همراه با حرکت پرتابه می‌باشد.

در این پژوهش، ابتدا موضوع تداخل آیرودینامیکی مافوق صوت دو بدنه باریک به صورت استاتیکی مورد بررسی قرار گرفته است. پس از اعتبارسنجی حل استاتیکی، با توجه به این‌که بررسی ناپایای مسئله نزدیکی به هدف قبلاً صورت نگرفته، این پدیده با استفاده از حل عددی ناپایا و با مدل‌سازی حرکت یک پرتابه از مجاور یک پرتابه دیگر تحلیل شده و اثرات تداخل آیرودینامیکی روی توزیع فشار اطراف و روی سطح آن‌ها مورد بررسی قرار گرفته است.

۲- شبیه‌سازی عددی

۲-۱- مدل‌سازی

به منظور امکان صحت‌سنجی نتایج، هندسه مورد استفاده همان مدل چاپلین و همکاران [۱۱] است که در شکل ۱ نشان داده شده است. مدل استفاده‌شده متشکل از دو بدنه استوانه‌ای با طول‌های ۱۴۷/۱۶ میلی‌متر و به قطر ۲۰ میلی‌متر است که دارای نوک اجایو هستند. طول قسمت او جابو ۷۰ میلی‌متر و شعاع انحنای آن ۲۵۰ میلی‌متر است. این دو بدنه به صورت موازی و با فاصله عرضی ۵۸/۸۰ میلی‌متر نسبت به یکدیگر قرار دارند.

مجاورت هواپیما اتفاق می‌افتد می‌توان در فرآیند طراحی سیستمی موشک و بهبود عملکرد آن در انهدام هدف استفاده نمود.

تاکنون، در زمینه اثرات تداخلی بدنه‌های باریک در سرعت‌های مافوق صوت نتایج چندانی منتشر نشده است و در محدود موارد گزارش شده، هدف و موشک (بدنه مولد و بدنه گیرنده) به صورت استاتیکی در یک میدان جریان قرار دارند. ویلکاکس [۳] برای یک شوک مسطح که روی بدنه استوانه مخروطی در زاویه برخورد صفر قرار داشته باشد، تغییرات ناشی از نیروی عمودی و ضریب گشتاور را به ترتیب ۰/۲ و ۰/۲ به دست آورده است. این تغییرات ایجاد شده تا زمانی که بدنه گیرنده در زاویه برخورد ۱۵ درجه نسبت به بدنه دیگر قرار می‌گیرد، افزایش یافته است. در مطالعه دیگری که به بررسی دو بدنه باریک متقارن محوری در زاویه برخورد صفر انجام گرفته، والکوف و درونوف [۴] نشان دادند که قدرت نیروهای تداخل حاصل، به شدت به فاصله جانبی بین اجسام بستگی دارد. علاوه بر بارهای تداخلی، فیزیک جریان حاصل از تداخل امواج شوک نیز از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است [۵-۸].

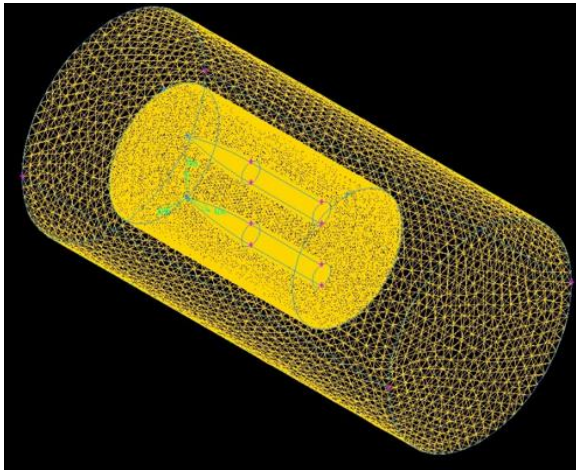
بروش و همکاران [۹] در مورد یک شوک ناشی از مخروط که از بالای سیلندر در یک جریان آزاد با ماخ ۳ عبور می‌کند، تحقیق کردند. آن‌ها دریافتند که با ضعیف شدن شوک اطراف استوانه، فشار حاصل شده تحت تأثیر فشار محلی افزایش می‌یابد. علاوه بر این، افزایش فشار ناشی از آن در نزدیکی بدنه به دلیل تأثیر امواج انبساط از طرف بدنه مولد به سرعت کاهش می‌یابد. این امواج انبساطی به اندازه شوک مایل افت نکرده و بنابراین افزایش فشار بر روی استوانه به دلیل شوک‌های پراکنده در طول بدنه حفظ می‌شود. در نتیجه، اختلاف بین قدرت و وسعت برهم‌کنش‌های جانبی دور و نزدیک به طور قابل توجهی بر توزیع نیروی عمودی محلی روی بدنه تأثیر می‌گذارد. سرانجام، افزایش فشارها منجر به جدایی لایه مرزی موضعی و ساختار شوک دو بازتابی در اطراف حباب جدایش می‌شود. تأثیر مشابهی نیز توسط مورکوین و همکاران گزارش شده است [۱۰]. چاپلین و همکاران [۱۱] این موضوع را روی یک پیکره‌بندی شامل یک بدنه با دماغه اجایو و یک بدنه با دماغه کروی به صورت تجربی و عددی مورد بررسی قرار داده‌اند. در این مطالعه مشخص شد که بارهای تداخلی بیشترین حساسیت را به محل اولیه اغتشاش اصلی دارند، اما تحت تأثیر قدرت آن نیز قرار می‌گیرند. علاوه بر این، حداکثر بارهای تداخلی، معادل زاویه برخورد مؤثر تا ۶ درجه هستند. هوسریا و اسکویوز [۱۲] آزمایش‌های تجربی بر روی پیکره‌بندی شامل بدنه‌های با قطر برابر و

۲-۲- تولید شبکه

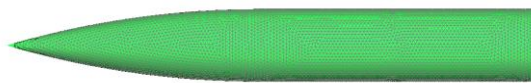
شبکه مورد استفاده در نرم افزار گمبیت تولید شده است. پس از شبکه بندی در نرم افزار گمبیت، جهت ایجاد لایه مرزی از نرم افزار آی سی ای ام سی اف دی از مجموعه انسیس، به دلیل کیفیت بالاتر شبکه لایه مرزی آن استفاده شده است. نمای کلی شبکه ایجاد شده در شکل ۲ نشان داده شده است. با توجه به گرادیان های بالا در میدان جریان نزدیک بدنه ها، لازم است که گره های شبکه در این ناحیه به هم نزدیک باشند و با دور شدن از دیواره و کاهش شدت گرادیان ها، فاصله گره ها از هم زیاد شده است. ابتدا یک ناحیه نزدیک به اجسام طراحی شده تا شبکه تولید شده درون این ناحیه و حول دو جسم ریزتر باشد. سپس یک میدان بزرگ تر و دور از مدل رسم شده که در آن با نرخ رشد خطی ۱/۲، شبکه درشت شده است. شبکه ایجاد شده روی بدنه ها در شکل ۳ نشان داده شده است. شبکه لایه مرزی در شکل ۴ نشان داده شده و شکل ۵ شبکه کل میدان حل را در صفحه تقارن دو جسم نشان می دهد. تعداد سلول های ایجاد شده به تفکیک نواحی در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱: تعداد سلول های ایجاد شده در شبکه

موقعیت	تعداد سلول
روی بدنه هر جسم	۱۸۵۳۲
میدان نزدیک به بدنه ها	۴۶۳۲۴۸
کل میدان	۱۹۵۸۸۸۵



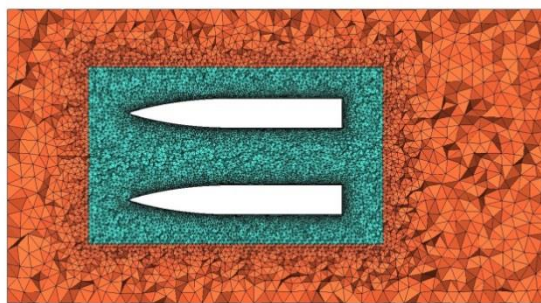
شکل ۲: شبکه بندی میدان در نرم افزار گمبیت



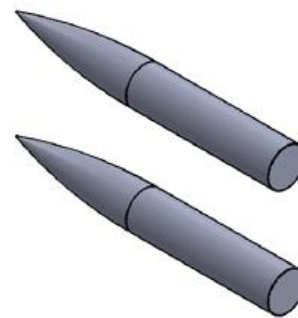
شکل ۳: شبکه ایجاد شده روی بدنه



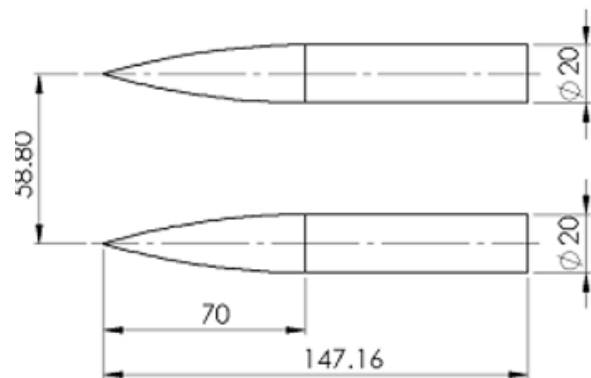
شکل ۴: شبکه لایه مرزی ایجاد شده حول بدنه



شکل ۵: شبکه بندی کل میدان حل در حالت پایا



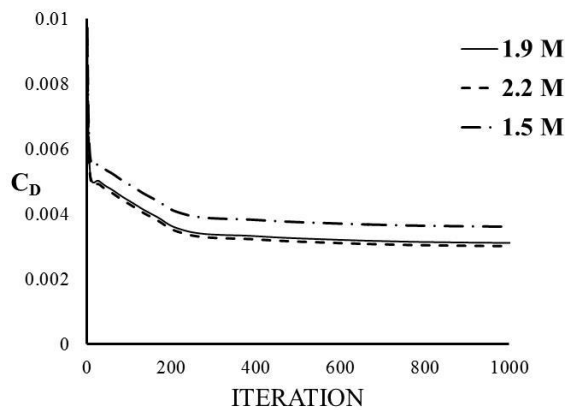
(الف)



(ب)

شکل ۱: مدل انتخابی جهت اعتبارسنجی و تحلیل عددی (ابعاد به mm)
الف) مدل سه بعدی، ب) نقشه دوبعدی

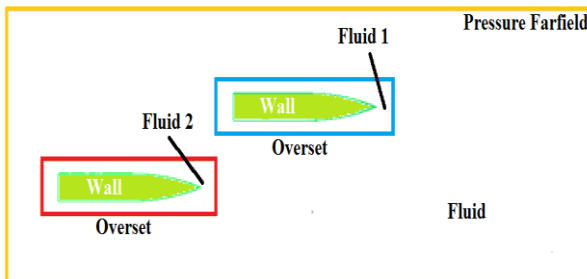
است؛ بنابراین، از شبکه با حجم $1/9$ میلیون سلول جهت حل استفاده شده است.



شکل ۷: نمودار مقایسه ضریب پسا در شبکه‌های مختلف

۲-۴- شرایط مرزی

در مسئله حاضر بدنه‌ها به‌عنوان دیواره و میدان دور از مدل به‌عنوان شرط مرزی در دست فشاری در نظر گرفته شده است (شکل ۸). فشار جریان آزاد برابر یک اتمسفر، زاویه حمله صفر درجه و عدد ماخ جریان آزاد برای حل پایا $2/43$ و برای حل ناپایا $2/5$ است. از شرط مرزی همپوشان بین نواحی دربرگیرنده دو جسم و شبکه زمینه برای حل ناپایا استفاده شده است.

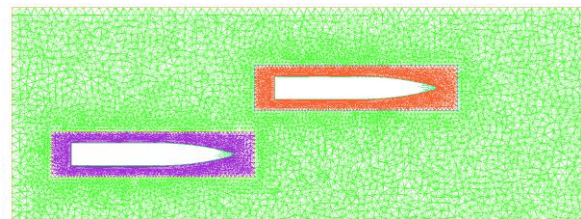


شکل ۸: شرایط مرزی میدان حل در حالت ناپایا

۲-۵- روش عددی

برای شبیه‌سازی عددی جریان سیال مجموعه معادلات بقاء حاکم شامل بقاء جرم، اندازه حرکت و انرژی (معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر) حل می‌شوند. از حلگر بر پایه چگالی، استفاده شده است. برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل آشفتگی SST k- ω استفاده شده که یک مدل دو معادله‌ای مناسب برای جریان‌هایی است که با دیواره محدود شده‌اند [۱۴]. هوا به‌صورت گاز ایده‌آل با مدل لزجت ساترلند

جهت تحلیل ناپایای تداخل آیرودینامیکی بین دو جسم از نرم‌افزار فلونت^۱ از مجموعه انسیس استفاده شده است. ابتدا اطراف هر یک از دو جسم، مشابه شبکه حل پایا، یک میدان ایجاد شده و سپس میدان حل بزرگ‌تر فاقد اجسام نیز شبکه‌بندی می‌شود (شبکه زمینه). پس از قرار دادن شبکه‌های دور اجسام روی شبکه زمینه، شبکه نشان داده شده در شکل ۶ به‌دست می‌آید. جهت استفاده از قابلیت شبکه همپوشان^۲ نیاز است که مختصات و ابعاد این شبکه‌ها با یکدیگر همخوانی داشته باشد. روش شبکه همپوشان روشی برای تولید شبکه است که در آن چندین شبکه جداگانه (که ممکن است با سازمان یا بی‌سازمان باشند) روی یکدیگر همپوشانی دارند. این روش امکان شبیه‌سازی جریان‌های پیچیده را با انعطاف‌پذیری بالا فراهم می‌کند، زیرا به‌جای ایجاد یک شبکه یکپارچه، شبکه‌های کوچک‌تر و محلی روی بخش‌های موردنظر جسم قرار می‌گیرند. ارتباط بین این شبکه‌ها از طریق برون‌یابی و درون‌یابی مقادیر انجام می‌شود. از این روش معمولاً در تحلیل جریان‌های گذرا، اجسام متحرک و مسائلی که شبکه‌بندی تطبیقی دشوار است، استفاده می‌شود. برای حل ناپایا در شبیه‌سازی حاضر، ناحیه‌های اطراف دو جسم روی شبکه زمینه همپوشان شده و سپس با استفاده از یک فایل تعریف‌شده توسط کاربر^۳ (udf) به جسم پایینی حرکت دلخواه داده می‌شود؛ بنابراین، شبکه زمینه و شبکه حول جسم بالایی ثابت هستند و هندسه و شبکه حول جسم پایینی متحرک می‌باشند. اطلاعات بین سلول‌های زمینه و سلول‌های همپوشان در حین حل از طریق درون‌یابی منتقل می‌شود.



شکل ۶: شبکه ایجاد شده جهت حل سه‌بعدی ناپایا

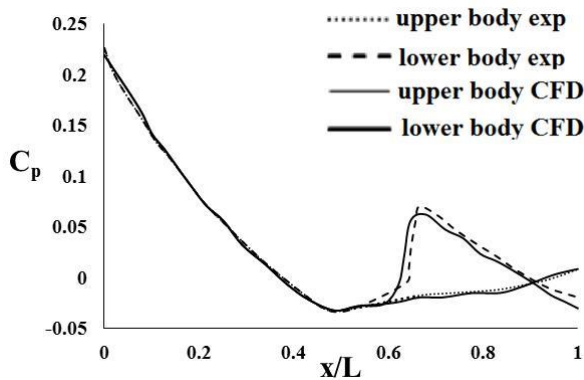
۲-۳- مطالعه استقلال از شبکه

برای مطالعه شبکه سه نوع شبکه با اندازه‌های $1/5$ ، $1/9$ و $2/2$ میلیون سلول تولید شده است. در شکل ۷ مقادیر به‌دست‌آمده از سه نوع شبکه‌بندی آورده شده است که نشان می‌دهد اختلاف ضرایب پسا بین شبکه با حجم $2/2$ میلیون سلول با شبکه $1/9$ میلیون سلول بسیار کم

³ User defined function

¹ Fluent

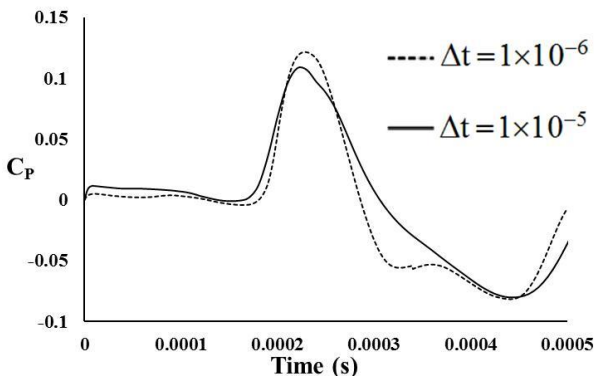
² Overset grid



شکل ۱۰: مقایسه مقادیر ضریب فشار در بالا و پایین جسم بالایی در حل عددی با نتایج تجربی

۲-۲- حل ناپایا

برای تعیین گام زمانی مناسب برای حل ناپایای مسئله مجاورت، حل در مقادیر مختلف گام زمانی انجام شده است. بر اساس این مطالعه، در گام زمانی 1×10^{-5} ثانیه تغییرات ضریب فشار به وضوح قابل مشاهده است. در گام‌های زمانی بزرگ‌تر تغییرات ضریب فشار به خوبی استخراج نمی‌شود. همچنین با کاهش مقدار گام زمانی به 1×10^{-6} ثانیه زمان حل بسیار طولانی شده و تغییرات زمانی ضریب فشار نسبت به حل با گام زمانی 1×10^{-5} ثانیه چندان زیاد نیست. به همین جهت گام زمانی 1×10^{-5} ثانیه در نظر گرفته شده و تعداد زبیرتکرارهای هر گام زمانی نیز ۲۰ می‌باشد و ۵۰ گام زمانی هم برای حل ناپایا طی می‌شود. در شکل ۱۱ تغییرات مقادیر ضریب فشار یک نقطه در زیر جسم بالایی با گذشت زمان در دو گام زمانی فوق نشان داده شده است. معیار همگرایی حل بر اساس همگرایی مقدار باقیمانده‌ها در هر تکرار می‌باشد.



شکل ۱۱: مقدار ضریب فشار یک نقطه انتخابی در زیر جسم بالایی

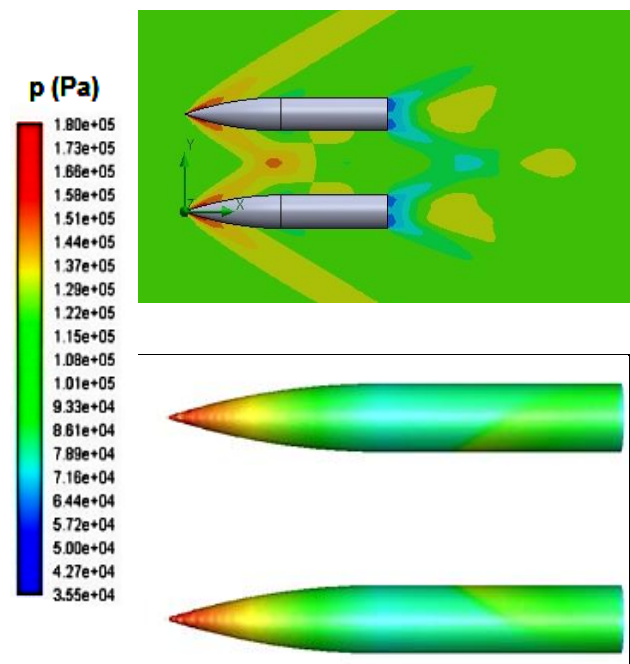
با شبیه‌سازی عددی ناپایا که در عدد ماخ جریان آزاد ۲/۵ انجام می‌شود، جسم پایینی با سرعت خطی ۸۵۰ متر بر ثانیه نسبت به جسم بالایی (ماخ نسبی ۲) حرکت کرده و از مجاورت جسم بالایی عبور

فرض شده است. برای گسسته‌سازی جملات جابه‌جایی (شارهای غیرلزج)، روش بالادست با دقت مرتبه دوم به کار رفته و گسسته‌سازی شارهای لزجی به صورت مرکزی و مرتبه دوم می‌باشد. انتگرال‌گیری زمانی به روش ضمنی انجام می‌شود. جزئیات معادلات جریان و مدل آشفستگی و روش‌های گسسته‌سازی مکانی و فضایی در راهنمای نرم‌افزار فلونت قابل مشاهده است [۱۵]. مساحت مرجع بر اساس بیشترین مساحت مقطع بدنه‌ها 0.012 مترمربع و طول مرجع نیز با توجه به طول بدنه‌ها 0.148 متر می‌باشد.

۳- نتایج و بحث

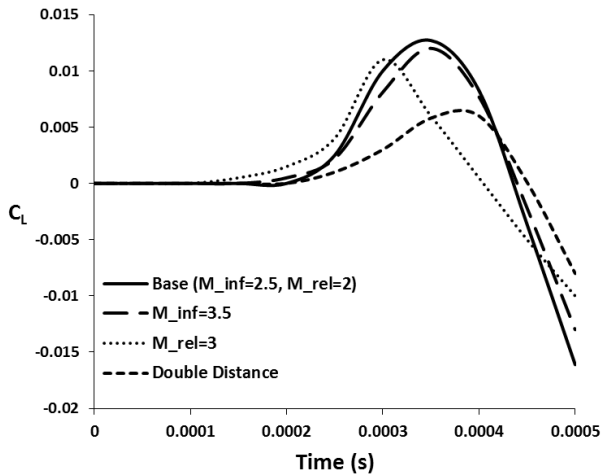
۳-۱- صحت‌سنجی

برای اعتبارسنجی، میدان جریان پایا حول بدنه‌های با دماغه اوجایو بدون حرکت در عدد ماخ $2/43$ و زاویه حمله صفر تحلیل شده است. کانتورهای فشار به دست آمده روی سطوح دو جسم و در میدان اطراف آن‌ها در شکل ۹ ارائه شده است. امواج ضربه‌ای مایل روی دماغه دو جسم تشکیل شده که در فاصله بین دو جسم با هم برخورد می‌کنند. تقارن جریان حل شده در این شکل مشهود است. شکل ۱۰ تغییرات ضریب فشار استاتیکی در طول بدنه‌ها و مقایسه‌ی آن با نتایج مرجع [۱۱] را نشان می‌دهد. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، نتایج عددی به دست آمده از دقت خوبی برخوردار بوده و می‌توان از تنظیمات حل استفاده شده در این مسئله برای تحلیل‌های بعدی استفاده نمود.

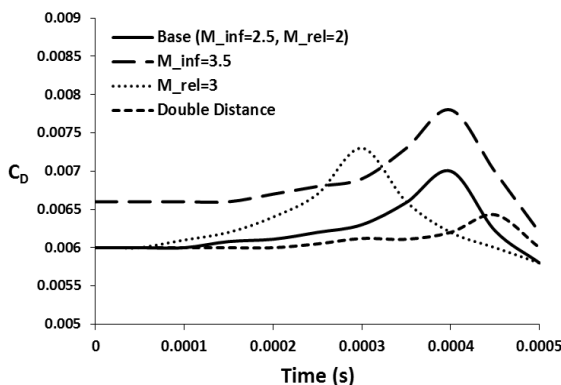


شکل ۹: کانتور تغییرات فشار اطراف و روی بدنه‌ها

را افزایش می‌دهد، اما چون فشار دینامیکی هم افزایش قابل توجهی می‌یابد، ضریب برآ در مجموع نسبت به حالت پایه کاهش جزئی یافته است؛ اما ضریب پسا افزایش یافته است، چراکه افزایش نیروی پسا بر اثر قوی‌تر شدن امواج ضربه‌ای و اصطکاک سطحی بر افزایش فشار دینامیکی غلبه یافته است.



شکل ۱۲: نمودار تغییرات ضریب برآی جسم بالایی برای حالت‌های مختلف



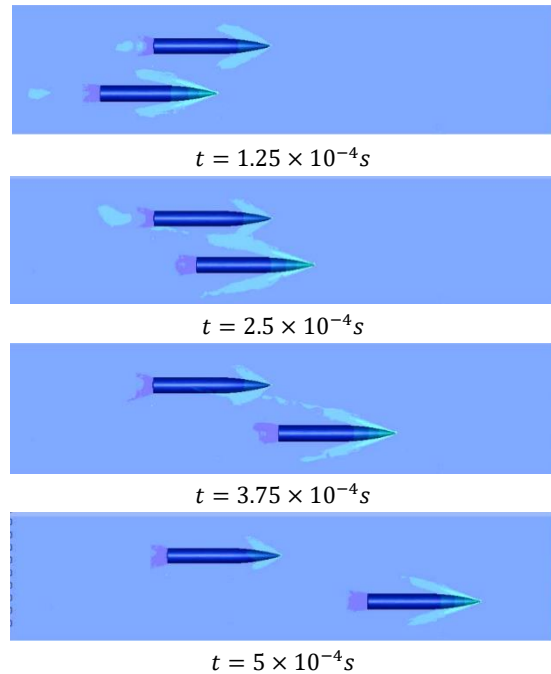
شکل ۱۴: نمودار تغییرات ضریب پسا برای جسم بالایی برای حالت‌های مختلف

افزایش سرعت جسم پایینی سبب شده که افزایش ضرایب در زمان زودتر و با شیب بیشتری رخ دهد. مقدار بیشینه ضریب برآ نسبت به حالت پایه کم‌تر شده و مقدار بیشینه ضریب پسا بیشتر شده که نشان از افزایش پسای موجی دارد. افزایش فاصله بین دو جسم، اثرات تداخلی را کاهش می‌دهد و بنابراین افزایش ضرایب برآ و پسا نسبت به حالت پایه کم‌تر بوده و کمی دیرتر هم اتفاق می‌افتد.

۳-۴- تغییرات ضریب فشار

جهت محاسبه ضریب فشار در زیر جسم بالایی نیاز است تا تعدادی نقطه همانند شکل ۱۵ در زیر آن مشخص شود و ضریب فشار در آن نقاط در گذر زمان محاسبه گردد. برای نمایش بهتر اثرات تداخلی به

می‌کند و بین آن‌ها تداخل آیرودینامیکی ایجاد می‌شود. شکل ۱۲ چگونگی حرکت جسم پایینی و کانتور فشار استاتیک حول دو جسم را در چهار گام زمانی تا زمان 5×10^{-4} ثانیه پس از شروع حرکت نمایش می‌دهد.



شکل ۱۳: کانتور ضریب فشار حول دو جسم مجاور در طول حرکت

۳-۳- تغییرات ضرایب برآ و پسا

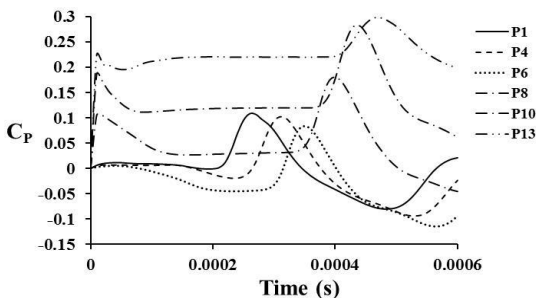
اگرچه بررسی اثر پارامترهای مختلف بر نتایج عددی در این مقاله مدنظر نبوده، اما در بررسی ضرایب آیرودینامیکی، علاوه بر شرایط پروازی گفته‌شده، سه حالت شبیه‌سازی دیگر هم انجام شده است. شکل ۱۳ و شکل ۱۴ به ترتیب تغییرات ضرایب برآ و پسا در طول زمان برای جسم بالایی را در حالت‌های مختلف نشان می‌دهند. حالت پایه همان عدد ماخ جریان آزاد $2/5$ و عدد ماخ نسبی 2 و فاصله هندسی نشان داده‌شده در شکل ۱ است. حالت‌های دیگر شامل افزایش عدد ماخ جریان آزاد به $3/5$ ، افزایش ماخ نسبی به 3 و دو برابر شدن فاصله بین دو بدنه است.

مقدار ضریب برآ در ابتدای مسیر و قبل از رسیدن دو جسم به هم به دلیل تقارن جریان صفر است. باگذشت زمان و تأثیر تداخل آیرودینامیکی روی جسم بالایی، ضریب برآ ابتدا افزایش و سپس دچار کاهش شدید می‌شود. ضریب پسا هم با نزدیک شدن جسم پایینی به جسم بالایی به دلیل اثرات تداخلی افزایش یافته و سپس به مقدار نسبتاً ثابتی نزدیک می‌شود. افزایش عدد ماخ جریان آزاد به دلیل قوی‌تر شدن امواج ضربه‌ای و افزایش گرادبان فشار بین دو جسم، نیروی برآ

تداخلی، مقدار ضریب فشار نیز کاهش می‌یابد. جدول ۳ مقادیر بیشترین و کمترین ضریب فشار در این نقاط را نشان می‌دهد. در شکل ۱۶ مقادیر ضریب فشار در گذر زمان برای هر ۶ نقطه زیر بدنه جسم بالایی آورده شده است.

جدول ۳: ضریب فشار در نقاط زیر قسمت اجایو جسم بالا

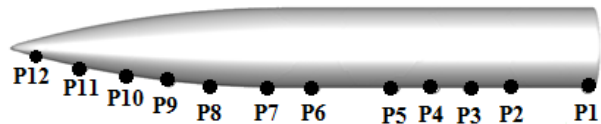
نقاط	زمان بیشترین ضریب فشار	بیشترین مقدار ضریب فشار
P8	4.0×10^{-5}	۰/۱۷
P10	4.3×10^{-5}	۰/۲۸
P13	4.7×10^{-5}	۰/۲۹



شکل ۱۶: تغییرات مقدار ضریب فشار در نقاط زیر جسم بالایی با زمان

در شکل ۱۷ تغییرات زمانی توزیع ضریب فشار در طول قسمت پایین جسم بالایی قابل مشاهده است. با توجه به شکل، مشخص می‌شود که تا زمان 2×10^{-4} ثانیه از شروع حرکت جسم پایینی هیچ تغییری در مقدار ضریب فشار رخ نداده است و نتایج به‌دست‌آمده با حالت پایا برابر است؛ اما با گذشت زمان و رسیدن به زمان 3×10^{-4} ثانیه، اثرات تداخلی جسم پایینی به جسم بالایی برخورد کرده و باعث افزایش مقدار ضریب فشار تا ۰/۱ در انتهای بدنه جسم بالایی شده است. با رسیدن به زمان 4×10^{-4} ثانیه، اثرات تداخلی به نیمه جلویی بدنه جسم بالایی نیز اثر کرده و باعث افزایش ضریب فشار روی آن تا ۰/۱۸ شده است. با رسیدن به زمان 5×10^{-4} ثانیه، جسم پایینی از جسم بالایی به‌طور کامل عبور کرده و اثرات تداخلی ناشی از شوک آن با شوک ایجادشده از خود بدنه بالایی بر روی قسمت اجایو بدنه جسم بالایی تأثیر گذاشته و مقدار ضریب فشار را تا ۰/۲۸ افزایش داده است.

بررسی ۶ نقطه از نقاط مشخص‌شده در شکل ۱۵ پرداخته شده است. نقاط P1، P4 و P6 بر روی قسمت بدنه استوانه‌ای و نقاط P8، P10 و P13 بر روی قسمت اجایو در نظر گرفته شده‌اند. جدول ۱ مقادیر بیشترین و کمترین ضریب فشار در این نقاط و زمان وقوع آن‌ها را نشان می‌دهد.



شکل ۱۵: نقاط مشخص شده در زیر جسم بالایی

در نقطه P1 تا قبل از رسیدن اثرات تداخلی جسم پایینی به آن مقدار ضریب فشار نزدیک به صفر بوده، ولی در ثانیه 2.1×10^{-5} اثرات تداخلی بر روی آن اثر گذاشته و باعث شروع افزایش ضریب فشار روی آن شده است. با گذشت زمان ضریب فشار افزایش پیدا کرده و در زمان 2.7×10^{-5} ثانیه به بیشترین مقدار ضریب فشار که برابر با ۰/۱۱ می‌باشد رسیده است. در ادامه، با کاهش اثرات تداخلی و همچنین تشکیل شوک ضربه‌ای مایل، ضریب فشار دچار کاهش بسیار شدید شده و در زمان 4.9×10^{-5} ثانیه به کمترین مقدار خود که برابر با -0.082 می‌باشد، رسیده است. در نقاط P4 و P6 نیز روند تغییرات مشابه نقطه P1 می‌باشد.

جدول ۲: ضریب فشار در نقاط زیر قسمت استوانه‌ای جسم بالا

نقاط	زمان بیشترین ضریب فشار	بیشترین مقدار ضریب فشار	زمان کمترین مقدار ضریب فشار	کمترین مقدار ضریب فشار
P1	2.7×10^{-5}	۰/۱۱	4.9×10^{-5}	-0.082
P4	3.1×10^{-5}	۰/۱۰	5.3×10^{-5}	-0.10
P6	3.5×10^{-5}	۰/۰۸	7.3×10^{-5}	-0.11

نقاط P8، P10 و P13 در قسمت جلوی جسم بالایی قرار دارند و عبور جریان مافوق صوت سبب تشکیل موج شوک مایل در پایین دست نقاط می‌شود. در ابتدا مقدار ضریب فشار در این نقاط بالا رفته و سپس به دلیل کاهش فشار در پشت موج شوک مایل، مقدار ضریب فشار در آن‌ها کاهش می‌یابد. در ادامه با رسیدن اثرات تداخلی حاصل از حرکت جسم پایینی در مجاورت آن‌ها، مقدار ضریب فشار دوباره دچار افزایش شده و به بیشترین مقدار خود می‌رسد و با گذشت زمان و کاهش اثرات

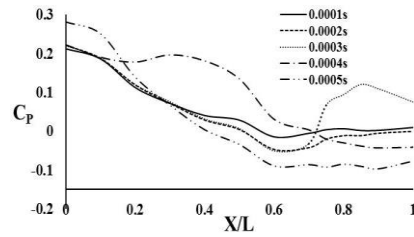
حال عبور از کنار یکدیگرند در یکسوم جلویی جسم مشاهده می‌گردد. همچنین مقدار ضریب فشار در تحلیل ناپایا ۲۴ درصد بیشتر از تحلیل پایا می‌باشد. از این رو برای این‌گونه مسائل باید حتماً از تحلیل ناپایا جهت بررسی میدان حل استفاده شود. این افزایش فشار بر روی سازه بدنه‌ها ارتعاشی ایجاد می‌کند که می‌تواند در مباحث سازه‌ای مورد بررسی قرار گیرد. در ادامه این پژوهش می‌توان به شبیه‌سازی ناپایای مسئله برای هندسه‌های پیچیده‌تر، شرایط پروازی مختلف و سایر پارامترهای اثرگذار (عدد ماخ جریان آزاد، عدد ماخ نسبی، فاصله و موقعیت قرارگیری دو جسم، زاویه حمله و ...) و تحلیل برهم‌کنش سازه-سیال پرداخت.

۵- فهرست علائم

علائم انگلیسی	
C_D	ضریب پسا
C_L	ضریب برآ
C_p	ضریب فشار استاتیک
L	طول بدنه (m)
M	عدد ماخ
t	زمان (s)
x, y, z	مختصات کارترین (m)

۶- منابع

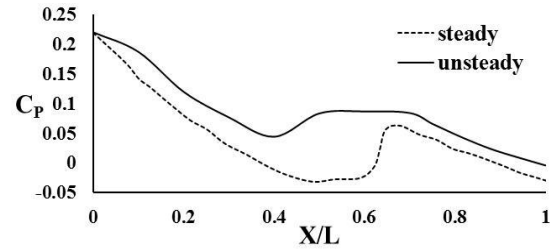
- [1] M. Yadegari, A. Bak Khoshnevis, and M. Boloki, "An experimental investigation of the effects of helical strakes on the characteristics of the wake around the circular cylinder," *Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering*, vol. 47, no. 1, pp. 67–80, 2023. [Online]. Available: doi:[10.1007/s40997-022-00494-0](https://doi.org/10.1007/s40997-022-00494-0) (in Persian)
- [2] M. Yadegari and M. H. Jahdi, "Capturing of shock wave of supersonic flow over the bump channel with TVD, ACM and Jameson methods," *Iranian Journal of Mechanical Engineering Transactions of the ISME*, vol. 22, no. 1, pp. 108–126, 2021. [Online]. Available: doi:[10.30506/JMEE.2021.129082.1234](https://doi.org/10.30506/JMEE.2021.129082.1234) (in Persian)
- [3] F. Wilcox, *Separation characteristics of generic stores from lee side of an inclined flat plate at Mach 6*, NASA Technical Memorandum 4652, 1995.



شکل ۱۷: تغییرات ضریب فشار در طول جسم بالایی

۳-۵- مقایسه تحلیل‌های پایا و ناپایا

جهت مقایسه حل‌های پایا و ناپایا لازم است تا یک حل پایا با عدد ماخ ۲/۵ برای شبکه‌بندی شکل ۸ انجام‌گرفته و مقادیر ضریب فشار به‌دست‌آمده از آن با نتایج تحلیل ناپایای انجام‌شده در بالا در لحظه‌ای که جسم بالایی در یک موقعیت مشخص تحت تأثیر تداخل آیرودینامیکی قرارگرفته، مورد بررسی قرار گیرد. نتایج به‌دست‌آمده از این تحلیل‌ها در شکل ۱۸ آورده شده است.



شکل ۱۸: مقایسه مقادیر ضریب فشار در حالت‌های پایا و ناپایا

با توجه به شکل ۱۸، در موقعیت طولی ۶۷٪ بدنه جسم بالایی، مقدار ضریب فشار در تحلیل پایا برابر با ۰/۰۶۳ و در تحلیل ناپایا برابر ۰/۰۸۳ است که حدود ۲۴ درصد اختلاف بین تحلیل ناپایا و پایا وجود دارد؛ بنابراین، در این‌گونه مسائل لازم است تا تحلیل‌های ناپایا موردتوجه قرار گیرد.

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، تداخل آیرودینامیکی دو جسم مجاور در جریان مافوق صوت مورد بررسی قرار گرفت. اثرات تداخلی بین دو بدنه استوانه‌ای باریک با دماغه اجابو در فاصله نزدیک به هم با بررسی تغییرات فشار روی بدنه مشاهده گردید. در این وضعیت امواج شوک بین بدنه‌ها (بالایی و پایینی) ایجاد می‌شود که باعث افزایش فشار در بین آن‌ها و همچنین بر روی سطح پایینی جسم بالایی می‌گردد. با بررسی حل سه‌بعدی ناپایا نتیجه گرفته شد که بر اثر حرکت جسم‌ها در مجاورت یکدیگر، اثرات تداخلی در طول آن‌ها حرکت کرده و مقدار ضریب فشار در محدوده اثر تداخل آیرودینامیکی روی بدنه‌ها افزایش پیدا می‌کند. بیشترین مقدار ضریب فشار در حالتی که هر دو جسم در یک‌جهت در

- Journal*, vol. 23, no. 6, pp. 840–846, 1985. [Online]. Available: doi:[10.2514/3.8996](https://doi.org/10.2514/3.8996)
- [10] M. Morkovin, E. Migotsky, H. Bailey, and R. Phinney, “Experiments on interaction of shock waves and cylindrical bodies at supersonic speeds,” *Journal of Aerospace Sciences*, vol. 19, no. 4, pp. 237–247, 1952. [Online]. Available: doi:[10.2514/8.2238](https://doi.org/10.2514/8.2238)
- [11] R. A. Chaplin, D. G. MacManus, and T. J. Birch, “Aerodynamic interference between high-speed slender bodies,” *Shock Waves*, vol. 20, pp. 89–101, 2010. [Online]. Available: doi:[10.1007/s00193-009-0241-7](https://doi.org/10.1007/s00193-009-0241-7)
- [12] S. J. Hooseria and B. W. Skews, “Three-dimensional, curved shock wave interactions with slender bodies at incidence,” in *29th International Symposium on Shock Waves 2*, July 2015.
- [13] S. J. Hooseria and B. W. Skews, “Shock wave interactions between slender bodies: some aspects of three-dimensional shock wave diffraction,” *Shock Waves*, vol. 27, pp. 109–126, 2017. [Online]. Available: doi:[10.1007/s00193-016-0652-1](https://doi.org/10.1007/s00193-016-0652-1)
- [14] H. Haghighatjoo, M. Yadegari, and A. Bak Khoshnevis, “Optimization of single-obstacle location and distance between square obstacles in a curved channel,” *The European Physical Journal Plus*, vol. 137, no. 9, pp. 1–21, 2022. [Online]. Available: doi:[10.1140/epjp/s13360-022-03260-y](https://doi.org/10.1140/epjp/s13360-022-03260-y)
- [15] ANSYS Help, [Online]. Available: <https://ansyshelp.ansys.com/>
- [4] C. Hung, *Computation of three-dimensional shock wave and boundary-layer interactions*, NASA Technical Memorandum 86780, 1985.
- [5] V. Volkov and E. Derunov, “Interaction of a combination of bodies in supersonic flow interference and diffraction of shock waves in flow over two bodies of revolution,” *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, vol. 79, no. 4, pp. 712–721, 2006. [Online]. Available: doi:[10.1007/s10891-006-0156-4](https://doi.org/10.1007/s10891-006-0156-4)
- [6] N. Malmuth and V. Shaleav, “Theoretical modeling of interaction of multiple slender bodies in supersonic flows,” in *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, USA, Jan. 2004. [Online]. Available: doi:[10.2514/6.2004-1127](https://doi.org/10.2514/6.2004-1127)
- [7] A. Fedorov, N. Malmuth, and V. Soudakov, “Supersonic scattering of a wing-induced incident shock by a slender body of revolution,” *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 585, pp. 305–322, 2007. [Online]. Available: doi:[10.1017/S0022112007006714](https://doi.org/10.1017/S0022112007006714)
- [8] E. Derunov, A. Zheltovodov, and A. Maksimov, “Development of three-dimensional turbulent separation in the neighborhood of incident crossing shock waves,” *Thermophysics and Aeromechanics*, vol. 15, no. 1, pp. 29–54, 2008. [Online]. Available: doi:[10.1134/S0869864308010034](https://doi.org/10.1134/S0869864308010034)
- [9] A. Brosh, M. Kussoy, and C. Hung, “Experimental and numerical investigation of a shock wave impingement on a cylinder,” *AIAA*