

Numerical and Experimental Investigation of the Transient Mixing Compressible Helium Impinging Jet Using Time-Resolved Dynamics of Schlieren Imaging and Computational Fluid Dynamics Simulation

Hamidreza Rahmani¹ , Elshan Soltani² , Alireza Hajialimohammadi² , Mohammad Nikian¹

¹ Faculty of Mechanical Engineering, Tak.C, Islamic Azad University, Takestan, Iran. Email: hamidreza.rahmani5905@iau.ac.ir

¹ **Corresponding author**, Faculty of Mechanical Engineering, Tak.C, Islamic Azad University, Takestan, Iran. Email: elshan.soltani@iau.ac.ir

² Faculty of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran. Email: ahajiali@semnan.ac.ir

¹ Faculty of Mechanical Engineering, Tak.C, Islamic Azad University, Takestan, Iran. Email: Mohammad.nikian@iau.ac.ir

ARTICLE INFO

Article type
Research Article

Article history
Received 2026.02.10
Received in revised form: 2026.03.18
Accepted: 2026.03.25
Available online: 2026.03.29

Keywords
Helium Impinging Jet
Transient Mixing
Time-Resolved Schlieren Imaging
Computational Fluid Dynamics
Species Transport

ABSTRACT

Impinging gas jets exhibit complex transient structures because of interactions among flow momentum, species mixing, and the impingement plate. This study examines the evolution and mixing of a transient helium jet issuing from a 0.8-mm-diameter single-orifice nozzle at a pressure ratio of 5 and a nozzle-to-plate distance of 20 mm using time-resolved Schlieren imaging and transient numerical simulation. For quantitative assessment, experimental and numerical jet widths were compared at several axial locations, and transverse helium mass-fraction profiles were extracted. Maximum mass fraction, half-width at half-maximum (HWHM), and spatial decay rate of the jet core were analyzed. The maximum helium mass fraction decreased from 0.949 at 5 mm to 0.138 at 19 mm, corresponding to an approximately 85% reduction in core concentration. Over the same interval, HWHM increased from 0.469 to 2.509 mm, indicating more than a fivefold expansion of the mixing-zone width. The spatial decay rate of the core decreased from 0.139 to 0.014 mm⁻¹, showing that core dilution was nonlinear and most intense near the nozzle. Analysis of the velocity field, streamlines, and vorticity indicated shear-layer formation and entrainment of ambient air into the jet. Velocity and pressure profiles revealed reduced axial momentum, enhanced radial motion, and central pressure recovery, indicating stagnation-region formation and momentum redistribution before wall-jet development. Results show that core-concentration decay and transverse mixing-zone growth proceed at different rates; hence, simultaneous assessment of concentration, width, and dynamic metrics provides a more comprehensive description of impinging-jet evolution.

Introduction

Impinging gas jets are widely encountered in fuel injection, combustion, heat and mass transfer, and cooling systems. Interaction of a jet with a solid surface produces complex transient flow structures involving shear-layer development, entrainment, stagnation, momentum redistribution, and wall-jet formation. Although many previous studies have investigated free gaseous jets, comparatively fewer studies have addressed the transient evolution and mixing of low-density impinging jets. Moreover, Schlieren imaging primarily provides information on density-gradient structures and macroscopic jet development, whereas CFD enables quantitative investigation of species concentration and dynamic flow quantities. Therefore, the present study combines high-speed Schlieren imaging with transient CFD to investigate a helium jet issuing from a single-hole nozzle and impinging on a flat plate. Particular attention is given to jet-core dilution, transverse spreading, velocity and pressure variations, vorticity, stagnation-region formation, and quantitative experimental–numerical comparison of jet width.

Materials and Methods

Experimental data were obtained using a high-speed Schlieren system at the Turbulence Laboratory of Monash University, Australia. Helium was injected through a 0.8-mm-diameter single-hole nozzle at a pressure ratio of 5 toward a flat plate located 20 mm downstream of the nozzle. A sequence of 101 images captured the transient jet evolution from the beginning of injection through impingement and subsequent flow development.

Cite This Paper

Rahmani, Hamidreza., Soltani, Elshan., Hajialimohammadi, Alireza., & Nikian, Mohammad. (2026). Numerical and Experimental Investigation of the Transient Mixing Dynamics of Compressible Helium Impinging Jet Using Time-Resolved Schlieren Imaging and Computational Fluid Dynamics Simulation. *Fuel and Combustion*, 19 (1), 24-106. <http://doi.org/10.22034/jfnc.2026.590673.1464> (In Persian)

© The author(s) retain the copyright.

Publisher: [Iranian Combustion Institute \(ICI\)](http://www.iraniancombustioninstitute.com).

ارجاع دهی به این مقاله



A two-dimensional transient CFD simulation was performed using ANSYS Fluent 2025. The compressible turbulent helium–air flow was solved using the density-based solver, SST $k-\omega$ turbulence model, and species transport model. Local mesh refinement was applied near the nozzle, jet-development region, and impingement surface, and grid independence was assessed. A UDF was used to prescribe the transient inlet-pressure profile. Transverse helium mass-fraction profiles were extracted to determine the peak mass fraction, half-width at half-maximum (HWHM), and spatial decay rate of the jet core. Velocity, pressure, streamlines, and vorticity were also analyzed. Experimental and numerical jet widths were quantitatively compared at four selected axial locations.

Results and Discussion

The results showed progressive dilution and transverse spreading of the helium jet as it approached the impingement surface. The peak helium mass fraction decreased from 0.949 at 5 mm to 0.138 at 19 mm downstream of the nozzle, corresponding to an approximately 85% reduction in core concentration. Over the same range, the HWHM increased from 0.469 to 2.509 mm, representing more than a fivefold increase in the characteristic transverse width. The spatial decay rate of the jet core decreased from 0.139 to 0.014 mm⁻¹, indicating that core dilution was nonlinear and most intense in the near-nozzle region.

The velocity field, streamlines, and vorticity distributions revealed shear-layer development and entrainment of the surrounding fluid. As the jet approached the plate, axial momentum decreased while transverse motion and central pressure increased, indicating stagnation-region formation and momentum redistribution before wall-jet development. Quantitative comparison of experimental and numerical jet widths at 5, 11, 15, and 18 mm showed relative errors of 9%, 7%, 8%, and 18%, respectively, with a mean relative error of 10.5%. The numerical simulation systematically predicted a smaller jet width than that obtained from the Schlieren images.

Conclusions

The combined Schlieren and CFD approach provided complementary information on the transient evolution and mixing of the helium impinging jet. Jet-core dilution and transverse spreading occurred at different spatial rates; therefore, neither parameter alone is sufficient to fully characterize the mixing process. The simultaneous analysis of helium mass fraction, HWHM, core-decay rate, velocity, pressure, and vorticity provided a more comprehensive description of jet evolution from the near-nozzle region to the impingement zone. The quantitative experimental and numerical comparison yielded a mean relative error of 10.5% in jet width, providing a direct measure of agreement between the two approaches. The present study is limited to a single pressure ratio, nozzle diameter, stand-off distance, and a two-dimensional numerical configuration. Future studies should investigate wider operating conditions and three-dimensional flow structures.

CRedit Author Statement

All authors contributed equally to the conceptualization of the article and writing of the original and subsequent drafts.

Data Availability Statement

Data available on request from the authors.

Acknowledgements

The authors wish to express their sincere gratitude and profound appreciation to Dr. Damon Honery from the Department of Mechanical Engineering at Monash University, Australia. His invaluable scientific guidance and presence, along with the generous intellectual contributions and support from the members of the LTRAC research laboratory, played a pivotal and decisive role in the advancement of the experimental phase of this research.

Funding

This research did not receive any specific grant from funding agencies in the public, commercial, or not-for-profit sectors.

Conflict of Interest

Authors declare no conflict of interest.

Declaration of Generative AI and AI-assisted technologies in the writing process

During the preparation of this work, artificial intelligence tools were used solely for linguistic editing and structural refinement. The authors carefully reviewed and validated the content and assume full responsibility for the accuracy and integrity of the manuscript.

References

- [1] H. Martin, "Heat and mass transfer between impinging gas jets and solid surfaces," *Advances in Heat Transfer*, vol. 13, pp. 1–60, 1977.
- [2] R. J. Goldstein, A. I. Behbahani, and K. K. Heppelmann, "Streamwise distribution of the recovery factor and the local heat transfer coefficient to an impinging circular air jet," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 29, no. 8, pp. 1227–1235, Aug. 1986.
- [3] R. Viskanta, "Heat transfer to impinging isothermal gas and flame jets," *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 6, no. 2, pp. 111–134, 1993.
- [4] B. Han and R. J. Goldstein, "Jet-impingement heat transfer in gas turbine systems," *Annals of the New York Academy of Sciences*, vol. 934, pp. 147–161, 2001.
- [5] N. R. Panchapakesan and J. L. Lumley, "Turbulence measurements in axisymmetric jets of air and helium. Part 2. Helium jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 246, pp. 225–247, 1993.
- [6] D. M. Kyle and K. R. Sreenivasan, "The instability and breakdown of a round variable-density jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 249, pp. 619–664, 1993.
- [7] B. Viggiano, T. Dib, N. Ali, L. G. Mastin, R. B. Cal, and S. A. Solovitz, "Turbulence, entrainment and low-order description of a transitional variable-density jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 836, pp. 1009–1049, 2018.
- [8] A. Hajjalimohammadi, D. R. Honnery, A. Abdullah, and M. A. Mirsalim, "Time resolved characteristics of gaseous jet injected by a group-hole nozzle," *Fuel*, vol. 113, pp. 497–505, 2013.
- [9] A. Hajjalimohammadi, D. Edgington-Mitchell, D. Honnery, N. Montazerin, A. Abdullah, and M. A. Mirsalim, "Ultra high speed investigation of gaseous jet injected by a single-hole injector and proposing of an analytical method for pressure loss prediction during transient injection," *Fuel*, vol. 184, pp. 100–109, 2016.
- [10] I. Erfan, A. Hajjalimohammadi, I. Chitsaz, and M. Ziabasharhagh, "Influence of chamber pressure on CNG jet characteristics of a multi-hole high pressure injector," *Fuel*, vol. 197, pp. 186–193, 2017.
- [11] A. Nassiri Toosi, A. Heidary, and A. Hajjalimohammadi, "Numerical study of a wall-impinging jet on a flat plate," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 49, no. 1, pp. 29–42, 2017. (in Persian).
- [12] G. Cecere, M. Andersson, S. S. Merola, and A. Irimescu, "Flow-field characterization of multiple low-density gas jets impinging on a wall at a short distance using PIV," *Fluids*, vol. 11, no. 4, Art. no. 103, 2026.
- [13] J. H. Ferziger, M. Perić, and R. L. Street, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, 4th ed., Springer, 2020.
- [14] H. K. Versteeg and W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, 2nd ed. Harlow, U.K.: Pearson Education, 2007.
- [15] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605, 1994.
- [16] F. R. Menter, M. Kuntz, and R. Langtry, "Ten years of industrial experience with the SST turbulence model," in *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*, K. Hanjalić, Y. Nagano, and M. Tummers, Eds., Begell House, pp. 625–632, 2003.
- [17] N. Zuckerman and N. Lior, "Jet impingement heat transfer: Physics, correlations, and numerical modeling," *Advances in Heat Transfer*, vol. 39, pp. 565–631, 2006.
- [18] G. S. Settles, *Schlieren and Shadowgraph Techniques: Visualizing Phenomena in Transparent Media*. Berlin, Germany: Springer, 2001.
- [19] J. Vuorinen, H. Hillamo, M. Kaario, and M. Larmi, "Large-eddy simulation of highly under-expanded transient gas jets," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 41, pp. 63–75, 2013.
- [20] N. Iida, K. Hirawo, and G. T. Sato, "Experimental study of transient gas jet impinging on a wall," *SAE Technical Paper 900479*, 1990.
- [21] E. Tomita, Y. Hamamoto, H. Tsutsumi, S. Takasaki, T. Watanabe, and S. Yoshiyama, "Visualization of ambient air motion and entrainment into a transient gas jet impinging on a flat wall," *SAE Technical Paper 952513*, 1995.
- [22] P. Wang, J. Fröhlich, V. Michelassi, and W. Rodi, "Large-eddy simulation of variable-density turbulent axisymmetric jets," *Int. J. Heat Fluid Flow*, vol. 29, no. 3, pp. 654–664, Jun. 2008.



بررسی عددی و تجربی دینامیک گذرای اختلاط جت برخوردی هلیوم تراکم‌پذیر با استفاده از تصویربرداری شلیرن با تفکیک زمانی و شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی

حمیدرضا رحمانی^۱، الشن سلطانی^{۱*}، علیرضا حاجی علی محمدی^۲، محمد نیکیان^۱

^۱ دانشکده مهندسی مکانیک، واحد تاکستان، دانشگاه آزاد اسلامی، تاکستان، ایران، پست الکترونیکی: Hamidreza.rahmani5905@iau.ac.ir

^۱ نویسنده مسئول، دانشکده مهندسی مکانیک، واحد تاکستان، دانشگاه آزاد اسلامی، تاکستان، ایران، پست الکترونیکی: elshan.soltani@iau.ac.ir

^۲ دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران، پست الکترونیکی: ahajiali@semnan.ac.ir

^۱ دانشکده مهندسی مکانیک، واحد تاکستان، دانشگاه آزاد اسلامی، تاکستان، ایران، پست الکترونیکی: Mohammad.nikian@iau.ac.ir

اطلاعات مقاله	چکیده
نوع مقاله مقاله پژوهشی	
تاریخچه مقاله تاریخ دریافت: ۱۴۰۴/۱۱/۲۱ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۴/۱۲/۲۷ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۵/۰۱/۰۵ تاریخ انتشار: ۱۴۰۵/۰۱/۰۹	جت‌های گازی برخوردی به دلیل برهم‌کنش تکانه، اختلاط گونه‌ها و صفحه برخورد، ساختاری گذرا و پیچیده دارند. در این پژوهش، تحول و اختلاط جت گذرای هلیوم خروجی از نازل تک‌سوراخ با قطر ۰/۸ میلی‌متر، نسبت فشار ۵ و فاصله نازل تا صفحه ۲۰ میلی‌متر، با تصویربرداری شلیرن زمان‌مند و شبیه‌سازی عددی گذرا بررسی شد. برای ارزیابی کمی، عرض جت حاصل از آزمایش و شبیه‌سازی در چند موقعیت محوری مقایسه و پروفیل‌های عرضی کسر جرمی هلیوم استخراج شد. سپس بیشینه کسر جرمی، نیمه‌عرض در نصف بیشینه و نرخ مکانی تضعیف هسته تحلیل شدند. بیشینه کسر جرمی از ۰/۹۴۹ در فاصله ۵ میلی‌متری به ۰/۱۳۸ در فاصله ۱۹ میلی‌متری کاهش یافت که بیانگر افت حدود ۸۵ درصدی غلظت هسته بود. در همین بازه، نیمه‌عرض در نصف بیشینه از ۰/۴۶۹ به ۲/۵۰۹ میلی‌متر افزایش یافت و توسعه بیش از پنج‌برابری پهنای ناحیه اختلاط را نشان داد. نرخ مکانی تضعیف هسته نیز از ۰/۱۳۹ به ۰/۰۱۴ بر میلی‌متر کاهش یافت؛ از این‌رو، رقیق شدن هسته غیرخطی و بیشترین شدت آن نزدیک نازل بود. تحلیل میدان سرعت، خطوط جریان و ورتیسیت، تشکیل لایه برشی و ورود هوای محیط به جت را نشان داد. پروفیل‌های سرعت و فشار نیز کاهش تکانه محوری، افزایش حرکت عرضی و بازیابی فشار مرکزی را نشان دادند که بیانگر تشکیل ناحیه رکود و بازتوزیع تکانه پیش از جریان دیواره‌ای بود. نتایج نشان داد کاهش غلظت هسته و گسترش عرضی ناحیه اختلاط با نرخ یکسانی رخ نمی‌دهند؛ از این‌رو، بررسی هم‌زمان شاخص‌های غلظتی، عرضی و دینامیکی، توصیف جامع‌تری از تحول جت برخوردی فراهم می‌کند.

مقدمه

جریان‌های جت برخوردی به دلیل نقش مهم آن‌ها در فرآیندهای انتقال جرم، اختلاط، احتراق، خنک‌کاری و سامانه‌های تزریق سوخت، همواره مورد توجه پژوهشگران مکانیک سیالات و احتراق بوده‌اند. برخورد جت با یک سطح جامد موجب ایجاد ساختارهای پیچیده‌ای نظیر ناحیه رکود، گسترش شعاعی جریان، تشکیل گردابه‌ها و افزایش نرخ اختلاط می‌شود که شناخت آن‌ها برای توسعه مدل‌های فیزیکی و کاربردهای مهندسی اهمیت فراوانی دارد.

جت‌های برخوردی^۱ یکی از مهم‌ترین انواع جریان‌های آزاد در مکانیک سیالات هستند که به دلیل توانایی بالا در انتقال تکانه، انتقال جرم و انتقال حرارت، کاربرد گسترده‌ای در سامانه‌های مهندسی از جمله محفظه‌های احتراق، سامانه‌های تزریق مستقیم

¹ Impinging Jets

Cite This Paper

Rahmani, Hamidreza., Soltani, Elshan., Hajialimohammadi, Alireza., & Nikian, Mohammad. (2026). Numerical and Experimental Investigation of the Transient Mixing Dynamics of Compressible Helium Impinging Jet Using Time-Resolved Schlieren Imaging and Computational Fluid Dynamics Simulation. *Fuel and Combustion*, 19 (1), 24-106. <http://doi.org/10.22034/jfnc.2026.590673.1464> (In Persian)

© The author(s) retain the copyright.

Publisher: [Iranian Combustion Institute \(ICI\)](http://www.iranian-combustion-institute.com).

ارجاع دهی به این مقاله



سوخت، مشعل‌های صنعتی، خنک‌کاری قطعات الکترونیکی، توربین‌های گازی، فرآیندهای خشک‌کردن و صنایع شیمیایی دارند. در این نوع جریان، برخورد جت با یک سطح جامد موجب ایجاد ساختار پیچیده‌ای از میدان جریان شامل هسته جت، لایه برشی، ناحیه رکود و جریان دیواره‌ای می‌شود که بر توزیع سرعت، فشار، غلظت گونه‌ها و در نهایت بر عملکرد سامانه تأثیر مستقیم دارد. مارتین در مطالعه کلاسیک خود نشان داد که رفتار این جریان‌ها به پارامترهایی نظیر فاصله نازل تا سطح، هندسه نازل و شرایط جریان ورودی وابسته است و این عوامل می‌توانند ساختار میدان جریان و شدت انتقال را به‌طور محسوسی تغییر دهند [۱]. در ادامه، گلداستین و همکاران با بررسی ساختار جریان و انتقال حرارت در جت‌های برخوردی نشان دادند که برهم‌کنش میان ناحیه آزاد جت، لایه برشی و جریان پس از برخورد نقش تعیین‌کننده‌ای در توزیع سرعت و انتقال روی سطح دارد [۲].

وسیکانتا نیز با مرور مطالعات تجربی و عددی جت‌های برخوردی، اهمیت ناحیه رکود و توسعه جریان دیواره‌ای را در تعیین ویژگی‌های انتقال حرارت و جرم مورد تأکید قرار داد [۳]. هان و گلداستین در یک مطالعه مروری درباره جت‌های برخوردی در سامانه‌های توربین گازی، ساختار جریان و ویژگی‌های انتقال حرارت را در نواحی مختلف شامل جت آزاد، ناحیه رکود و جریان دیواره‌ای بررسی کردند. آن‌ها همچنین نشان دادند که عواملی نظیر هندسه و انحنای سطح، جریان عرضی، زاویه برخورد و شرایط آرایش جت‌ها می‌توانند رفتار انتقال حرارت در جت‌های برخوردی را به‌طور قابل‌توجهی تحت تأثیر قرار دهند. این مطالعه بر اهمیت بررسی پیوسته ساختار جریان از ناحیه آزاد جت تا ناحیه برخورد و توسعه جریان دیواره‌ای تأکید دارد [۴].

مجموعه این یافته‌ها نشان می‌دهد که حضور سطح برخورد، ساختار جت را نسبت به حالت آزاد به‌طور اساسی تغییر می‌دهد و برای تحلیل دقیق آن، باید تحول جریان پیش از برخورد، ناحیه رکود و توسعه جریان دیواره‌ای به‌صورت یک فرآیند پیوسته مورد توجه قرار گیرد.

در جت‌های با چگالی متغیر، اختلاف چگالی میان سیال تزریقی و محیط اطراف می‌تواند ساختار لایه برشی، نرخ توسعه جت و ویژگی‌های اختلاط را به‌طور محسوسی تغییر دهد. پانچاکسمان و لاملی با اندازه‌گیری هم‌زمان مؤلفه‌های سرعت و کسر جرمی هلیوم در یک جت گرد آشفته، رفتار جت هلیوم را با جت هوا در شرایط شار تکانه یکسان مقایسه کردند و نشان دادند که اثر اختلاف چگالی باید در تحلیل میدان سرعت و انتقال اسکالر به‌طور مستقل در نظر گرفته شود [۵]. کلی و اسریواسان نیز با بررسی جت‌های محوری مخلوط هلیوم و هوا نشان دادند که کاهش نسبت چگالی می‌تواند ماهیت ناپایداری‌های ناحیه نزدیک نازل را تغییر دهد؛ به‌طوری‌که در نسبت‌های چگالی پایین، یک مد نوسانی قوی همراه با جفت‌شدن ساختارها و فروپاشی زودهنگام هسته پتانسیل مشاهده شد [۶]. در ادامه، ویگیانو و همکاران با بررسی تجربی جت‌های هلیوم، هوا و آرگون در گستره‌ای از اعداد رینولدز نشان دادند که رفتار ورود سیال محیط و تکامل ناحیه برشی علاوه بر نسبت چگالی، به رژیم جریان و مرحله گذار نیز وابسته است. نتایج آن‌ها برای جت هلیوم نشان داد که در برخی شرایط گذار، نسبت ورود سیال محیط در فاصله کوتاهی از خروجی به‌سرعت افزایش می‌یابد و جت‌های کم‌چگال می‌توانند در ناحیه نزدیک نازل سریع‌تر به شرایط توسعه‌یافته برسند [۷]. این یافته‌ها نشان می‌دهد که در جت‌های سبک، ارزیابی فرآیند اختلاط صرفاً بر پایه طول نفوذ کافی نیست و لازم است تغییرات میدان سرعت، غلظت و توسعه عرضی ناحیه اختلاط نیز هم‌زمان مورد توجه قرار گیرد.

با توجه به ماهیت سریع و ناپایای فرآیند تزریق، استفاده از روش‌های تصویربرداری با تفکیک زمانی نقش مهمی در شناخت مراحل اولیه توسعه جت‌های گازی داشته است. حاجی‌علی‌محمدی و همکاران با استفاده از تصویربرداری شلیرن پرسرعت، تکامل زمانی جت هلیوم خروجی از یک نازل گروهی را در نسبت‌های فشار ۲ تا ۵ بررسی کردند و تغییرات نفوذ محوری، نفوذ شعاعی و سرعت نوک جت را استخراج نمودند. نتایج آن‌ها نشان داد که افزایش نسبت فشار، نفوذ محوری جت را به‌طور

محسوسی افزایش می‌دهد و رفتار گذرای فشار داخل انژکتور نیز باید در تحلیل مراحل اولیه تزریق مورد توجه قرار گیرد [۸]. در ادامه حاجی‌علی‌محمدی و همکاران در مطالعه‌ای بعدی با تمرکز بر جت هلیوم خروجی از نازل تک‌سوراخه و تصویربرداری شلیرن با سرعت بسیار بالا نشان دادند که در حدود ۱۰۰ میکروثانیه نخست بازشدن نازل، نفوذ جت حساسیت محدودی به نسبت فشار دارد، در حالی که پس از بازشدن کامل انژکتور، افزایش فشار تزریق موجب افزایش نفوذ محوری و شعاعی و تغییر سرعت نوک جت می‌شود [۹]. در ادامه، عرفان و همکاران با تصویربرداری شلیرن از جت گاز طبیعی خروجی از یک انژکتور چندسوراخه، اثر فشار تزریق و فشار محفظه را بر مشخصه‌های ماکروسکوپی جت بررسی کردند و برای سرعت نوک و طول نفوذ جت روابط تجربی ارائه دادند [۱۰]. این مجموعه مطالعات نشان می‌دهد که تصویربرداری شلیرن زمان‌مند ابزار مؤثری برای تعیین کمی نفوذ و توسعه هندسی جت در فرایندهای گذرا است؛ باین‌حال، شاخص‌های حاصل از تصاویر شلیرن عمدتاً اطلاعاتی درباره مرز قابل مشاهده و توسعه ماکروسکوپی جت فراهم می‌کنند و به‌تنهایی توزیع کمی گونه در داخل میدان جریان را مشخص نمی‌سازند.

با وجود پیشرفت قابل توجه در مطالعه جت‌های گازی گذرا، بخش عمده پژوهش‌های پیشین بر جت‌های آزاد متمرکز بوده‌اند و عمدتاً مشخصه‌هایی نظیر طول نفوذ، نفوذ شعاعی، سرعت نوک جت و توسعه هندسی جریان را بررسی کرده‌اند. ولی علی‌نصیری طوسی و همکاران با استفاده از تصاویر شلیرن و شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی، به اعتبارسنجی توسعه زمانی جت هلیوم برخوردی به یک صفحه تخت پرداختند و نشان دادند که نتایج عددی و تجربی از نظر نفوذ محوری و شعاعی همخوانی مناسبی دارند [۱۱]. این مطالعات نقش مهمی در توسعه روش‌های تلفیقی آزمایش و شبیه‌سازی برای بررسی جت‌های گازی ایفا کرده‌اند. همچنین در مطالعه‌ای جدید، سسر و همکاران با استفاده از روش سرعت‌سنجی تصویری ذرات میدان، جریان جت‌های هلیوم برخوردی با صفحه تخت را در نسبت‌های فشار مختلف بررسی کردند. آزمایش‌ها در یک محفظه حجم ثابت و برای نسبت‌های فشار ۳، ۴، ۷، ۱۰ و ۱۷ انجام شد. نتایج نشان داد که حضور صفحه برخورد در فاصله کوتاه موجب کاهش سرعت جت و تغییر توزیع ورتیسیته می‌شود و در پیکربندی با فاصله ۱۰ میلی‌متر، ناحیه رکود مشخصی در مجاورت صفحه تشکیل می‌شود. این نتایج نشان می‌دهد که تحلیل میدان سرعت و ورتیسیته در کنار مشخصه‌های هندسی جت می‌تواند اطلاعات دقیق‌تری درباره تحول جریان و برهم‌کنش جت با سطح برخورد فراهم کند [۱۲].

بررسی منابع مرور شده در این پژوهش نشان می‌دهد که مطالعات پیشین هر یک بخشی از رفتار جت‌های گازی را بررسی کرده‌اند؛ به‌گونه‌ای که جت‌های آزاد هلیوم از دیدگاه میدان سرعت، میدان غلظت، توسعه عرضی و فرآیند ورود سیال محیط به‌طور گسترده مطالعه شده‌اند، در حالی که تصویربرداری شلیرن زمان‌مند عمدتاً برای تحلیل توسعه گذرای جت و استخراج مشخصه‌های ماکروسکوپی آن به‌کار رفته است. همچنین، برخی پژوهش‌ها با ترکیب تصویربرداری شلیرن و شبیه‌سازی دینامیک سیالات محاسباتی، به اعتبارسنجی رفتار جت‌های آزاد پرداخته‌اند. بر این اساس، به نظر می‌رسد تلفیق تحلیل گذرای یک جت برخوردی هلیوم از مرحله خروج از نازل تا تشکیل ناحیه رکود و جریان دیواره‌ای، همراه با تحلیل کمی میدان کسر جرمی حاصل از شبیه‌سازی عددی و مقایسه آن با تصاویر شلیرن زمان‌مند، کمتر مورد توجه قرار گرفته است.

نوآوری پژوهش حاضر در ارائه یک تحلیل کمی و یکپارچه از تحول گذرای جت هلیوم برخوردی بر پایه تلفیق داده‌های تجربی شلیرن و شبیه‌سازی عددی است. برخلاف ارزیابی صرف نفوذ یا شکل ظاهری جت، در این پژوهش تحول میدان اختلاط از طریق بررسی هم‌زمان بیشینه کسر جرمی هلیوم، نیمه‌عرض در نصف بیشینه^۱ و نرخ مکانی تضعیف هسته جت کمی‌سازی

^۱ HWHM (Half-Width at Half-Maximum)

شده است. همچنین، مقایسه کمی عرض جت حاصل از تصاویر شلیرن و شبیه‌سازی عددی در چند موقعیت محوری، امکان ارزیابی میزان انطباق توسعه عرضی جت در دو روش را فراهم می‌کند. در ادامه، ارتباط تغییرات میدان گونه با ساختار دینامیکی جریان از طریق تحلیل میدان سرعت، خطوط جریان، ورتیسیت و پروفیل‌های عرضی مؤلفه‌های سرعت و فشار بررسی می‌شود. این رویکرد امکان تفکیک تضعیف هسته از توسعه عرضی ناحیه اختلاط و تبیین ارتباط آن‌ها با بازتوزیع تکانه از ناحیه نزدیک نازل تا ناحیه برخورد را فراهم می‌کند.

مدل‌سازی عددی و معادلات حاکم

به‌منظور تحلیل میدان جریان، بررسی فرآیند اختلاط و مطالعه رفتار جت پس از برخورد با دیواره، شبیه‌سازی عددی به‌صورت گذرا با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلوئنت نسخه ۲۰۲۵ انجام شد. دامنه محاسباتی بر اساس هندسه و شرایط آزمایش طراحی شد. قطر و طول نازل پاشش به ترتیب ۸/۰ و ۱ میلی‌متر، فاصله نازل پاشش تا صفحه برخورد ۲۰ میلی‌متر و قطر ناحیه پاشش ۵۱ میلی‌متر است. همچنین سعی شد شرایط تزریق تا حد امکان با وضعیت تجربی مطابقت داشته باشد. جریان مورد بررسی به‌دلیل سرعت بالای تزریق، اختلاف چگالی میان هلیوم و هوای محیط، وجود گرادیان‌های شدید سرعت و فشار در نزدیکی نازل و همچنین تشکیل ناحیه رکود در مجاورت صفحه برخورد، به‌صورت گذرا، تراکم‌پذیر و آشفته در نظر گرفته شد. در این راستا، معادلات بقای جرم، تکانه، انرژی و انتقال گونه‌ها به‌صورت هم‌زمان حل شدند. برای حل معادلات حاکم از حلگر چگالی‌مبنا استفاده شد؛ زیرا این حلگر در پیش‌بینی جریان‌های تراکم‌پذیر، تغییرات سریع چگالی و رفتار گذرای جت‌های گازی عملکرد مناسبی دارد [۱۴، ۱۳]. برای مدل‌سازی آشفتگی، مدل SST $k-\omega$ انتخاب شد. این مدل با ترکیب مزایای مدل‌های $k-\epsilon$ و $k-\omega$ ، توانایی مناسبی در پیش‌بینی جریان‌های نزدیک دیواره، نواحی دارای گرادیان فشار نامطلوب، ناحیه رکود و احتمال جدایش جریان دارد. از این‌رو، استفاده از این مدل برای شبیه‌سازی جت برخوردی در پژوهش حاضر مناسب تشخیص داده شد [۱۵-۱۷]. به‌منظور بررسی فرآیند اختلاط هلیوم با هوای محیط، مدل انتقال گونه‌ها فعال شد. در این مدل، هلیوم به‌عنوان گاز تزریقی و هوا به‌عنوان گاز محیط تعریف شد. توزیع کسر جرمی هلیوم به‌عنوان شاخص اصلی برای تحلیل توسعه جت، مرز ناحیه اختلاط، تشکیل جت دیواره‌ای و مقایسه با تصاویر شلیرن مورد استفاده قرار گرفت.

تولید شبکه محاسباتی و آزمون استقلال شبکه

دامنه محاسباتی با استفاده از شبکه‌ای عمدتاً چهارضلعی و با پالایش موضعی در نواحی دارای گرادیان‌های شدید جریان گسسته‌سازی شد. با توجه به اهمیت تفکیک مکانی در مرز تماس جت هلیوم و هوای محیط، تراکم شبکه در ناحیه خروجی نازل، مسیر توسعه و اختلاط جت و نواحی نزدیک به صفحه برخورد افزایش یافت. در سه لبه منتخب واقع در نواحی حساس میدان جریان، اندازه المان برابر ۰/۰۱ میلی‌متر اعمال شد و در بخش دیگری از هندسه، تقسیم‌بندی لبه با ۲۰ تقسیم در نظر گرفته شد. برای جلوگیری از تغییرات ناگهانی اندازه سلول‌ها، انتقال از نواحی دارای شبکه ریز به نواحی درشت‌تر به‌صورت تدریجی و با نرخ رشد ۱/۲ انجام شد. بدین ترتیب، ضمن افزایش تفکیک مکانی در نواحی دارای گرادیان‌های شدید سرعت و غلظت، از افزایش غیرضروری تعداد سلول‌ها در نواحی دور از مسیر اصلی جت جلوگیری شد. نمای کلی شبکه محاسباتی و بزرگ‌نمایی شبکه در ناحیه توسعه و اختلاط جت در شکل‌های ۱ و ۲ نشان داده شده است. همان‌گونه که در این شکل مشاهده می‌شود، سلول‌های ریزتر در نواحی مورد انتظار برای توسعه لایه برشی و اختلاط هلیوم با هوای محیط متمرکز شده‌اند و اندازه سلول‌ها با فاصله گرفتن از این نواحی به‌تدریج افزایش می‌یابد. کیفیت هندسی شبکه نیز با استفاده از شاخص Skewness ارزیابی

شد. مقدار متوسط و بیشینه این شاخص برای شبکه مورد استفاده به ترتیب ۰/۰۹۶ و ۰/۶۹۱ به دست آمد که نشان دهنده کیفیت مناسب شبکه برای انجام محاسبات عددی است. همچنین تصویر شماتیک حل عددی در شکل ۳ نشان داده شده است.

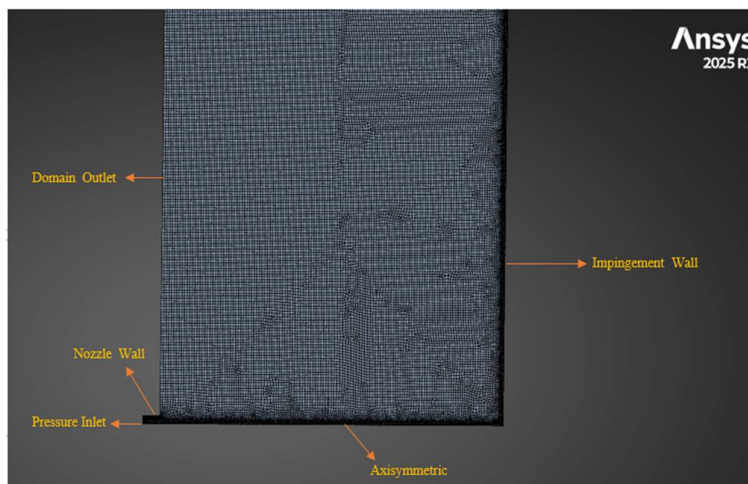


Figure 1- Computational mesh used in the numerical simulation with local mesh refinement around the nozzle and impingement plate

شکل ۱- شبکه محاسباتی مورد استفاده در شبیه سازی و نواحی ریزسازی شده اطراف نازل و صفحه برخورد

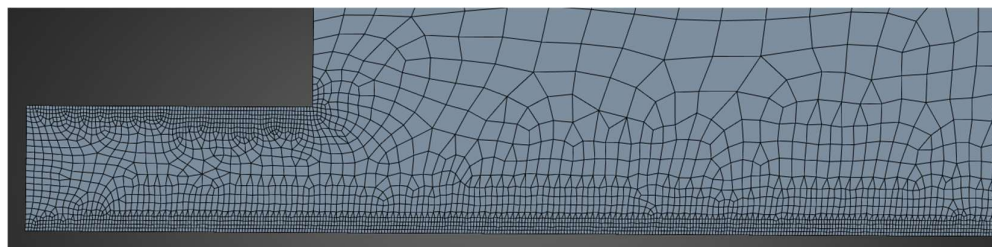


Figure 2- Enlarged view of the computational mesh in the jet development and mixing region showing local mesh refinement

شکل ۲- نمای بزرگ نمایی شده شبکه محاسباتی در ناحیه توسعه و اختلاط جت و پالایش موضعی شبکه

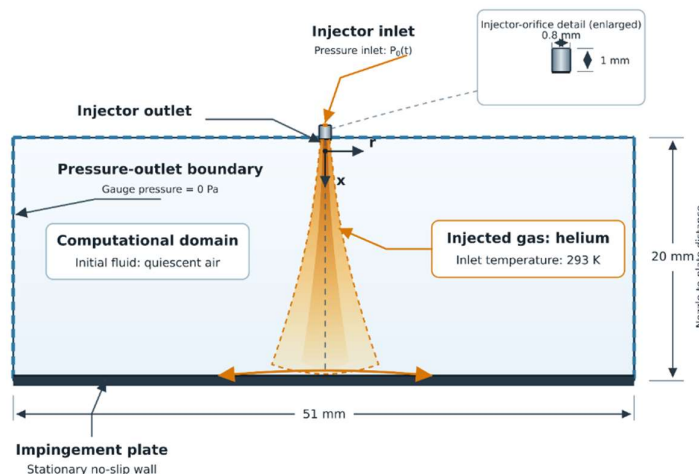


Figure 3- Schematic of the computational domain, injector-orifice geometry, principal dimensions, and boundary conditions applied in the simulation of the helium impinging jet

شکل ۳- نمای شماتیک دامنه محاسباتی، هندسه سوراخ افشانه، ابعاد اصلی و شرایط مرزی اعمال شده در شبیه سازی جت برخوردی

هلیوم

به منظور بررسی استقلال نتایج عددی از شبکه محاسباتی، سه شبکه با تراکم متفاوت شامل شبکه درشت با ۵۵۰۲۵ سلول، شبکه متوسط با ۱۰۸۹۲۶ سلول و شبکه ریز با ۲۱۲۹۵۰ سلول مورد بررسی قرار گرفت. در ارزیابی اولیه، بیشینه کسر جرمی هلیوم به عنوان کمیت مبنا برای بررسی حساسیت حل نسبت به شبکه در نظر گرفته شد. نتایج نشان داد که با افزایش تعداد سلول‌ها از ۱۰۸۹۲۶ به ۲۱۲۹۵۰، تغییر این کمیت به حدود ۱/۴۷ درصد محدود می‌شود؛ از این رو، شبکه متوسط با ۱۰۸۹۲۶ سلول با توجه به دقت مناسب و هزینه محاسباتی کمتر برای انجام شبیه‌سازی‌های اصلی انتخاب شد.

به منظور ارزیابی جامع‌تر استقلال حل از شبکه و بررسی حساسیت سایر ویژگی‌های جریان به گسسته‌سازی مکانی، علاوه بر بیشینه کسر جرمی هلیوم، دو کمیت دیگر شامل نیم‌عرض در نصف بیشینه و بیشینه سرعت نیز برای هر سه شبکه بررسی شد. تمامی کمیت‌ها تحت شرایط عددی یکسان و در موقعیت مکانی و زمان فیزیکی یکسان استخراج شدند. نتایج این بررسی در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- مشخصات شبکه‌های محاسباتی و نتایج آزمون استقلال از شبکه

Table 1- Computational grid specifications and results of the grid independence study

Grid	Number of Cells	Maximum He Mass Fraction	HWHM (mm)	Maximum Velocity (m/s)
Coarse	55,025	0.146	2.490	145.588
Medium	108,926	0.138	2.509	147.582
Fine	212,950	0.136	2.512	147.704
Relative Difference (Medium-Fine) (%)	—	1.47	0.12	0.083

مطابق جدول ۱، با افزایش تراکم شبکه، تغییرات هر سه کمیت مورد بررسی کاهش یافته و نتایج شبکه‌های متوسط و ریز به مقادیر بسیار نزدیکی رسیده‌اند. بیشینه کسر جرمی هلیوم در شبکه‌های درشت، متوسط و ریز به ترتیب برابر ۰/۱۳۸، ۰/۱۳۶ و ۰/۱۳۶ بوده و اختلاف بین دو شبکه متوسط و ریز حدود ۱/۴۷ درصد است. مقدار نیم‌عرض در نصف بیشینه نیز به ترتیب برابر ۲/۴۹۰، ۲/۵۰۹ و ۲/۵۱۲ میلی‌متر به دست آمد که اختلاف دو شبکه متوسط و ریز در این کمیت حدود ۰/۱۲ درصد است. همچنین بیشینه سرعت از ۱۴۵/۵۸۸ متر بر ثانیه در شبکه درشت به ۱۴۷/۵۸۲ متر بر ثانیه در شبکه متوسط و ۱۴۷/۷۰۴ متر بر ثانیه در شبکه ریز رسید؛ به طوری که اختلاف بین دو شبکه آخر تنها حدود ۰/۰۸۳ درصد بود. کاهش تغییرات پاسخ با افزایش تراکم شبکه نشان می‌دهد که شبکه متوسط قادر است ویژگی‌های اصلی میدان غلظت، گسترش عرضی جت و میدان سرعت را با حساسیت اندک نسبت به پالایش بیشتر شبکه بازنمایی کند.

برای ارزیابی کمی عدم قطعیت ناشی از گسسته‌سازی مکانی، شاخص همگرایی شبکه^۱ نیز با استفاده از نتایج سه شبکه و بر مبنای بیشینه کسر جرمی هلیوم محاسبه شد. مطابق جدول ۲، نسبت‌های پالایش شبکه ۲۲۱ و ۲۳۲ به ترتیب برابر ۱/۳۹۸ و ۱/۴۰۷ به دست آمدند. مرتبه مشاهده شده همگرایی برابر ۴/۰۳۵ و مقدار برون‌یابی شده بیشینه کسر جرمی هلیوم برابر ۰/۱۳۵۳ محاسبه شد. مقادیر شاخص همگرایی شبکه برای شبکه‌های ریز-متوسط و متوسط-درشت به ترتیب برابر ۰/۶۴ و ۲/۴۴ درصد به دست آمد. همچنین نسبت مجانبی برابر ۰/۹۸۶ و نزدیک به واحد محاسبه شد که بیانگر رفتار همگرایی نتایج با پالایش شبکه است.

¹ Grid Convergence Index (GCI)

جدول ۲- نتایج شاخص همگرایی شبکه بر اساس بیشینه کسر جرمی هلیوم

Table 2- Grid Convergence Index (GCI) results based on the maximum helium mass fraction

Parameter	Value
r21	1.398
r32	1.407
Observed order, p	4.035
Extrapolated value	0.1353
GCI21 (Fine-Medium) (%)	0.64
GCI32 (Medium-Coarse) (%)	2.44
Asymptotic ratio	0.986

نتایج حاصل از سه کمیت مستقل و همچنین تحلیل شاخص همگرایی شبکه نشان می‌دهد که افزایش تعداد سلول‌ها از شبکه متوسط به شبکه ریز تأثیر محدودی بر نتایج دارد. از این رو، انتخاب شبکه متوسط با ۱۰۸۹۲۶ سلول برای شبیه‌سازی‌های اصلی ضمن حفظ دقت مناسب، از افزایش قابل توجه هزینه محاسباتی ناشی از استفاده از شبکه ریز جلوگیری می‌کند.

شرایط مرزی و تنظیمات حل

شرایط مرزی مدل عددی بر اساس شرایط آزمایشگاهی تعریف شد. در ورودی نازل، شرط فشار ورودی اعمال شد و به‌منظور بازنمایی رفتار گذرای آغاز تزریق، تغییرات زمانی فشار ورودی با استفاده از تابع تعریف‌شده توسط کاربر^۱ به نرم‌افزار معرفی شد. در خروجی دامنه، شرط فشار خروجی با فشار گیج صفر اعمال شد و به‌منظور جلوگیری از ایجاد جریان برگشتی غیرواقعی، گزینه جلوگیری از جریان برگشتی فعال شد. صفحه برخورد نیز به‌صورت دیواره ساکن با شرط عدم لغزش در نظر گرفته شد. در آغاز شبیه‌سازی، دامنه محاسباتی با هوا پر شده و کسر جرمی هلیوم در ورودی نازل برابر یک تعریف شد. شرایط مرزی مورد استفاده در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳- شرایط مرزی اعمال‌شده در شبیه‌سازی عددی

Table 3- Boundary conditions applied in the numerical simulation

Boundary / Region	Boundary Condition	Specification
Nozzle Inlet	Pressure Inlet	Time-dependent pressure profile (UDF)
Domain Outlet	Pressure Outlet	Gauge pressure = 0 Pa
Impingement Wall	No-slip Wall	Stationary wall
Injected Gas	Helium	Helium mass fraction = 1.0
Initial Domain	Air	Air mass fraction = 1.0

فشار ورودی به‌صورت نوسانی تعریف نشد، بلکه برای بازنمایی مرحله گذرای آغاز تزریق، فشار کل گیج ورودی از مقدار اولیه به‌صورت خطی افزایش یافته و پس از رسیدن به مقدار نهایی ثابت نگه داشته شد. فشار کاری برابر ۱۰۱۳۲۵ پاسکال در نظر گرفته شد. با توجه به نسبت فشار آزمایش ۵، فشار مطلق نهایی ورودی برابر ۵۰۶۶۲۵ پاسکال و در نتیجه فشار گیج متناظر برابر ۴۰۵۳۰۰ پاسکال تعیین شد. در تابع تعریف‌شده توسط کاربر، زمان جاری شبیه‌سازی با استفاده از CURRENT_TIME فراخوانی شده و فشار گیج نهایی برابر ۴۰۵۳۰۰ پاسکال و مدت زمان افزایش خطی فشار برابر ۰/۰۰۱ ثانیه تعریف شده است. مقدار فشار محاسبه‌شده در هر لحظه نیز به تمامی وجوه مرز ورودی اعمال می‌شود.

تابع زمانی فشار گیج ورودی به‌صورت رابطه (۱) تعریف شد:

$$P_g(t) = \begin{cases} 405300 \left(\frac{t}{0.001} \right), & 0 \leq t < 0.001 \text{ s} \\ 405300, & t \geq 0.001 \text{ s} \end{cases} \quad (1)$$

¹ UDF

بنابراین، فشار کل گیج ورودی از صفر در لحظه آغاز تزریق، طی ۱ میلی‌ثانیه به صورت خطی تا ۴۰۵۳۰۰ پاسکال افزایش یافته و پس از آن در مقدار نهایی ثابت باقی می‌ماند. پروفیل زمانی فشار ورودی در شکل ۴ نشان داده شده است.

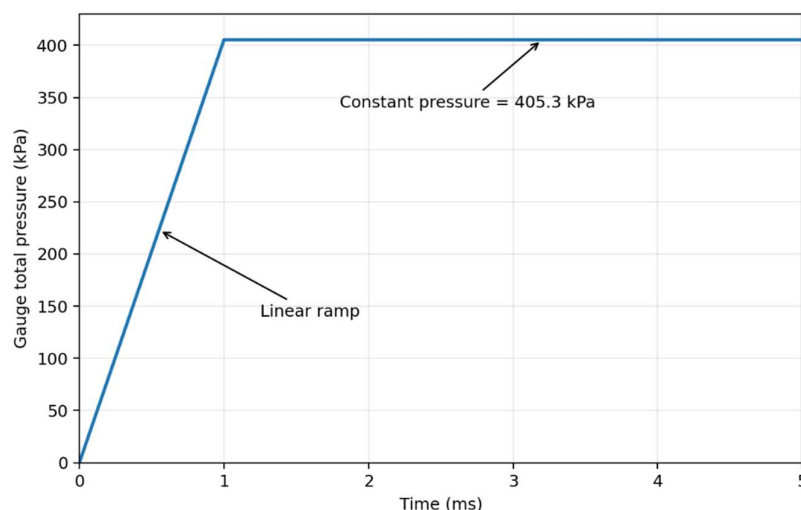


Figure 4- Time history of the inlet gauge total pressure imposed by the UDF

شکل ۴- پروفیل زمانی فشار کل گیج در مرز ورودی اعمال شده توسط کاربر

گام زمانی اصلی برابر 1×10^{-8} ثانیه در نظر گرفته شد و در هر گام زمانی حداکثر چهار تکرار داخلی برای حل معادلات انجام گرفت. تنظیمات اصلی حل عددی در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۴- تنظیمات اصلی حل عددی

Table 4- Main numerical simulation settings

Numerical Parameter	Value
Solver	Density-Based
Solution Type	Transient
Turbulence Model	SST $k-\omega$
Species Transport Model	Enabled
Working Fluids	Air-Helium
Pressure Ratio (PR)	5
Ambient Pressure	101325 Pa
Final Absolute Inlet Pressure	506625 Pa
Final Gauge Inlet Pressure	405300 Pa
Inlet Temperature	293 K
Helium Density	0.1625 kg/m ³
Air Density	1.225 kg/m ³
Mean Velocity Magnitude at Nozzle Exit	650.82 m/s
Maximum Velocity Magnitude at Nozzle Exit	798.26 m/s
Time Step Size	1×10^{-8}
Total Number of Time Steps	122,000
Maximum Iterations per Time Step	4
Data Saving Method	Autosave (Case & Data)

چگالی هلیوم و هوا در مدل عددی به ترتیب برابر ۰/۱۶۲۵ و ۱/۲۲۵ کیلوگرم بر مترمکعب تعریف شدند. از آنجا که شرط مرزی ورودی از نوع فشار ورودی است، سرعت جت به صورت مستقل به مرز ورودی تحمیل نشد و در جریان حل میدان جریان

تعیین شد. میانگین اندازه سرعت در مقطع خروجی نازل برابر $۶۵۰/۸۲$ متر بر ثانیه و بیشینه موضعی آن برابر $۷۹۸/۲۶$ متر بر ثانیه به دست آمد. با توجه به سرعت صوت بالاتر هلیوم در دمای ۲۹۳ کلوین، جریان در خروجی نازل در محدوده مادون صوت قرار دارد؛ باین حال، به دلیل سرعت بالا و نسبت فشار ۵ ، اثرات تراکم پذیری در ناحیه نزدیک نازل قابل توجه است. به منظور اطمینان از عدم وابستگی نتایج به اندازه گام زمانی، مطالعه حساسیت زمانی با استفاده از سه گام زمانی $۱۰^{-۸}$ ، ۲×۱۰^{-۸} و ۵×۱۰^{-۹} ثانیه انجام شد. در هر سه حالت، شبکه محاسباتی، شرایط مرزی، مدل های فیزیکی و سایر تنظیمات عددی ثابت نگه داشته شدند و نتایج در زمان فیزیکی یکسان مورد مقایسه قرار گرفتند. برای ارزیابی حساسیت زمانی، دو کمیت مرتبط با میدان اختلاط شامل بیشینه کسر جرمی هلیوم و نیم عرض در نصف بیشینه در مقطع ۱۹ میلی متر استخراج شدند. نتایج در جدول ۵ ارائه شده است.

جدول ۵- نتایج مطالعه استقلال حل از گام زمانی

Table 5- Results of the time-step independence study

Time Step (s)	Maximum He Mass Fraction	HWHM at $x = 19$ mm (mm)
2×10^{-8}	0.138838	2.553
1×10^{-8}	0.138021	2.509
5×10^{-9}	0.137890	2.502

مطابق نتایج جدول ۵، کاهش گام زمانی از ۲×۱۰^{-۸} به ۱×۱۰^{-۸} ثانیه موجب تغییر قابل مشاهده در کمیت های مورد بررسی شد، در حالی که با کاهش بیشتر گام زمانی از ۱×۱۰^{-۸} به ۵×۱۰^{-۹} ثانیه، تغییرات پاسخ به مقدار بسیار محدودی رسید. اختلاف نسبی بیشینه کسر جرمی هلیوم بین دو گام زمانی اخیر حدود $۰/۱$ درصد و اختلاف نیم عرض در نصف بیشینه حدود $۰/۲۸$ درصد به دست آمد. این کاهش محسوس در حساسیت پاسخ با کوچک تر شدن گام زمانی نشان می دهد که نتایج در محدوده گام زمانی ۱×۱۰^{-۸} ثانیه به استقلال زمانی مناسبی رسیده اند.

بر این اساس، گام زمانی ۱×۱۰^{-۸} ثانیه برای شبیه سازی های اصلی انتخاب شد. این مقدار ضمن ایجاد تفکیک زمانی کافی برای بازنمایی فرآیند گذرای توسعه جت، اختلاط و برخورد با دیواره، نتایجی بسیار نزدیک به گام زمانی کوچک تر ارائه می کند و در عین حال از افزایش قابل توجه هزینه محاسباتی ناشی از نصف کردن گام زمانی جلوگیری می کند.

سامانه آزمایش و تصویربرداری شلیرن

به منظور اعتبارسنجی نتایج شبیه سازی عددی، از تصاویر شلیرن با تفکیک زمانی حاصل از آزمایش های تجربی استفاده شد. داده های تجربی مورد استفاده در این پژوهش توسط یکی از نویسندگان مقاله در آزمایشگاه جریان های گردابه ای دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه موناخ استرالیا و در قالب فعالیت پژوهشی ایشان ثبت شده است. این آزمایشگاه با بهره گیری از تجهیزات تخصصی تصویربرداری شلیرن و سامانه های اندازه گیری پرسرعت، امکان مطالعه دقیق رفتار گذرای جت های گازی و جریان های با گرادین چگالی را فراهم می کند.

سامانه تصویربرداری مورد استفاده بر پایه آرایش شلیرن نوع Z طراحی شده بود و از یک منبع نور، دو آینه سهموی، لبه چاقویی، عدسی تصویربرداری و یک دوربین پرسرعت تشکیل می شد. این آرایش امکان آشکارسازی تغییرات گرادین چگالی ناشی از اختلاط جت هلیوم با هوای محیط را با دقت زمانی مناسب فراهم می کرد. تصویر شماتیک سامانه تصویربرداری شلیرن در شکل ۵ و تصاویر واقعی تجهیزات مورد استفاده در شکل ۶ و ۷ ارائه شده است.

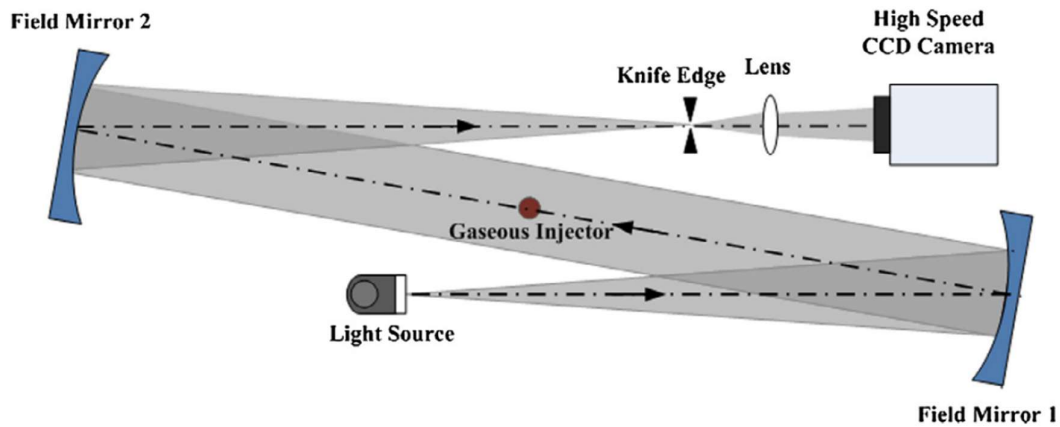


Figure 5- Schematic illustration of the Schlieren experimental setup used to investigate the transient helium impinging jet
 شکل ۵- نمای شماتیک سامانه آزمایش شلیرن مورد استفاده برای بررسی جت برخوردی هلیوم

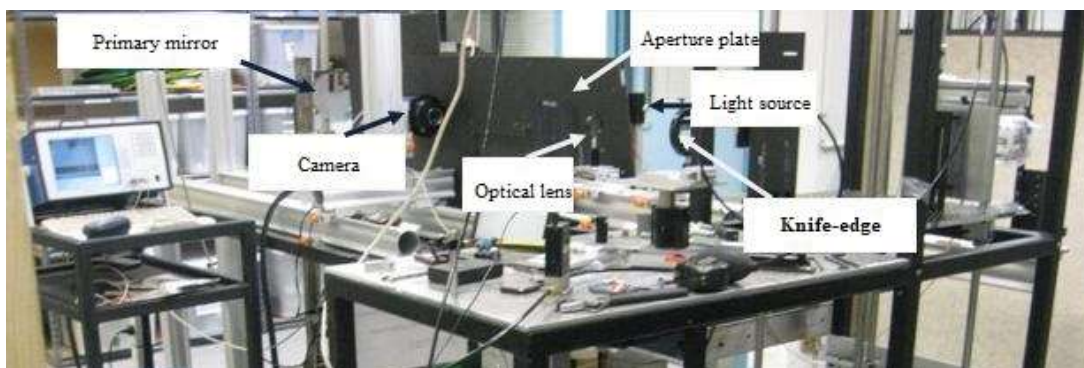


Figure 6- Actual image of the Schlieren experimental setup used to investigate the helium impinging jet
 شکل ۶- تصویر واقعی سامانه آزمایش شلیرن مورد استفاده برای بررسی جت برخوردی هلیوم

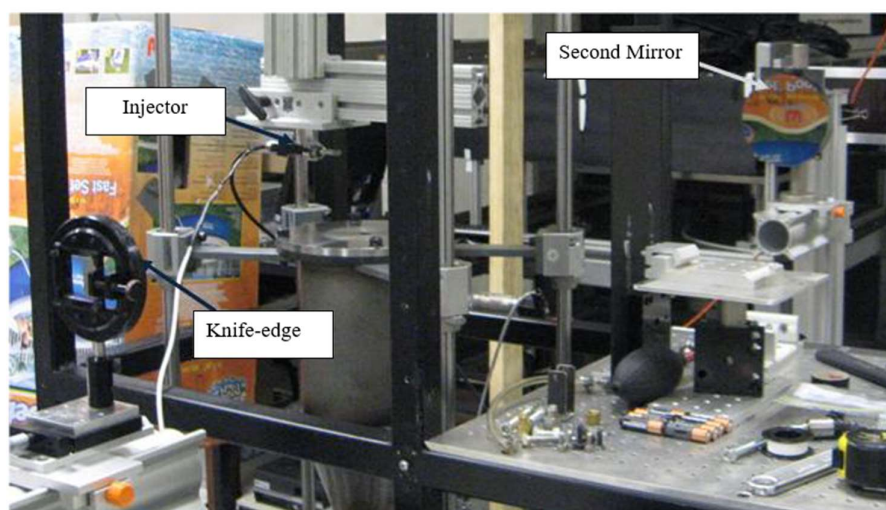


Figure 7- Actual image of the Schlieren experimental setup used to investigate the helium impinging jet (another part of the equipment)

شکل ۷- تصویر واقعی سامانه آزمایش شلیرن مورد استفاده برای بررسی جت برخوردی هلیوم (بخشی دیگر از تجهیزات)

در این پژوهش، تزریق گاز توسط یک افشانه تجاری تک‌سوراخ هیتاچی با قطر سوراخ 0.8 میلی‌متر و طول سوراخ 1 میلی‌متر انجام شد. گاز هلیوم با نسبت فشار 5 به داخل هوای ساکن در فشار محیط تزریق شد و مدت زمان هر تزریق 5 میلی‌ثانیه بود. برای ثبت رفتار گذرای جت از دوربین پرسرعت مدل Shimadzu Hyper Vision HPV-1 با نرخ تصویربرداری 5333 فریم بر ثانیه و تفکیک‌پذیری 512×318 پیکسل استفاده شد. در هر آزمون، 101 تصویر متوالی از لحظه آغاز تزریق تا توسعه کامل جت ثبت شد که امکان بررسی پیوسته مراحل تشکیل هسته اولیه، رشد لایه برشی، تشکیل ناحیه رکود و گسترش جریان دیواره‌ای را فراهم ساخت. تصاویر ثبت‌شده پس از ذخیره‌سازی، مبنای استخراج مشخصات هندسی جت شامل عمق نفوذ محوری، گسترش شعاعی و روند تکامل ناحیه اختلاط قرار گرفتند و در ادامه برای اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی عددی مورد استفاده قرار گرفتند.

به‌منظور افزایش قابلیت اطمینان داده‌های تجربی، شرایط تزریق، تنظیمات سامانه تصویربرداری و پارامترهای دوربین در تمامی آزمون‌ها ثابت نگه داشته شد. همچنین هم‌زمان‌سازی آغاز تزریق، دوربین پرسرعت و سامانه تصویربرداری از طریق سیگنال‌های تی‌ای ال انجام شد تا ثبت تصاویر دقیقاً از لحظه شروع تزریق آغاز شود. ثبت پیوسته 101 تصویر در هر آزمون، امکان مقایسه مستقیم تصاویر شلیرن و نتایج شبیه‌سازی عددی را در لحظات زمانی متناظر فراهم کرد و بدین ترتیب، روند زمانی توسعه جت، تشکیل ناحیه رکود و گسترش جریان دیواره‌ای به‌صورت کیفی و کمی مورد ارزیابی قرار گرفت. مشخصات اصلی شرایط آزمایش در جدول ۶ خلاصه شده است.

جدول ۶- مشخصات اصلی شرایط آزمایش و سامانه تصویربرداری شلیرن

Table 6- Main experimental conditions and Schlieren imaging system specifications

Parameter	Value
Working gas	Helium
Injector type	Commercial single-hole Hitachi injector
Nozzle diameter	0.8 mm
Nozzle length	1 mm
Nozzle-to-plate distance	20 mm
Pressure ratio (PR)	5
Ambient pressure	101325 Pa
Gas/ambient temperature	293 K
Injection duration	5 ms
Schlieren configuration	Z-type
High-speed camera	Shimadzu Hyper Vision HPV-1
Frame rate	5333 fps
Image resolution	512×318 pixels
Number of images per test	101
Image format	Bitmap

روش استخراج و مقایسه نتایج

به‌منظور ارزیابی عملکرد مدل عددی، نتایج شبیه‌سازی با تصاویر شلیرن آزمایشگاهی به‌صورت کیفی مقایسه شدند. از آنجا که تصاویر شلیرن گرادیان چگالی را نمایش می‌دهند، در بخش عددی از کانتور کسر جرمی هلیوم برای نمایش ساختار جت و فرآیند اختلاط استفاده شد. بنابراین، مبنای مقایسه، تطابق روند تکامل جریان، محل برخورد جت با دیواره و تشکیل جریان دیواره‌ای بود و انتظار انطباق کامل هندسی میان دو روش وجود نداشت [۱۸].

برای انجام این مقایسه، ابتدا توالی زمانی تصاویر شلیرن بررسی و مراحل اصلی توسعه جت شامل خروج اولیه از نازل، رشد جت پیش از برخورد، برخورد با دیواره و تشکیل جریان دیواره‌ای تعیین شد. سپس، نزدیک‌ترین نتایج عددی متناظر با این

مراحل استخراج و در کنار تصاویر شلیرن قرار گرفتند. همچنین، به منظور ایجاد شرایط یکسان برای مقایسه، تمامی کانتورهای عددی با محدوده ثابت کسر جرمی هلیوم، مقیاس یکسان و زاویه دید مشابه ارائه شدند تا اختلاف‌های مشاهده‌شده تنها ناشی از رفتار فیزیکی جریان باشد. علاوه بر مقایسه کیفی، به منظور ارزیابی کمی فرآیند اختلاط، پروفیل‌های عرضی کسر جرمی هلیوم در چند مقطع مختلف از مسیر توسعه جت استخراج شدند. از این پروفیل‌ها، بیشینه کسر جرمی هلیوم و نیمه‌عرض در نصف بیشینه^۱ به عنوان دو شاخص کمی برای بررسی کاهش هسته جت و گسترش ناحیه اختلاط محاسبه و در بخش نتایج مورد تحلیل قرار گرفتند [۱۹].

نتایج و بحث

تکامل زمانی جت برخوردی و تحول میدان جریان

به منظور بررسی رفتار گذرای جت برخوردی، تغییرات زمانی توزیع کسر جرمی هلیوم از لحظه آغاز تزریق تا تشکیل جریان دیواره‌ای مورد تحلیل قرار گرفت. توالی کانتورهای ارائه‌شده در شکل ۸ نشان می‌دهد که تحول میدان جریان را می‌توان در سه مرحله اصلی شامل تشکیل هسته اولیه جت، توسعه لایه برشی و ناحیه اختلاط، و در نهایت تشکیل ناحیه رکود و جریان دیواره‌ای توصیف کرد. در پژوهش حاضر، این مراحل به عنوان چارچوبی برای بررسی ارتباط میان تحول هسته جت، توسعه عرضی ناحیه اختلاط و بازتوزیع تکانه در فرآیند برخورد مورد استفاده قرار گرفته‌اند.

در مرحله ابتدایی، غلبه تکانه محوری موجب تشکیل هسته‌ای باریک با کسر جرمی زیاد هلیوم می‌شود. در این بازه، مرز جت نسبتاً مشخص بوده و پهنای ناحیه اختلاط محدود است؛ بنابراین، انتقال همرفتی در راستای محور جریان بر انتقال عرضی گونه غلبه دارد و هسته جت بخش قابل توجهی از غلظت اولیه خود را حفظ می‌کند. اختلاف خواص فیزیکی هلیوم و هوای محیط نیز موجب ایجاد گرادیان چگالی در مرز میان دو سیال می‌شود؛ ناحیه‌ای که در تصاویر شلیرن به صورت مرز قابل مشاهده جت آشکار می‌شود. با ادامه تزریق، اختلاف سرعت میان جت و هوای تقریباً ساکن اطراف موجب ایجاد گرادیان شدید سرعت در مرز جت و توسعه تدریجی لایه برشی می‌شود. در نتیجه، انتقال تکانه از هسته جت به سیال محیط افزایش یافته و ورود هوای اطراف به ناحیه جت، سطح تماس مؤثر میان دو سیال را گسترش می‌دهد. این فرآیند با کاهش تدریجی غلظت هلیوم در هسته و افزایش پهنای ناحیه اختلاط همراه است. رشد لایه برشی از نظر فیزیکی شرایط مستعدی برای توسعه ناپایداری‌های برشی فراهم می‌کند؛ با این حال، در پژوهش حاضر تشکیل گردابه‌های مجزای کلوین-هلمهولتز به صورت مستقیم از کانتورهای کسر جرمی مورد ادعا قرار نمی‌گیرد و ساختار دینامیکی لایه برشی بر اساس میدان سرعت، خطوط جریان و ورطه‌ها در بخش ۴-۴ به طور جداگانه بررسی می‌شود. با نزدیک شدن جت به صفحه برخورد، کاهش مؤلفه محوری سرعت و افزایش فشار موضعی در مقابل صفحه، شرایط تشکیل ناحیه رکود را فراهم می‌کند. محدود شدن ادامه حرکت در راستای محوری موجب بازتوزیع تکانه جریان در راستای عرضی شده و پس از برخورد، جریان در امتداد صفحه گسترش می‌یابد. در نتیجه، ساختار جریان از یک جت با تکانه غالب محوری به جریانی با سهم قابل توجه حرکت عرضی تغییر می‌کند و جریان دیواره‌ای شکل می‌گیرد. این تحول نشان می‌دهد که برخورد با صفحه علاوه بر تغییر مسیر جریان، توزیع تکانه و سازوکار توسعه ناحیه اختلاط را نیز تحت تأثیر قرار می‌دهد.

¹ Half-Width at Half Maximum (HWHM)

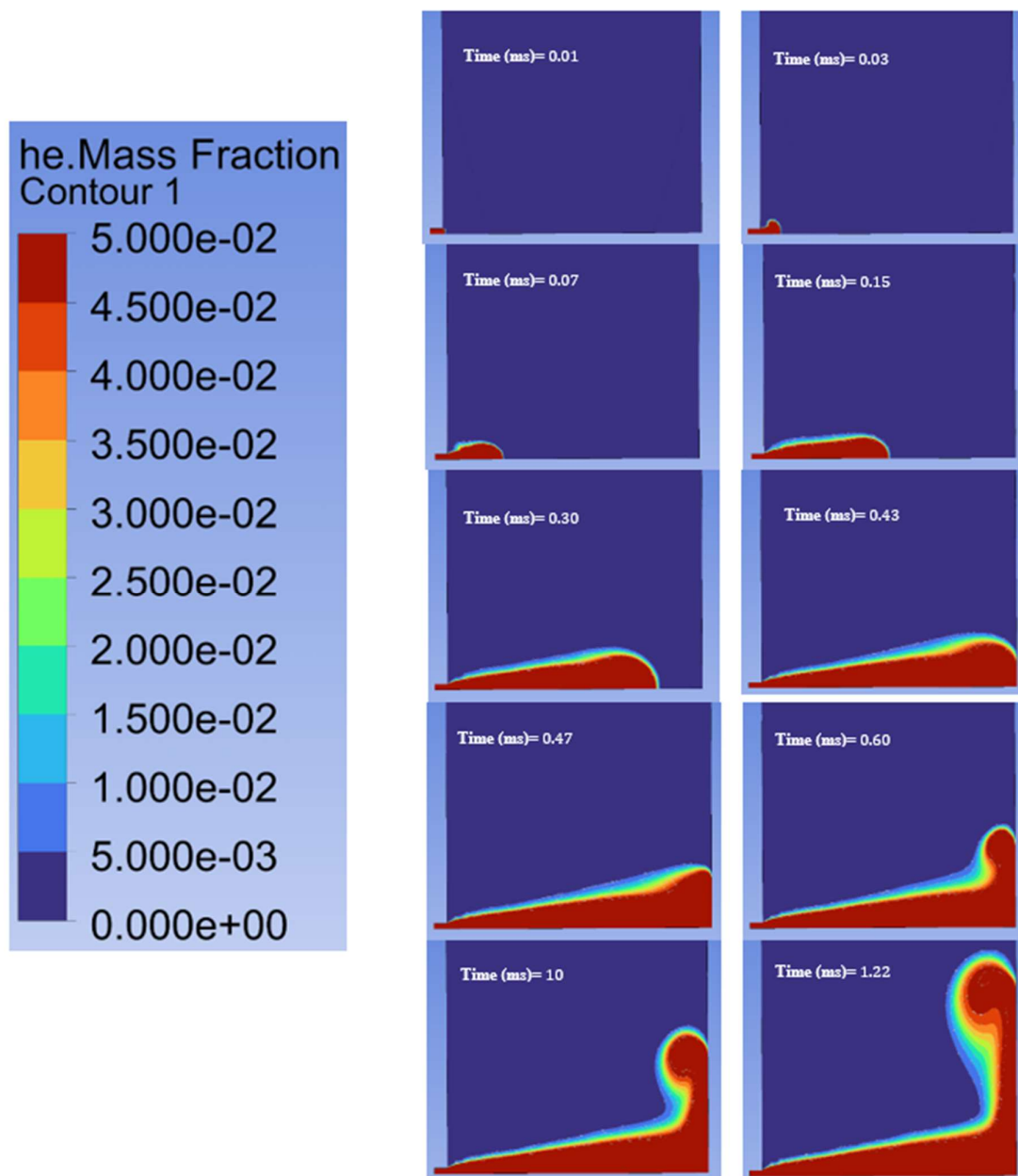


Figure 8- Temporal evolution (ms) of helium mass-fraction distribution and impinging jet development from nozzle exit to wall-jet formation.

شکل ۸- تغییرات زمانی (میلی ثانیه) توزیع کسر جرمی هلیوم و مراحل تکامل جت برخوردی از خروج از نازل تا تشکیل جریان دیواره‌ای

پس از برخورد، جریان دیواره‌ای میان سطح جامد و هوای محیط گسترش می‌یابد و گرادیان‌های سرعت در مرز بیرونی آن همچنان انتقال عرضی جرم و تکانه را تقویت می‌کنند. در این مرحله، توسعه اختلاط دیگر تنها با تضعیف هسته محوری قابل توصیف نیست و گسترش عرضی میدان گونه نیز اهمیت بیشتری پیدا می‌کند. از این‌رو، بررسی هم‌زمان کاهش غلظت هسته و توسعه عرضی جت برای توصیف تحول فرآیند اختلاط ضروری است.

بر این اساس، تحول زمانی جت نشان می‌دهد که فرآیند اختلاط حاصل برهم‌کنش پیوسته انتقال تکانه، توسعه لایه برشی، رقیق‌شدن هسته و گسترش عرضی میدان گونه است. این فرآیندها الزاماً با نرخ یکسانی پیش نمی‌روند؛ بنابراین، در بخش‌های بعد، تغییرات بیشینه کسر جرمی هلیوم، نیمه‌عرض در نصف بیشینه و نرخ مکانی تضعیف هسته به‌صورت کمی بررسی شده و سپس ارتباط آن‌ها با میدان سرعت، فشار و ورتیسیته تحلیل می‌شود.

روند توسعه جت و گسترش فرآیند اختلاط با سیال محیط در پژوهش حاضر با رفتار گزارش‌شده توسط آیدا و همکاران [۲۰] برای جت‌های گازی گذرای برخوردی سازگار است. همچنین، تشکیل ساختارهای گردابه‌ای و تغییر میدان جریان پس از برخورد با صفحه، با مشاهدات تجربی تومیتا و همکاران [۲۱] در بررسی جت گازی گذرای برخوردی با صفحه تخت همخوانی دارد.

تحلیل پروفیل‌های عرضی کسر جرمی هلیوم و توسعه ناحیه اختلاط

به‌منظور ارزیابی کمی فرآیند اختلاط، پروفیل‌های عرضی کسر جرمی هلیوم در فواصل ۵، ۸، ۱۱، ۱۵ و ۱۹ میلی‌متری از خروجی نازل استخراج شدند. این پروفیل‌ها بر حسب فاصله عرضی از محور تقارن جت، در راستای عمود بر محور اصلی جریان، استخراج شدند. در این تعریف، مقدار صفر بیانگر محور تقارن جت بوده و با افزایش فاصله عرضی، حرکت از مرکز جت به سمت هوای محیط صورت می‌گیرد و امکان بررسی هم‌زمان تغییرات غلظت هسته جت و توسعه عرضی ناحیه اختلاط را فراهم می‌کنند. مقادیر متناظر بیشینه کسر جرمی و نیمه‌عرض در نصف بیشینه در جدول ۷ و پروفیل‌های عرضی کسر جرمی هلیوم را که در مقاطع مختلف را نشان می‌دهد، در شکل ۹ ارائه شده‌اند. در این پژوهش، بیشینه کسر جرمی بیانگر بیشینه موضعی هر پروفیل عرضی است و نباید با بیشینه کل میدان جریان اشتباه گرفته شود.

نتایج نشان می‌دهد که با افزایش فاصله از نازل، بیشینه کسر جرمی هلیوم به‌صورت پیوسته کاهش می‌یابد؛ به‌طوری‌که این مقدار از ۰/۹۴۹ در فاصله ۵ میلی‌متری به‌ترتیب به ۰/۵۳۱، ۰/۳۱۰، ۰/۱۹۲ و ۰/۱۳۸ در فواصل ۸، ۱۱، ۱۵ و ۱۹ میلی‌متری می‌رسد. بنابراین، بیشینه کسر جرمی هلیوم در طول مسیر بررسی‌شده حدود ۸۵ درصد کاهش می‌یابد. باین‌حال، نرخ این کاهش در تمام مسیر یکنواخت نیست؛ بیشترین افت در فاصله ۵ تا ۸ میلی‌متری رخ می‌دهد، به‌گونه‌ای که تنها در این بازه ۳ میلی‌متری، بیشینه کسر جرمی حدود ۴۴ درصد کاهش می‌یابد، در حالی که در مقاطع پایین‌دست شیب کاهش غلظت به‌تدریج کمتر می‌شود. افت سریع غلظت هسته در ناحیه نزدیک نازل با وجود گرادیان شدید سرعت میان جت و هوای محیط و توسعه لایه برشی در مرز دو سیال سازگار است.

انتقال تکانه از هسته جت به سیال اطراف و ورود هوای محیط به ناحیه اختلاط موجب رقیق‌شدن سریع هسته در این ناحیه می‌شود. تحلیل مستقیم میدان سرعت، خطوط جریان و ورتیسیته و ارتباط آن‌ها با این فرآیند در بخش ۴-۴ ارائه خواهد شد. در کنار کاهش بیشینه کسر جرمی، تغییرات نیمه‌عرض در نصف بیشینه نشان می‌دهد که توسعه عرضی جت نیز به‌صورت پیوسته ادامه دارد. مقدار این شاخص از ۰/۴۶۹ میلی‌متر در فاصله ۵ میلی‌متری به‌ترتیب به ۰/۷۲۶، ۱/۱۳۵، ۱/۶۸۶ و ۲/۵۰۹ میلی‌متر در فواصل ۸، ۱۱، ۱۵ و ۱۹ میلی‌متری افزایش می‌یابد؛ بنابراین، پهنای مشخصه ناحیه اختلاط در طول مسیر بیش از پنج برابر رشد می‌کند. این افزایش نشان می‌دهد که فرآیند اختلاط تنها با کاهش غلظت هسته همراه نیست، بلکه انتقال عرضی گونه نیز به‌طور هم‌زمان ادامه یافته و موجب گسترش تدریجی ناحیه اختلاط می‌شود. مقایسه دو شاخص نشان می‌دهد که کاهش غلظت هسته و گسترش عرضی ناحیه اختلاط با نرخ یکسانی رخ نمی‌دهند. در حالی که بیشینه کسر جرمی در فاصله کوتاهی پس از خروج از نازل به‌شدت کاهش می‌یابد، و نیمه‌عرض در نصف بیشینه حتی در مقاطع پایین‌دست نیز روند افزایشی خود را حفظ

می‌کند. بنابراین، کاهش سریع غلظت مرکزی به‌تنهایی نمی‌تواند به معنای تکمیل فرآیند اختلاط باشد؛ زیرا پس از تضعیف قابل توجه هسته نیز انتقال عرضی گونه ادامه داشته و ناحیه اختلاط همچنان گسترش می‌یابد.

از دیدگاه فیزیکی، این تفاوت را می‌توان با تغییر تدریجی اهمیت نسبی سازوکارهای انتقال جرم و تکانه در امتداد مسیر جت تفسیر کرد. در ناحیه نزدیک نازل، اختلاف زیاد سرعت میان جت و هوای محیط موجب انتقال شدید تکانه و رقیق شدن سریع هسته می‌شود. با افزایش فاصله از نازل و کاهش تدریجی اختلاف سرعت، نرخ افت غلظت مرکزی کمتر می‌شود؛ باین‌حال، انتقال عرضی گونه در ناحیه برشی ادامه یافته و پهنای ناحیه اختلاط افزایش می‌یابد. در نتیجه، سهم نسبی تضعیف هسته و گسترش عرضی میدان گونه در مراحل مختلف توسعه جت یکسان نیست. بر این اساس، ارزیابی فرآیند اختلاط تنها بر پایه یک شاخص منفرد، مانند بیشینه کسر جرمی یا پهنای جت، نمی‌تواند توصیف کاملی از تحول میدان گونه ارائه دهد. نتایج نشان می‌دهد که بیشینه کسر جرمی هلیوم و نیمه‌عرض در نصف بیشینه دو شاخص مکمل هستند که به‌ترتیب تضعیف هسته و توسعه عرضی ناحیه اختلاط را توصیف می‌کنند. بررسی هم‌زمان این دو کمیت امکان تفکیک کمی دو جنبه متفاوت اما مرتبط فرآیند اختلاط را فراهم می‌کند.

روند کاهش بیشینه کسر جرمی هلیوم و افزایش تدریجی نیمه‌عرض در نصف بیشینه در پژوهش حاضر، از نظر روند کلی توسعه و اختلاط جت، با رفتار گزارش‌شده برای جت هلیوم در مطالعه وانگ و همکاران [۲۲] همخوانی دارد. در پژوهش حاضر، بررسی هم‌زمان این دو شاخص امکان تحلیل کمی ارتباط میان رقیق شدن هسته و توسعه عرضی ناحیه اختلاط را فراهم کرده است.

جدول ۷- تغییرات بیشینه کسر جرمی هلیوم و ضخامت نیمه‌بیشینه پروفیل در مقاطع مختلف

Table 7- Variations of the maximum helium mass fraction and the half-width at half maximum (HWHM) at different axial locations

Axial Distance from Nozzle (mm)	Maximum Helium Mass Fraction	Half-Width at Half Maximum (HWHM)
5	0.949	0.469
8	0.531	0.726
11	0.310	1.135
15	0.192	1.686
19	0.138	2.509

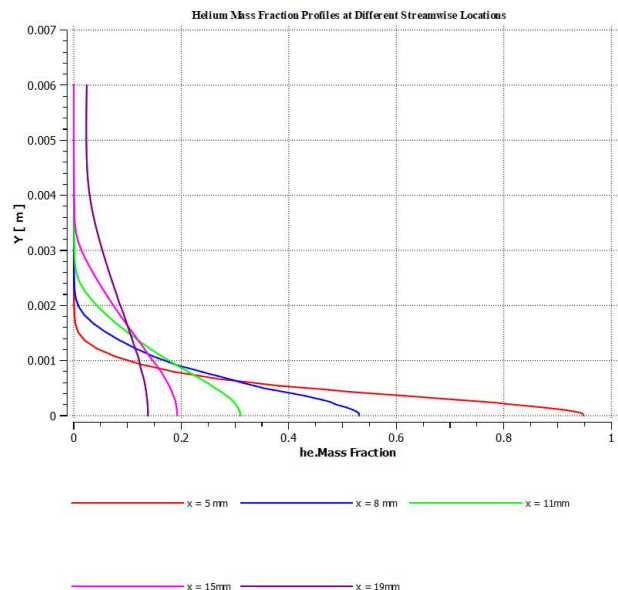


Figure 9- Transverse helium mass-fraction profiles at different axial locations downstream of the nozzle exit.

شکل ۹- پروفیل‌های عرضی کسر جرمی هلیوم در مقاطع مختلف از خروجی نازل

تحلیل نرخ مکانی تضعیف هسته جت

به منظور مشخص کردن نحوه تضعیف هسته جت در امتداد مسیر جریان، علاوه بر مقادیر بیشینه کسر جرمی هلیوم، نرخ مکانی تغییر این کمیت نیز در بازه‌های متوالی محاسبه شد. شکل ۱۰ کاهش غیرخطی بیشینه کسر جرمی هلیوم را در امتداد محور جت نشان می‌دهد. شیب زیاد منحنی در ناحیه نزدیک نازل و کاهش تدریجی آن در پایین دست بیانگر آن است که تضعیف هسته با نرخ ثابتی رخ نمی‌دهد و شدت رقیق شدن هسته در نواحی مختلف مسیر جریان متفاوت است. نرخ مکانی تضعیف هسته از نسبت کاهش بیشینه کسر جرمی به طول هر بازه محوری محاسبه شد. در فاصله ۵ تا ۸ میلی‌متری، بیشینه کسر جرمی از ۰/۹۴۹ به ۰/۵۳۱ کاهش یافت و نرخ متوسط افت آن برابر با ۰/۱۳۹ بر میلی‌متر به دست آمد. این مقدار در بازه ۸ تا ۱۱ میلی‌متری به ۰/۰۷۴ بر میلی‌متر، در بازه ۱۱ تا ۱۵ میلی‌متری به ۰/۰۳۰ بر میلی‌متر و در بازه ۱۵ تا ۱۹ میلی‌متری به ۰/۰۱۴ بر میلی‌متر کاهش یافت. بنابراین، نرخ مکانی تضعیف هسته از نخستین تا آخرین بازه تقریباً یک مرتبه بزرگی کاهش یافته است. روند تغییر این کمیت در شکل ۱۱ ارائه شده است. بیشترین نرخ تضعیف هسته در ناحیه نزدیک نازل مشاهده می‌شود؛ ناحیه‌ای که اختلاف سرعت میان جت و هوای تقریباً ساکن محیط و در نتیجه گرادیان سرعت در مرز دو سیال بیشترین مقدار را دارد. در چنین شرایطی، انتقال تکانه از هسته جت به سیال اطراف و ورود هوای محیط به ناحیه اختلاط با شدت بیشتری انجام می‌شود و در نتیجه بیشینه کسر جرمی با نرخ بالاتری کاهش می‌یابد. این رفتار با توسعه سریع لایه برشی در ناحیه نزدیک نازل سازگار است. ویژگی‌های دینامیکی این لایه برشی بر اساس میدان سرعت، خطوط جریان و توزیع ورتیسیت در بخش ۴-۴ بررسی می‌شوند. با حرکت به سمت پایین دست و انتقال تدریجی تکانه از هسته جت به سیال محیط، اختلاف سرعت مؤثر میان جت و محیط کاهش می‌یابد. در نتیجه، شدت گرادیان سرعت و نرخ موضعی رقیق شدن هسته نیز کاهش پیدا می‌کند. با وجود این، کاهش نرخ تضعیف هسته به معنای توقف فرآیند اختلاط نیست؛ زیرا نتایج بخش ۴-۲ نشان داد که نیمه عرض در نصف بیشینه در همین نواحی همچنان افزایش می‌یابد. بنابراین، حتی هنگامی که نرخ کاهش غلظت مرکزی کمتر شده است، انتقال عرضی گونه و گسترش ناحیه اختلاط ادامه دارد. مقایسه نرخ تضعیف هسته با تغییرات نیمه عرض در نصف بیشینه نشان می‌دهد که اهمیت نسبی دو فرآیند رقیق شدن هسته و گسترش عرضی ناحیه اختلاط در امتداد مسیر ثابت نیست. در ناحیه نزدیک نازل، افت سریع غلظت مرکزی سهم برجسته‌تری در تحول میدان گونه دارد؛ در حالی که در پایین دست، با کاهش تقریباً یک‌مرتبه‌ای نرخ تضعیف هسته، رشد عرضی ناحیه اختلاط همچنان ادامه می‌یابد. از این رو، استفاده از بیشینه کسر جرمی به تنهایی می‌تواند بخشی از تحول اختلاط در نواحی پایین دست را پنهان کند.

در مجموع، تحلیل نرخ مکانی نشان می‌دهد که تضعیف هسته جت فرآیندی به شدت غیرخطی است و بیشترین شدت آن در ناحیه نزدیک نازل رخ می‌دهد. ترکیب این شاخص با بیشینه کسر جرمی و نیمه عرض در نصف بیشینه امکان تفکیک سه جنبه مکمل از فرآیند اختلاط، شامل مقدار غلظت هسته، سرعت مکانی تضعیف آن و میزان توسعه عرضی میدان گونه را فراهم می‌کند. این تحلیل، مبنای کمی مناسبی برای ارتباط دادن تحول میدان گونه با تغییرات دینامیکی جریان ارائه می‌دهد که در بخش ۴-۴ بررسی می‌شود. روند غیرخطی کاهش بیشینه کسر جرمی و افت تدریجی نرخ تضعیف هسته با رفتار گزارش شده در مطالعات ماتار و همکاران [۲۰] و رخشا و همکاران [۲۱] درباره توسعه لایه برشی و اختلاط جت سازگار است. بررسی هم‌زمان این روند با تغییرات نیمه عرض در نصف بیشینه در پژوهش حاضر امکان تفکیک کمی تضعیف هسته از توسعه عرضی ناحیه اختلاط را فراهم می‌کند.

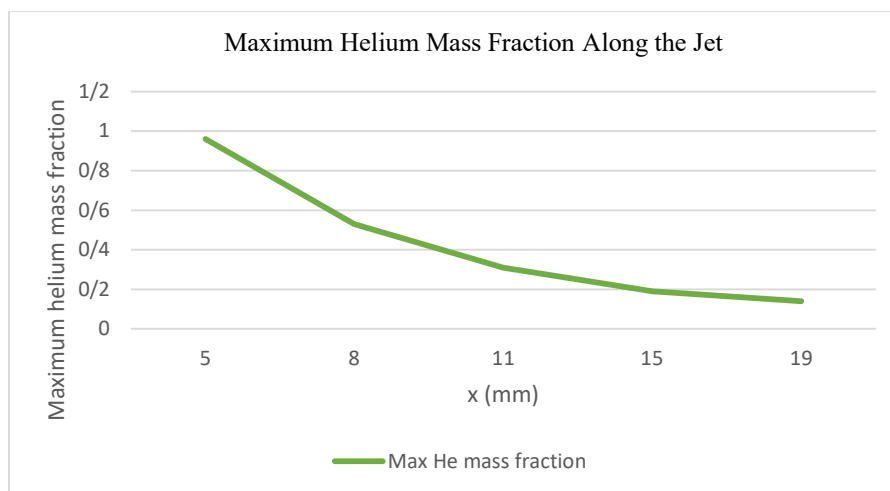


Figure 10- Variation of the maximum helium mass fraction and spatial decay rate of the jet core along the flow axis
 شکل ۱۰- تغییرات بیشینه کسر جرمی هلیوم و کاهش نرخ مکانی تضعیف هسته جت در امتداد محور جریان

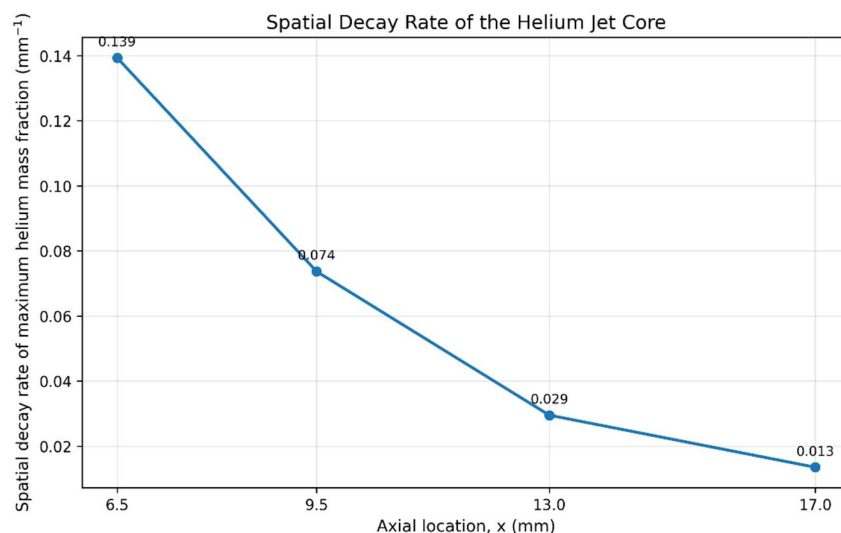
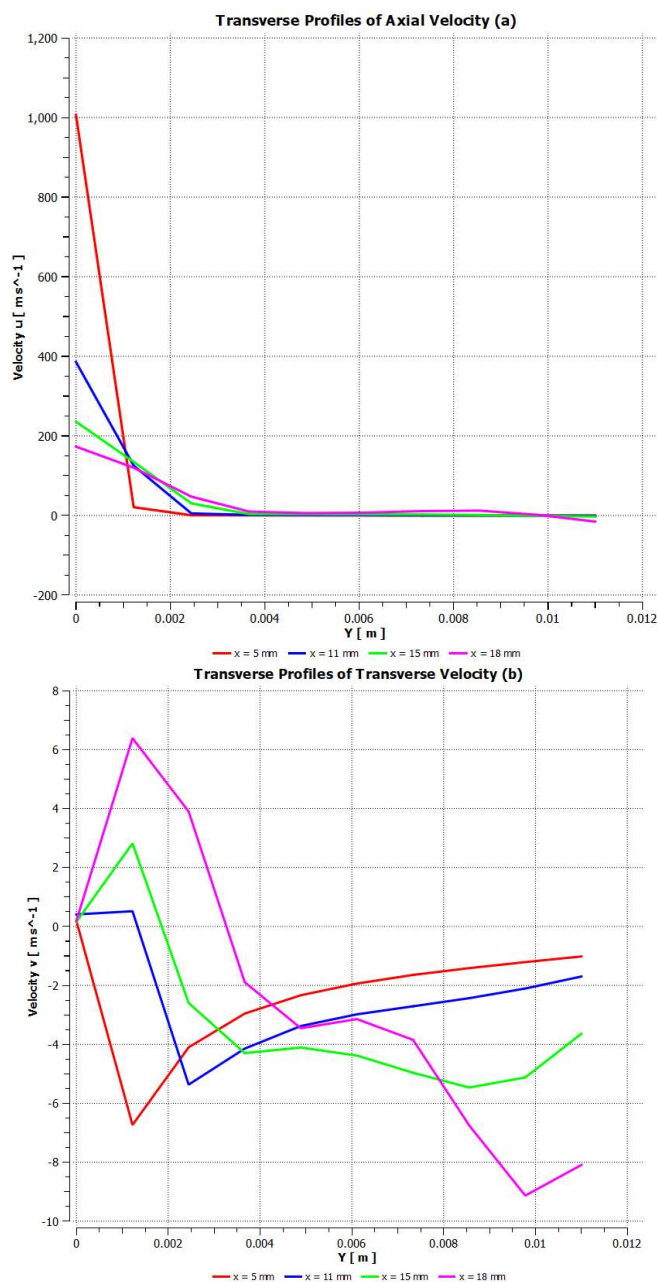


Figure 11- Variation of the spatial decay rate of the maximum helium mass fraction along the jet axis
 شکل ۱۱- تغییرات نرخ مکانی تضعیف بیشینه کسر جرمی هلیوم در امتداد محور جت

تحلیل میدان سرعت، ورتیسیتی و فشار در توسعه جت برخوردی

به منظور بررسی دقیق تر سازوکارهای دینامیکی مؤثر بر توسعه و اختلاط جت و همچنین تبیین تغییرات کسر جرمی ارائه شده در بخش های قبل، میدان سرعت، خطوط جریان و توزیع ورتیسیتی مورد بررسی قرار گرفت. علاوه بر این، پروفیل های مؤلفه محوری سرعت، مؤلفه عرضی سرعت و فشار در مقاطع ۵، ۱۱، ۱۵ و ۱۸ میلی متر از خروجی نازل استخراج شدند. انتخاب این مقاطع امکان بررسی تحول میدان جریان از ناحیه نزدیک نازل تا ناحیه مجاور صفحه برخورد را فراهم می کند. این موارد در شکل های ۱۲ الف تا ج قابل مشاهده است.

کانتور اندازه سرعت و خطوط جریان نشان می‌دهند که در ناحیه نزدیک خروجی نازل، جریان عمدتاً دارای تکانه محوری زیاد است و یک هسته پرسرعت و نسبتاً باریک تشکیل می‌شود. در مرز این هسته، اختلاف سرعت قابل توجه میان جت و هوای تقریباً ساکن محیط موجب ایجاد گرادیان شدید سرعت و تشکیل لایه برشی می‌شود. خم شدن خطوط جریان سیال محیط به سمت مرز جت نیز ورود هوای اطراف به ناحیه اختلاط را نشان می‌دهد. این رفتار با کاهش سریع بیشینه کسر جرمی هلیوم در ناحیه نزدیک نازل که در بخش‌های ۲-۴ و ۳-۴ مشاهده شد، سازگار است و نشان می‌دهد انتقال تکانه در لایه برشی نقش مهمی در رقیق شدن هسته جت دارد.



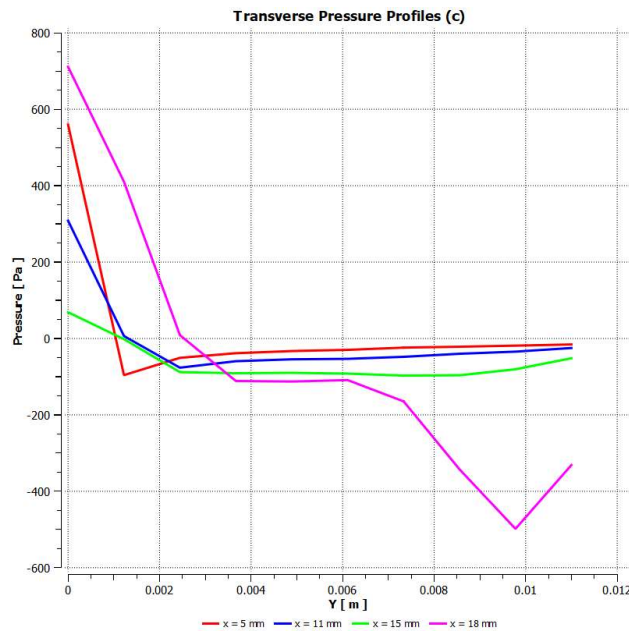


Figure 12- Transverse variations of flow dynamic quantities at different axial locations of the nozzle exit: (a) axial velocity component, (b) transverse velocity component, and (c) pressure

شکل ۱۲- تغییرات عرضی کمیت‌های دینامیکی جریان در مقاطع مختلف از خروجی نازل: الف) مؤلفه محوری سرعت، ب) مؤلفه عرضی سرعت و ج) فشار

برای بررسی مستقیم‌تر ساختار لایه برشی، مؤلفه خارج از صفحه ورتیسیته نیز استخراج شد (شکل ۱۳ الف و ب). توزیع این کمیت وجود ناحیه‌ای با ورتیسیته قابل توجه در امتداد مرز جت را تأیید می‌کند که با گرادیان شدید سرعت در لایه برشی سازگار است. با این حال، کانتورهای عددی کسر جرمی ساختارهای ناپایدار و موج‌دار مشاهده شده در مرز جت در تصاویر شلیرن را با همان وضوح بازتولید نمی‌کنند. از این رو، نتایج عددی حاضر وجود لایه برشی و ورتیسیته مرتبط با آن را تأیید می‌کنند، اما شناسایی مستقیم و قطعی گردابه‌های مجزای کلون-هلمهولتز از کانتورهای حاضر مورد ادعا قرار نمی‌گیرد. تفاوت مشاهده شده میان دو روش می‌تواند علاوه بر محدودیت تفکیک ساختارهای کوچک مقیاس در مدل عددی حاضر، به تفاوت ماهیت کمیت‌های مورد مشاهده نیز مرتبط باشد؛ تصاویر شلیرن نسبت به گرادیان چگالی حساس‌اند، در حالی که کانتورهای عددی ارائه شده توزیع موضعی کسر جرمی هلیوم را نمایش می‌دهند.

پروفیل‌های مؤلفه محوری سرعت نیز تحول قلیل توجه میدان تکانه را در طول مسیر جت نشان می‌دهند. در مقاطع نزدیک‌تر به نازل، پروفیل سرعت محوری دارای مقدار مرکزی زیاد و پهنای محدود است. با حرکت به سمت صفحه برخورد، مقدار سرعت محوری در ناحیه مرکزی کاهش یافته و پروفیل در راستای عرضی گسترش می‌یابد. این تغییر با انتقال تدریجی تکانه از هسته جت به سیال اطراف و افزایش پهنای ناحیه اختلاط سازگار است. در مقطع نزدیک صفحه برخورد، افت محسوس مؤلفه محوری نشان‌دهنده آغاز تأثیر ناحیه رکود و تغییر جهت جریان است.

رفتار مؤلفه عرضی سرعت این تفسیر را تکمیل می‌کند. در محور تقارن، مقدار این مؤلفه مطابق انتظار به صفر نزدیک است، در حالی که در خارج از هسته جت، جهت مؤلفه عرضی نشان‌دهنده حرکت سیال محیط به سمت ناحیه جت است. با نزدیک شدن به صفحه برخورد، مؤلفه عرضی در ناحیه داخلی جریان افزایش می‌یابد که بیانگر بازتوزیع تکانه از راستای محوری به راستای عرضی در آستانه برخورد است.

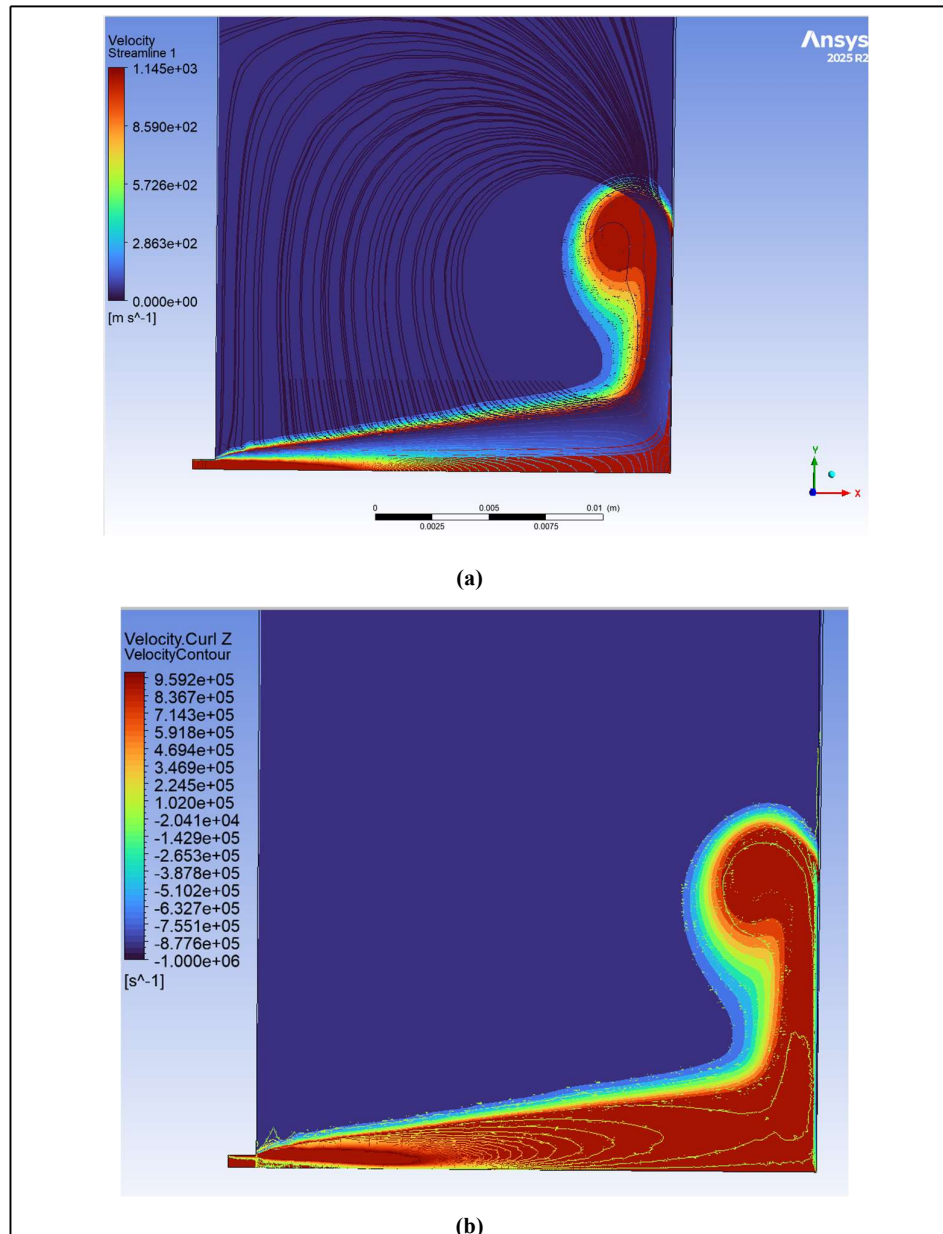


Figure 13- Velocity field and shear-layer structure of the impinging jet: (a) velocity-magnitude contour with streamlines, and (b) distribution of the out-of-plane vorticity component

شکل ۱۳- میدان سرعت و ساختار لایه برشی جت برخوردی: (الف) کانتور اندازه سرعت همراه با خطوط جریان، (ب) توزیع مؤلفه خارج از صفحه و رتیسیت

بنابراین، تغییرات همزمان مؤلفه‌های محوری و عرضی سرعت نشان می‌دهند که نزدیک صفحه، کاهش تکانه محوری با تقویت حرکت عرضی جریان همراه است و زمینه تشکیل جریان دیواره‌ای پس از برخورد را فراهم می‌کند. توزیع فشار نیز با این تحول میدان سرعت سازگار است. در مقطع نزدیک صفحه برخورد، افزایش فشار در ناحیه مرکزی همزمان با کاهش مؤلفه محوری سرعت مشاهده می‌شود که مشخصه نزدیک شدن جریان به ناحیه رکود است. در این ناحیه، کاهش سرعت محوری با بازیابی

فشار استاتیکی همراه بوده و گرادیان فشار ایجاد شده در مجاورت صفحه در تغییر جهت جریان و توسعه حرکت عرضی نقش دارد. در نتیجه، بررسی هم‌زمان میدان فشار و دو مؤلفه سرعت نشان می‌دهد که فرآیند برخورد شامل بازتوزیع پیوسته تکانه از راستای محوری به راستای عرضی و تشکیل ناحیه رکود پیش از توسعه جریان دیواره‌ای است.

در مجموع، نتایج میدان سرعت، خطوط جریان، ورتیسپته و فشار، تحلیل مبتنی بر کسر جرمی هلیوم را تکمیل می‌کنند. کاهش غلظت هسته و افزایش نیمه‌عرض در نصف بیشینه صرفاً تغییراتی در میدان گونه نیستند، بلکه با توسعه لایه برشی، ورود سیال محیط به ناحیه جت، انتقال تکانه و در نهایت بازتوزیع جهت جریان در مجاورت صفحه برخورد همراه‌اند. از این رو، بررسی هم‌زمان میدان گونه و کمیت‌های دینامیکی جریان، توصیف فیزیکی کامل‌تری از تحول گذرای جت برخوردی نسبت به اتکا به توزیع کسر جرمی به‌تنهایی فراهم می‌کند.

اعتبارسنجی مدل عددی با استفاده از تصاویر شلیرن

به‌منظور ارزیابی قابلیت مدل عددی در بازتولید رفتار واقعی جت برخوردی هلیوم، نتایج شبیه‌سازی با تصاویر شلیرن حاصل از آزمایش در چند لحظه زمانی متناظر از فرآیند تزریق مقایسه شد. در مرحله نخست، مقایسه کیفی ساختار جریان شامل مسیر توسعه جت، تشکیل ناحیه برخورد، تغییر جهت جریان پس از برخورد و گسترش جریان دیواره‌ای انجام گرفت. همان‌گونه که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود، نتایج عددی و تصاویر شلیرن از نظر شکل کلی، مسیر حرکت و روند زمانی تکامل جت تطابق مناسبی دارند. در هر دو روش، جت پس از خروج از نازل به‌صورت یک هسته باریک توسعه یافته، با نزدیک شدن به صفحه برخورد به‌تدریج گسترش پیدا کرده و پس از برخورد، موجب تشکیل جریان شعاعی در امتداد دیواره می‌شود. همچنین رشد لایه برشی و افزایش تدریجی ناحیه اختلاط در هر دو روش قابل مشاهده است. با توجه به تفاوت ماهیت داده‌های حاصل از دو روش، به‌طوری‌که تصاویر شلیرن بر اساس تغییرات گرادیان چگالی تشکیل می‌شوند و نتایج عددی توزیع کسر جرمی هلیوم را ارائه می‌کنند، هدف از مقایسه کیفی، تطابق مستقیم مقادیر میدان جریان نبوده، بلکه بررسی توانایی مدل در بازتولید ساختارهای اصلی جریان و روند تکامل زمانی جت بوده است. به‌منظور افزایش دقت اعتبارسنجی، علاوه بر مقایسه کیفی، دو پارامتر هندسی شامل طول نفوذ محوری جت پیش از برخورد و شعاع گسترش جریان پس از برخورد به‌صورت کمی استخراج و با نتایج شبیه‌سازی مقایسه شد.

برای استخراج پارامترهای هندسی از تصاویر شلیرن، تصاویر آزمایشگاهی پس از کالیبراسیون ابعادی بر اساس فاصله واقعی نازل تا صفحه برخورد (۲۰ میلی‌متر) مورد بررسی قرار گرفتند و موقعیت مرز قابل مشاهده جت در مراحل مختلف زمانی استخراج شد. در نتایج عددی نیز، به‌منظور تعریف مرز قابل مقایسه جت، کانتور کسر جرمی هلیوم با مقدار آستانه ثابت $Y_{He} = 0.05$ در نرم‌افزار CFD-Post استفاده شد و موقعیت این مرز برای زمان‌های متناظر تعیین شد. در مرحله نخست، طول نفوذ محوری جت قبل از برخورد با دیواره بررسی شد. برای این منظور سه لحظه زمانی شامل ۰/۲۵، ۰/۳۷۵ و ۰/۵ میلی‌ثانیه پس از شروع تزریق انتخاب شد که به‌ترتیب مراحل توسعه اولیه جت، نزدیک شدن به دیواره و لحظه برخورد را نشان می‌دهند. نتایج ارائه‌شده در جدول ۸ نشان می‌دهد که مدل عددی قادر است روند رشد جت و زمان رسیدن آن به صفحه برخورد را با دقت بالایی پیش‌بینی کند. بیشترین اختلاف بین نتایج عددی و تجربی در این بخش ۲/۷ درصد بوده است که نشان‌دهنده توانایی مناسب مدل تراکم‌پذیر گذرا در بازنمایی حرکت جت و انتقال تکانه در ناحیه پیش از برخورد است.

جدول ۸- مقایسه طول نفوذ محوری جت بین نتایج شلیرن و شبیه‌سازی عددی

Table 8- Comparison of the axial jet penetration length obtained from Schlieren visualization and numerical simulation

Time (ms)	Schlieren penetration length (mm)	CFD penetration length (mm)	Relative error (%)
0.250	9.15	8.90	2.7
0.375	17.16	17.02	0.8
0.500	20.10	20.00	0.5

علاوه بر بررسی نفوذ محوری، به‌منظور ارزیابی رفتار جت پس از برخورد با دیواره، توسعه شعاعی جریان دیواره‌ای نیز مورد تحلیل قرار گرفت. در این بخش، شعاع گسترش جریان از تصاویر شلیرن و نتایج عددی استخراج و در سه زمان پس از برخورد مقایسه شد. همان‌طور که در جدول ۹ مشاهده می‌شود، هر دو روش افزایش پیوسته شعاع جریان با گذشت زمان را نشان می‌دهند که بیانگر توانایی مدل عددی در بازتولید روند گسترش جریان پس از برخورد است. اختلاف مشاهده‌شده در این بخش نسبت به نفوذ محوری بیشتر است که علت آن به تفاوت معیار اندازه‌گیری در دو روش بازمی‌گردد؛ زیرا مرز جریان در تصاویر شلیرن بر اساس گرادیان چگالی آشکار می‌شود، در حالی که در شبیه‌سازی عددی مرز جت بر اساس مقدار آستانه مشخصی از کسر جرمی هلیوم تعریف شده است. با وجود این تفاوت، روند رشد شعاعی جریان در هر دو روش تطابق مناسبی دارد.

جدول ۹- مقایسه شعاع گسترش جریان پس از برخورد بین نتایج شلیرن و شبیه‌سازی عددی

Table 9- Comparison of the radial spreading radius of the wall jet after impingement obtained from Schlieren visualization and numerical simulation

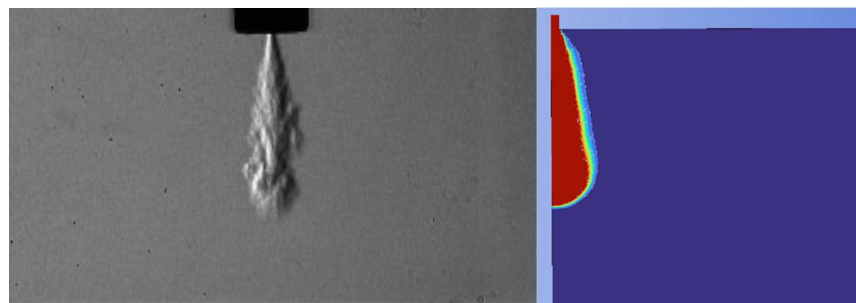
Time (ms)	Schlieren radial spreading radius (mm)	CFD radial spreading radius (mm)	Relative error (%)
0.875	11.73	10.30	12.2
1.000	13.22	12.02	9.1
1.125	15.05	13.47	10.5

به‌منظور تقویت اعتبارسنجی کمی مدل و ارزیابی توانایی آن در پیش‌بینی توسعه عرضی جت، علاوه بر طول نفوذ محوری و شعاع گسترش جریان پس از برخورد، عرض جت نیز در چند مقطع مشخص در امتداد مسیر جریان بررسی شد. برای این منظور، عرض جت در فواصل ۵، ۱۱، ۱۵ و ۱۸ میلی‌متری از خروجی نازل از تصاویر شلیرن پردازش‌شده استخراج و با نتایج عددی مقایسه شد. در شبیه‌سازی عددی، مرز جت بر اساس مقدار آستانه $Y_{He} = 0.05$ تعیین و عرض کامل جت از فاصله بین دو مرز متناظر محاسبه شد. نتایج ارائه‌شده در جدول ۱۰ نشان می‌دهد که هر دو روش افزایش پیوسته عرض جت با افزایش فاصله از نازل را پیش‌بینی می‌کنند. خطای نسبی در مقاطع ۵، ۱۱ و ۱۵ میلی‌متری به‌ترتیب ۹، ۷ و ۸ درصد به‌دست آمد که بیانگر تطابق مناسب توسعه عرضی جت در ناحیه پیش از برخورد است. در مقطع ۱۸ میلی‌متری، خطای نسبی به ۱۸ درصد افزایش یافت. افزایش اختلاف در این ناحیه را می‌توان به نزدیکی زیاد به صفحه برخورد، آغاز تأثیر میدان فشار ناحیه رکود بر توسعه عرضی جت و همچنین تفاوت ماهیت تعیین مرز در دو روش نسبت داد؛ زیرا مرز جت در تصاویر شلیرن بر اساس تغییرات گرادیان چگالی آشکار می‌شود، در حالی که در شبیه‌سازی عددی بر اساس مقدار مشخصی از کسر جرمی هلیوم تعریف شده است. با وجود افزایش اختلاف در نزدیکی صفحه، روند افزایش عرض جت در هر دو روش یکسان بوده و میانگین خطای نسبی چهار مقطع برابر با ۱۰/۵۰ درصد به‌دست آمد. این مقایسه، در کنار نتایج نفوذ محوری و گسترش شعاعی پس از برخورد، نشان می‌دهد که مدل عددی علاوه بر پیش‌بینی حرکت کلی جت، قادر به بازتولید قابل قبول روند توسعه عرضی آن نیز است.

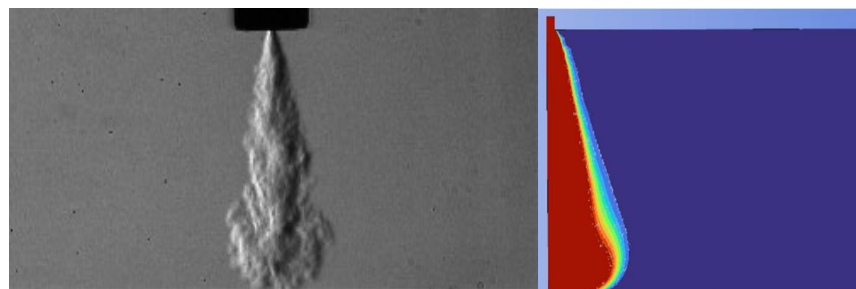
جدول ۱۰- مقایسه کمی عرض جت حاصل از نتایج تجربی و عددی در موقعیت‌های محوری منتخب

Table 10- Quantitative comparison of experimental and numerical jet width at selected axial locations

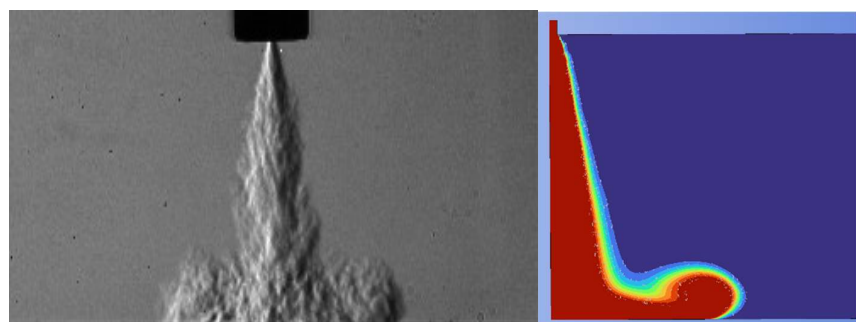
Axial Distance from Nozzle Exit (mm)	Experimental Jet Width (mm)	Numerical Jet Width (mm)	Relative Error (%)
5	3.669	3.339	9
11	5.067	4.712	7
15	7.513	6.912	8
18	10.658	8.740	18



الف) پیش از برخورد



ب) لحظه برخورد با دیواره



ج) مرحله اولیه تشکیل جریان دیواره‌ای

Figure 14- Qualitative comparison between Schlieren images and numerical results at selected stages of transient impinging jet development.

شکل ۱۴- مقایسه کیفی تصاویر شلیرن و نتایج عددی در مراحل منتخب توسعه جت برخوردی در سه حالت مختلف

در مجموع، نتایج اعتبارسنجی کیفی و کمی نشان داد که مدل عددی حاضر قادر است ویژگی‌های اصلی جریان جت برخوردی هلیوم را با دقت قابل قبول بازتولید کند. تطابق مناسب ساختار کلی جت در تصاویر شلیرن و نتایج شبیه‌سازی، همراه با مقایسه کمی طول نفوذ محوری، شعاع گسترش جریان پس از برخورد و عرض جت در مقاطع مختلف، بیانگر آن است که مدل عددی

روند تکامل زمانی جت، توسعه ناحیه اختلاط و رفتار جریان پس از برخورد را به خوبی پیش‌بینی می‌کند. لازم به ذکر است که هدف از اعتبارسنجی حاضر، مقایسه مستقیم میدان گرادیان چگالی حاصل از تصاویر شلیرن با میدان کسر جرمی هلیوم نبوده، بلکه مقایسه موقعیت هندسی مرز قابل مشاهده جت در تصاویر شلیرن با مرز متناظر استخراج‌شده از نتایج عددی مدنظر بوده است. در تصاویر شلیرن، مرز جت از تغییرات شدید گرادیان چگالی ناشی از اختلاط هلیوم و هوا قابل مشاهده است، در حالی که در شبیه‌سازی عددی، این مرز با استفاده از کانتور کسر جرمی هلیوم با مقدار آستانه ثابت $Y_{He} = 0.05$ تعریف شده است. از آنجا که در فرآیند اختلاط هلیوم و هوا، نواحی دارای تغییرات سریع کسر جرمی با نواحی دارای گرادیان شدید چگالی همبستگی مناسبی دارند، مقایسه موقعیت این مرزها امکان ارزیابی هندسی دقت مدل را فراهم می‌کند. اگرچه در نزدیکی صفحه برخورد اختلاف بیشتری بین نتایج تجربی و عددی مشاهده شد، اما این اختلاف را می‌توان به پیچیدگی بیشتر میدان جریان در ناحیه رکود، افزایش شدت اختلاط و تفاوت ذاتی معیار تعیین مرز جت در دو روش نسبت داد. با توجه به همخوانی مناسب روند تغییرات در تمامی شاخص‌های بررسی‌شده، می‌توان نتیجه گرفت که مدل عددی حاضر از دقت کافی برای تحلیل رفتار گذرای جت برخوردی هلیوم و بررسی اثر پارامترهای مختلف بر ویژگی‌های اختلاط و برخورد جریان برخوردار است.

نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، رفتار گذرا و فرآیند اختلاط جت هلیوم برخوردی خروجی از یک انژکتور تک‌سوراخه با استفاده از شبیه‌سازی عددی و تصاویر شلیرن بررسی شد. به منظور توصیف کمی تحول جت، علاوه بر مقایسه توسعه جت در نتایج تجربی و عددی، تغییرات بیشینه کسر جرمی هلیوم، نیمه‌عرض در نصف بیشینه، نرخ مکانی تضعیف هسته و کمیت‌های دینامیکی جریان مورد تحلیل قرار گرفت. مهم‌ترین نتایج پژوهش به شرح زیر است:

- ۱- تحول زمانی جت سه مرحله اصلی را نشان داد: تشکیل هسته اولیه، توسعه لایه برشی و ناحیه اختلاط، و در نهایت تشکیل ناحیه رکود و جریان دیواره‌ای. با حرکت جت به سمت صفحه برخورد، ساختار جریان به تدریج از یک جت با تکانه غالب محوری به جریانی با حرکت عرضی قابل توجه در مجاورت صفحه تبدیل شد.
- ۲- بیشینه کسر جرمی هلیوم در امتداد مسیر به شدت کاهش یافت. این مقدار از ۰/۹۴۹ در فاصله ۵ میلی‌متری از خروجی نازل به ۰/۱۳۸ در فاصله ۱۹ میلی‌متری رسید که نشان‌دهنده کاهش حدود ۸۵ درصدی غلظت هسته است. بیشترین کاهش در فاصله ۵ تا ۸ میلی‌متری رخ داد که در آن بیشینه کسر جرمی حدود ۴۴ درصد افت کرد.
- ۳- هم‌زمان با تضعیف هسته، توسعه عرضی ناحیه اختلاط به طور پیوسته ادامه یافت. مقدار نیمه‌عرض در نصف بیشینه از ۰/۴۶۹ میلی‌متر در فاصله ۵ میلی‌متری به ۲/۵۰۹ میلی‌متر در فاصله ۱۹ میلی‌متری افزایش یافت؛ بنابراین، پهنای مشخصه ناحیه اختلاط در طول مسیر مورد بررسی بیش از پنج برابر افزایش یافت.
- ۴- تضعیف هسته جت فرآیندی غیرخطی بود. نرخ مکانی کاهش بیشینه کسر جرمی از ۰/۱۳۹ بر میلی‌متر در بازه ۵ تا ۸ میلی‌متر به ۰/۰۱۴ بر میلی‌متر در بازه ۱۵ تا ۱۹ میلی‌متر کاهش یافت. در نتیجه، بیشترین شدت رقیق‌شدن هسته در ناحیه نزدیک خروجی نازل رخ می‌دهد، در حالی که در پایین‌دست، با وجود کاهش قابل توجه نرخ تضعیف هسته، گسترش عرضی ناحیه اختلاط همچنان ادامه دارد.
- ۵- بررسی میدان دینامیکی جریان، ارتباط میان تحول میدان گونه و انتقال تکانه را نشان داد. میدان سرعت، خطوط جریان و توزیع ورطه‌سسته وجود لایه برشی قوی در مرز جت و ورود سیال محیط به ناحیه اختلاط را نشان دادند. با

نزدیک شدن جت به صفحه برخورد، کاهش مؤلفه محوری سرعت با افزایش حرکت عرضی و بازیابی فشار در ناحیه مرکزی همراه شد که با تشکیل ناحیه رکود و بازتوزیع تکانه پیش از توسعه جریان دیواره‌ای سازگار است.

۶- مقایسه کمی عرض جت حاصل از تصاویر شلیرن و شبیه‌سازی عددی در چهار موقعیت محوری منتخب نشان داد که خطای نسبی در سه مقطع نخست در محدوده ۷ تا ۹ درصد قرار دارد و در مقطع نزدیک‌تر به صفحه برخورد به ۱۸ درصد افزایش می‌یابد. میانگین خطای نسبی در مجموع چهار مقطع برابر با ۱۰/۵ درصد به دست آمد. این نتایج میزان انطباق شبیه‌سازی عددی با توسعه عرضی جت مشاهده شده در تصاویر شلیرن را به صورت کمی نشان می‌دهد. با این حال، ساختارهای ناپایدار کوچک مقیاس مشاهده شده در مرز جت در تصاویر شلیرن، در کانتورهای عددی کسر جرمی با همان وضوح بازتولید نشدند.

۷- بررسی هم‌زمان بیشینه کسر جرمی، نیمه عرض در نصف بیشینه و نرخ تضعیف هسته نشان داد که رقیق شدن هسته و توسعه عرضی جت دو فرآیند مرتبط اما دارای نرخ تحول متفاوت هستند. از این رو، استفاده از یک شاخص منفرد برای توصیف فرآیند اختلاط کافی نیست و ترکیب شاخص‌های غلظتی و هندسی همراه با تحلیل میدان دینامیکی جریان، تصویر کامل‌تری از تحول جت برخوردی ارائه می‌دهد.

پژوهش حاضر در یک شرایط مشخص هندسی و عملیاتی، شامل یک نسبت فشار و یک فاصله نازل تا صفحه برخورد، انجام شده است؛ از این رو، نتایج حاضر برای تعیین مستقل اثر این پارامترها یا ارائه یک رابطه عمومی برای تمامی شرایط تزریق کافی نیست. همچنین، اگرچه مدل عددی توانست روند کلی توسعه جت، تضعیف هسته، گسترش عرضی و تحول میدان جریان را بازتولید کند، ساختارهای ناپایدار کوچک مقیاس مشاهده شده در تصاویر شلیرن با همان وضوح در نتایج عددی قابل تفکیک نبودند. بر این اساس، پیشنهاد می‌شود در مطالعات آینده اثر نسبت فشار، فاصله نازل تا صفحه و شرایط تزریق در یک مطالعه پارامتریک بررسی شود و از مدل‌سازی سه بعدی و روش‌های عددی با قابلیت تفکیک بالاتر ساختارهای ناپایدار جریان برای بررسی دقیق‌تر تحول لایه برشی استفاده شود. همچنین، توسعه روش‌های کمی پردازش تصاویر شلیرن می‌تواند امکان مقایسه دقیق‌تر ویژگی‌های موضعی میدان تجربی و عددی را فراهم کند.

تشکر و قدردانی

نویسندگان با کمال افتخار و سپاسگزاری، مراتب قدردانی خود را از جناب آقای دکتر دیمون هونری، استاد برجسته دانشکده مهندسی مکانیک دانشگاه موناخ استرالیا، ابراز می‌دارند. حضور و راهنمایی‌های علمی ارزشمند ایشان و هم‌فکری‌های بی‌دریغ اعضای محترم آزمایشگاه تحقیقاتی LTRAC، نقشی کلیدی و تعیین‌کننده در پیشبرد مراحل تجربی این پژوهش ایفا نمود.

منابع

- [1] H. Martin, "Heat and mass transfer between impinging gas jets and solid surfaces," *Advances in Heat Transfer*, vol. 13, pp. 1-60, 1977.
- [2] R. J. Goldstein, A. I. Behbahani, and K. K. Heppelmann, "Streamwise distribution of the recovery factor and the local heat transfer coefficient to an impinging circular air jet," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 29, no. 8, pp. 1227-1235, Aug. 1986.
- [3] R. Viskanta, "Heat transfer to impinging isothermal gas and flame jets," *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 6, no. 2, pp. 111-134, 1993.
- [4] B. Han and R. J. Goldstein, "Jet-impingement heat transfer in gas turbine systems," *Annals of the New York Academy of Sciences*, vol. 934, pp. 147-161, 2001.
- [5] N. R. Panchapakesan and J. L. Lumley, "Turbulence measurements in axisymmetric jets of air and helium. Part 2. Helium jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 246, pp. 225-247, 1993.

- [6] D. M. Kyle and K. R. Sreenivasan, "The instability and breakdown of a round variable-density jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 249, pp. 619–664, 1993.
- [7] B. Viggiano, T. Dib, N. Ali, L. G. Mastin, R. B. Cal, and S. A. Solovitz, "Turbulence, entrainment and low-order description of a transitional variable-density jet," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 836, pp. 1009–1049, 2018.
- [8] A. Hajialimohammadi, D. R. Honnery, A. Abdullah, and M. A. Mirsalim, "Time resolved characteristics of gaseous jet injected by a group-hole nozzle," *Fuel*, vol. 113, pp. 497–505, 2013.
- [9] A. Hajialimohammadi, D. Edgington-Mitchell, D. Honnery, N. Montazerin, A. Abdullah, and M. A. Mirsalim, "Ultra high speed investigation of gaseous jet injected by a single-hole injector and proposing of an analytical method for pressure loss prediction during transient injection," *Fuel*, vol. 184, pp. 100–109, 2016.
- [10] I. Erfan, A. Hajialimohammadi, I. Chitsaz, and M. Ziabasharhagh, "Influence of chamber pressure on CNG jet characteristics of a multi-hole high pressure injector," *Fuel*, vol. 197, pp. 186–193, 2017.
- [11] A. Nassiri Toosi, A. Heidary, and A. Hajialimohammadi, "Numerical study of a wall-impinging jet on a flat plate," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 49, no. 1, pp. 29–42, 2017. (in Persian).
- [12] G. Cecere, M. Andersson, S. S. Merola, and A. Irimescu, "Flow-field characterization of multiple low-density gas jets impinging on a wall at a short distance using PIV," *Fluids*, vol. 11, no. 4, Art. no. 103, 2026.
- [13] J. H. Ferziger, M. Perić, and R. L. Street, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, 4th ed., Springer, 2020.
- [14] H. K. Versteeg and W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, 2nd ed. Harlow, U.K.: Pearson Education, 2007.
- [15] F. R. Menter, "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605, 1994.
- [16] F. R. Menter, M. Kuntz, and R. Langtry, "Ten years of industrial experience with the SST turbulence model," in *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*, K. Hanjalić, Y. Nagano, and M. Tummers, Eds., Begell House, pp. 625–632, 2003.
- [17] N. Zuckerman and N. Lior, "Jet impingement heat transfer: Physics, correlations, and numerical modeling," *Advances in Heat Transfer*, vol. 39, pp. 565–631, 2006.
- [18] G. S. Settles, *Schlieren and Shadowgraph Techniques: Visualizing Phenomena in Transparent Media*. Berlin, Germany: Springer, 2001.
- [19] J. Vuorinen, H. Hillamo, M. Kaario, and M. Larini, "Large-eddy simulation of highly under-expanded transient gas jets," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, vol. 41, pp. 63–75, 2013.
- [20] N. Iida, K. Hirawo, and G. T. Sato, "Experimental study of transient gas jet impinging on a wall," *SAE Technical Paper 900479*, 1990.
- [21] E. Tomita, Y. Hamamoto, H. Tsutsumi, S. Takasaki, T. Watanabe, and S. Yoshiyama, "Visualization of ambient air motion and entrainment into a transient gas jet impinging on a flat wall," *SAE Technical Paper 952513*, 1995.
- [22] P. Wang, J. Fröhlich, V. Michelassi, and W. Rodi, "Large-eddy simulation of variable-density turbulent axisymmetric jets," *Int. J. Heat Fluid Flow*, vol. 29, no. 3, pp. 654–664, Jun. 2008.