ISSN 2008 - 918X

به کارگیری روش طیفی زمانی تطبیقی برای تحلیل جریان تراکم‌پذیر غیرلزج حول یک ایرفویل نوسان‌کننده پیچشی ۱

صمد قاسمی- سید مجید ملک جعفریان

طراحی بهینهی پروفیل قسمت واگرای یک نازل فرامنبسط با استفاده از هوش مصنوعی ۱۹

سید امین باقرزاده - سبحان امامی کوپائی - سید احمد رضا صالحی

مطالعه عددی بهبود عملکرد آیرودینامیکی ابزار برآافزا در ایرفویل دو المانی ۳۷

میثم ایزدی - سیدآرش سیدشمس طالقانی - رضا خاکی

پیش‌بینی و بهینه‌سازی مقدار سختی فولاد قالب در فرایند وایرکات مبتنی بر سیستم استنتاج فازی ۵۳

فرشاد ربیعی- مسعود صیدی - زهرا صیدی

شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ جریان خنک‌کاری لایه‌ای تک مجرا و مجموعه سوراخ خنک‌کاری ۷۱

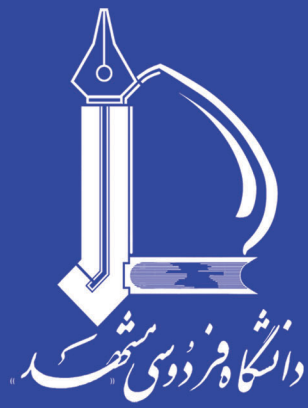
یاسر طاهری - مهران رجبی زرگرآبادی - مهدی جهرمی

کنترل ارتعاشات ناشی از گردابه در جریان حول استوانه دایروی با استفاده از میدان مغناطیسی محوری ۸۷

امیر اصلان مسافری- مصطفی اسماعیلی - امیرحسین ربیعی

سال ۳۵، شماره ۱

بهار ۱۴۰۲



نشریه علوم کاربردی و محاسباتی

در مکانیک

فصلنامه علمی

شماره پیاپی ۳۱

نشریه علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

ISSN: 2008-918X

سردبیر: دکتر مهران کدخدایان **مدیر مسئول:** دکتر حمید نیازمند

صاحب امتیاز: دانشگاه فردوسی مشهد

هیئت تحریریه:

دکتر اکبر آفاقی خطیبی	دانشیار، دانشگاه آر ام آی تی، استرالیا
دکتر کاظم ابهری	دانشیار، دانشگاه استرالیای جنوبی، استرالیا
دکتر علی اکبر اکبرزاده	استاد، دانشگاه آر ام آی تی، استرالیا
دکتر مسعود برومند	استاد، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، دانشکده مهندسی هوا فضا
دکتر حامد حداد خداپرست	دانشیار، دانشگاه سوانزی، انگلستان
دکتر سیدمحمدرضا خلیلی	استاد، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی مکانیک
دکتر احسان روحی	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر محمود شریعتی	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر ابراهیم شیرانی چهارسوقی	استاد، دانشگاه صنعتی اصفهان، دانشکده مهندسی مکانیک
دکتر مسعود طهانی	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر محمدرضا کاظم پور مفرد	استاد، دانشگاه کالیفرنیا، گروه بیومکانیک سلول مولکولی، آمریکا
دکتر مهران کدخدایان	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر حمید معین فرد	دانشیار، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر بهداد مقتدری	استاد، دانشگاه نیوکاسل، استرالیا
دکتر محمدرضا مه‌پیکر	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک
دکتر سیمین ناصری	استاد، دانشگاه کنسا مریتا، آمریکا
دکتر حمید نیازمند	استاد، دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه مکانیک

ویراستار: الهام دهقان

کارشناس نشریه: تکتم هوشمند **ویرایش و صفحه‌آرایی:** سیده عاطفه نوعی

نشانی: مشهد- دانشگاه فردوسی مشهد- دانشکده مهندسی- دفتر نشریه - صندوق پستی: ۱۱۱۱-۹۱۷۷۵

تلفن: ۳۸۸۰۶۰۲۴-۰۵۱ دورنگار: ۳۸۷۶۳۳۰۱-۰۵۱

پست‌الکترونیکی: **mechanic-ferdowsi@um.ac.ir** وب سایت: **http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir**

شماره نامه مجوز وزارت علوم، تحقیقات و فناوری: ۱۳۳۳۷۵ مورخ ۱۳۹۰/۷/۱۹

نمایه شده در پایگاه‌های معتبر: EBSCO, Magiran, SID, ISC

فهرست مطالب

به کارگیری روش طیفی زمانی تطبیقی برای تحلیل جریان تراکم‌پذیر غیرلزج حول یک ایرفویل نوسان‌کننده پیچشی	صمد قاسمی- سید مجید ملک جعفریان	۱
طراحی بهینه‌ی پروفیل قسمت واگرای یک نازل فرامنبسط با استفاده از هوش مصنوعی	سید امین باقرزاده - سبحان امامی کوپائی سید احمد رضا صالحی	۱۹
مطالعه عددی بهبود عملکرد آیرودینامیکی ابزار برآافزا در ایرفویل دو المانی	میثم ایزدی - سیدآرش سیدشمس طالقانی رضا خاکی	۳۷
پیش‌بینی و بهینه‌سازی مقدار سختی فولاد قالب در فرایند وایرکات مبتنی بر سیستم استنتاج فازی	فرشاد ربیعی- مسعود صیدی - زهرا صیدی	۵۳
شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ جریان خنک‌کاری لایه‌ای تک مجرا و مجموعه سوراخ خنک‌کاری	یاسر طاهری - مهران رجبی زرگرآبادی مهدی جهرمی	۷۱
کنترل ارتعاشات ناشی از گردابه در جریان حول استوانه دایروی با استفاده از میدان مغناطیسی محوری	امیر اصلان مسافری- مصطفی اسماعیلی امیرحسین ربیعی	۸۷

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics, 35, 1, 2023. (1-18)

Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Manufacturing Engineering of Iran

The Application of Adaptive Time Spectral Method for Analyzing Inviscid Compressible Flow around a Pitching Airfoil

Research Article

Samad Ghasemi[1], Seyed Majid Malek Jafarian[2]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.78842.1138

1. Introduction

Many problems involving fluid flow are periodic. When an object performs a time-dependent periodic movement in the flow field, the created pattern is a periodic temporal flow. Among these problems, we can refer to the flow in turbomachines and the flow around pitching airfoils. The conventional method of solving such problems is to integrate the governing equations and solve them step by step in time until a steady solution is obtained. To numerically solve the governing equations of time-dependent flows (despite the extreme rate of change), small time steps are required, which need powerful processors. In time-periodic flows, an acceptable solution of the governing equations can be achieved by using spectral methods, taking advantage of the property of periodicity, and using a typical processing system. The time spectral method is one type of spectral methods. The disadvantage of the time spectral method is that in the entire computing domain, the number of time intervals in a period is constant, unnecessarily increasing the amount of computer memory and processing time. By using the adaptive time spectral method, this weakness can be eliminated by the optimal distribution of time intervals in the computational domain - proportional to the unsteadiness rate of the flow. This study added the adaptive time spectral method to an inviscid flow solver. The results of this method were compared with the results of the standard (non-adaptive) time spectral method and experimental data. Moreover, two parameters of computer memory and processing time were investigated. The results were obtained for three cases (Case 1, Case 2, and Case 5) of the NACA0012 pitching airfoil. The results showed that while having an acceptable solution accuracy, the amount of computer memory is significantly reduced compared to the standard time-spectral method. The computer processing time for Case 2 and Case 5 for 4-time intervals decreased 21% and 24%, respectively. Moreover, for Case 1 for 4-, 8-, 10-, and 12-time intervals, it decreased 16%, 38%, 31%, and 29%, respectively.

2. Time spectral method

The time-spectral method combines the time derivative operator with spectral accuracy and spatial discretization using the finite difference, finite volume, or finite element method with algebraic accuracy that can be used for different geometry and flow fields. Since the flow variables are time-periodic, they can be expressed in terms of Fourier series at any spatial point.

Applying the adaptive technique to the time-spectral method

Convergence and computer memory can be improved if the number of frequency modes related to the solution Fourier series is considered proportional to the unsteadiness rate in each computational cell. The contribution of each mode in the solution depends on the value of the wave amplitude of that mode. By comparing the wave amplitude value with a reference value, the distribution of frequency modes (time intervals) can be optimally distributed in the computational domain.

3. Numerical Study

Geometric model

This research uses the symmetric NACA0012 airfoil to simulate the flow around a pitching airfoil. Table 1 shows the conditions used in this analysis in three cases, Case 1, Case 2, and Case 5 (assigned by the Agard Institution).

Table 1. Conditions applied to simulate the flow around a pitching airfoil

AGARD Case Number	M_∞	α_m	α_0	K_c
Case 1	0.6	2.89°	2.41°	0.0808
Case 2	0.6	3.16°	4.59°	0.0811
Case 5	0.755	0.016°	2.51°	0.0814

In Table 1, M_∞ is the Mach number of the free stream, α_m is the average angle of attack, α_0 is the maximum oscillation amplitude compared to the average value, and K_c is the dimensionless frequency. The angle of attack also changes as a sinusoidal relationship with respect to time.

*Manuscript received: September 18, 2022. Revised October 29, 2022, Accepted, November 26, 2022.

[1]. PhD Candidate, Mechanical Engineering Department, Birjand University, Birjand, Iran

[2]. Corresponding author. Associated Professor, Mechanical Engineering Department, Birjand University, Birjand, Iran.

Email: mmjafarian@birjand.ac.ir

Governing equations, boundary conditions, and grid generation

Euler equations were used to model the inviscid flow mathematically. Euler equations are discretized in the curvilinear coordinates by the finite volume method (central difference scheme). The artificial dissipation scheme is also used to prevent oscillation near the shock waves. To solve the system of equations, the explicitly modified Runge-Kutta method of five stages is used, and the Fortran programming language is also used for coding. The conditions of the free stream for the inlet boundary and the extrapolation of the values of the flow variables at the outlet boundary were used. Moreover, for velocity, the slip condition on the solid wall was applied. The density change rate in the direction perpendicular to the wall is equal to zero, and the pressure is also obtained from the normal momentum equation on the wall. A structured O-grid was used for the numerical analysis which is shown in Figure 1.

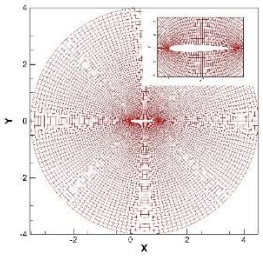


Figure 1. Computational grid around the airfoil

4. Results and discussion

Pressure coefficient distribution on the airfoil surface

The numerical results obtained by applying the adaptive time spectral method were compared with the experimental results for three cases (Case 1, Case 2, and Case 5), and a good agreement was observed, which indicates the accuracy of the adaptive time spectral method. Figure 2 shows the comparison of pressure coefficient distribution obtained from adaptive and non-adaptive time spectral methods with experimental results for Case 1 with 10-time intervals and an angle of attack of 5.18 degrees downward.

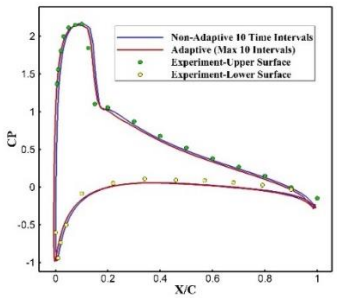


Figure 2. The comparison of the pressure coefficient on the airfoil surface obtained from adaptive and non-adaptive time spectral methods with experimental results in Case 1

Computer memory parameter

Comparing the amount of allocated memory in Case 2 and Case 5 with 4-time intervals showed that the computer memory in the adaptive time spectral method decreased 39% and 41%, respectively, compared to the non-adaptive time spectral method. Table 2 shows the percentage of computer memory decrease of the adaptive time spectral method compared to the non-adaptive time spectral method in Case 1. Figure 3 shows the distribution of time intervals for Case 1 with 10-time intervals. It is evident that the time intervals allocated in the region near the airfoil are more than the region far from the airfoil due to the impact of the body on the flow.

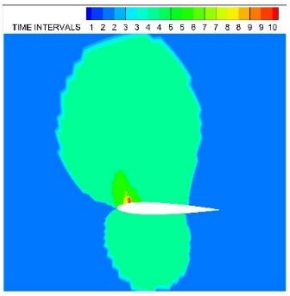


Figure 3. Contours of allocated time intervals in adaptive time spectral method for Case1 with 10-time intervals

Table 2. The percentage of computer memory decrease of the adaptive time spectral method compared to the non-adaptive time spectral method

4-time interval	8-time interval	10-time interval	12-time interval
%35	%72	%76	%81

CPU time parameter

The CPU time of the adaptive time spectral method decreases about 21% and 24%, respectively, compared to the non-adaptive time spectral method with 4-time intervals for Case 2 and Case 5. The CPU time also decreases for Case 1, according to Table 3.

Table 3. The CPU time reduction percentage of the adaptive time spectral method compared to the non-adaptive time spectral method

4-time interval	8-time interval	10-time interval	12-time interval
%16	%38	%31	%29

5. Conclusion

This study simulated the Euler equations around a NACA0012 pitching airfoil using the adaptive time-spectral method. Numerical results related to the pressure coefficient obtained from the adaptive and non-adaptive time spectral methods for the NACA0012 pitching airfoil were validated. The contours of the optimal distribution of time intervals showed that the time intervals allocated in the regions near the airfoil are more than the regions far from the airfoil due to the presence of shock waves and the impact of the body on the flow. Investigating the amount of computer memory and CPU time showed that the two parameters effectively decreased in the adaptive time-spectral method compared to the non-adaptive time-spectral method. The results of this research showed that it is possible to simulate the time-periodic flow using the adaptive time spectral method, with acceptable accuracy and by spending appropriate computer memory and processing time. Accordingly, using this method in the analysis of actual flows with excessive time change rates can be very beneficial while maintaining the accuracy of the solution, by reducing the amount of computer memory and CPU time.

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک، ۳۵، ۲، ۱۴۰۲. (۱۸-۱)

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

به کارگیری روش طیفی زمانی تطبیقی برای تحلیل جریان تراکم‌پذیر غیرلزج حول یک ایرفویل نوسان‌کننده پیچشی*

مقاله پژوهشی

صمد قاسمی [۱] سید مجید ملک جعفریان [۲]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.78842.1138

چکیده *برای یک مسئله متناوب زمانمند مانند جریان حول ایرفویل نوسان‌کننده پیچشی می‌توان از روش طیفی زمانی که یک روش طیفی بر مبنای سری فوریه یا سرعت همگرایی مناسب می‌باشد، بهره جست. عیب روش طیفی زمانی این است که در کل ناحیه محاسباتی تعداد فواصل زمانی در یک دوره تناوب ثابت بوده که این مسئله به نحو غیرضروری باعث بالا رفتن میزان حافظه کامپیوتری و زمان پردازش (متغیرهای وابسته) می‌شود. با استفاده از روش طیفی زمانی تطبیقی می‌توان با توزیع بهینه نقاط زمانی (متغیر مستقل) در ناحیه محاسباتی - به تناسب نرخ زمانمند بودن جریان - این ضعف روش طیفی زمانی را از بین برد. در تحقیق حاضر روش طیفی زمانی تطبیقی به یک حلگر جریان غیرلزج اضافه گردید. نتایج حاصل از این روش با نتایج روش طیفی زمانی استاندارد (غیرتطبیقی) و داده‌های تجربی مقایسه گردید. همچنین دو مؤلفه حافظه کامپیوتری و زمان پردازش مورد بررسی و مطالعه قرار گرفت. نتایج حاصله برای سه حالت Case1، Case2 و Case5 به ترتیب با اعداد ماخ 0.6، 0.6 و 0.755 ایرفویل نوسان‌کننده NACA0012 نشان داد که ضمن داشتن دقت قابل قبول حل، میزان حافظه کامپیوتری نسبت به روش طیفی زمانی استاندارد، به نحو قابل توجهی کاهش می‌یابد. زمان پردازش کامپیوتری نیز برای Case2 و Case5 برای ٤ فاصله زمانی به ترتیب به میزان ۲۱ و ۲٤ درصد و برای Case1 در چهار وضعیت ٤، ۸، ۱۰ و ۱۲ فاصله زمانی به ترتیب به اندازه ١٦، ۳۸، ۳۱ و ۲۹ درصد کاهش یافته است.*

واژه‌های کلیدی جریان متناوب زمانی، روش طیفی زمانی، روش طیفی زمانی تطبیقی، جریان تراکم‌پذیر غیرلزج، ایرفویل نوسان‌کننده.

Application of Adaptive Time Spectral Method to Analyze Inviscid Compressible Flow Around a Pitching Airfoil

Samad Ghasemi Seyyed Majid Malek Jafarian

Abstract *a pitching airfoil, the time-spectral method can be used, which is a Fourier series-based spectral method with a suitable convergence speed. The disadvantage of the time spectral method is that in the entire computational domain, the number of time intervals is constant, which unnecessarily increasing the amount of computer memory and CPU time (The dependent variables). By using the adaptive time spectral method, this weakness of the time spectral method can be eliminated by the optimal distribution of time intervals (independent variable) in the computational domain (proportional to the flow gradient). In the present research, the adaptive time spectral method was added to an inviscid flow solver. The results of this method were compared with the results of the standard (non-adaptive) time spectral method and experimental data. Also, two components of computer memory and CPU time were studied. The results obtained for the three cases (Case1, Case2, and Case5) with Mach numbers 0.6, 0.6, and 0.755 respectively of the NACA0012 pitching airfoil showed that while having an acceptable solution accuracy, the amount of computer memory and CPU time is significantly reduced compared to the standard time spectral method. The CPU time for Case2 and Case5 for 4-time intervals has been reduced by 21 and 24 percent, respectively. And for Case1 for 4, 8, 1,0 and 12-time intervals, it has been reduced by 16, 38, ,31 and 29 percent respectively.*

Keywords Time Periodic Flow, Time Spectral Method, Adaptive Time Spectral Method, Inviscid Compressible Flow, Pitching Airfoil

تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۱/٦/۲۷ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۱/۹/۲۰ می‌باشد.

(۱) دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه بیرجند، بیرجند، ایران

(۲) نویسنده مسئول، دانشیار دانشکده مهندسی مکانیک، گروه تبدیل انرژی، دانشگاه بیرجند، بیرجند، ایران **Email:** mmjafarian@birjand.ac.ir

مقدمه

بسیاری از مسائل شامل جریان سیال، دارای ماهیت تناوبی می‌باشند. هنگامی که یک جسم، حرکت تناوبی را نسبت به زمان در میدان جریان انجام می‌دهد، الگوی ایجاد شده به صورت یک جریان متناوب زمانی می‌باشد. از این دست مسائل می‌توان به جریان حول روتورهای هلی‌کوپتر، جریان در توربوماشینها، جریان اطراف ایرفویل‌های نوسان‌کننده و تشکیل گردابه پشت اجسام نوک‌پهن اشاره کرد. جریان متناوب زمانی یکی از انواع جریانهای زمانمند می‌باشد. روش حل استاندارد این گونه مسائل، انتگرال‌گیری از معادلات حاکم و حل گام به گام در حوزه زمان تا حصول به حل پایدار می‌باشد. برای حل معادلات حاکم بر جریانهای زمانمند (با وجود نرخ تغییرات شدید) به صورت عددی نیاز به گامهای زمانی کوچک بوده که مستلزم استفاده از پردازنده‌های قوی می‌باشد. در جریان‌های متناوب زمانی می‌توان با بهره‌گیری از خاصیت تناوبی بودن و با استفاده از یک سیستم پردازش معمولی به حل قابل‌قبولی از معادلات حاکم دست یافت. به منظور استفاده از خاصیت تناوبی جریان، می‌توان جمله وابسته به زمان را در معادلات حاکم با استفاده از بسط سری فوریه گسسته نمود. با استفاده از این روش، معادلات حاکم زمانمند به مجموعه معادلات حالت دائم همبسته تبدیل شده به صورتی که مقدار حل نهایتاً به مقدار حل حالت دائم متناوب همگرا می‌شود. با این روش می‌توان بدون داشتن دوره گذار طولانی و با حل در چند دوره تناوب به جواب نهایی دست پیدا کرد. به روشهایی که با استفاده از خاصیت تناوبی مسائل متناوب زمانی به گسسته‌سازی جمله مشتق زمانی می‌پردازد اصطلاحاً روشهای طیفی گفته می‌شود. از جمله این روشها می‌توان به روشهای طیفی زمانی، توازن هارمونیک، روشهای حوزه فرکانس خطی و غیرخطی و روش فرکانس کاهش‌یافته اشاره کرد. روشهای طیفی اساساً در دو حوزه فرکانس و زمان دسته‌بندی می‌شوند.

هال و همکاران [1] روش توازن هارمونیک که یک روش طیفی غیرخطی در حوزه فرکانس می‌باشد را به منظور محاسبه راندمان در توربوماشینها ابداع نمودند. مورمان و فیلد [2] از روش فرکانس کاهش‌یافته در یک حلگر با شبکه کارتزین به منظور تحلیل جریان با وجود حرکت صلب استفاده نمودند. همان گونه که در بالا اشاره شد، از جمله روشهای طیفی برای حل مسائل متناوب، روش طیفی زمانی می‌باشد. روش طیفی زمانی که مبتنی بر تکرار معادلات گسسته شده در حوزه زمان می‌باشد در حوزه توربوماشینها، طراحی روتور و بال هلی‌کوپتر و آیروالاستیسیته مورد تحقیق و بررسی قرار گرفته است [3-5]. روشهای مختلفی جهت به دست آوردن روابط روش طیفی زمانی وجود داشته اما شاید ساده‌ترین آنها استفاده از روش توالی نقاط فوریه بر حسب زمان می‌باشد [4-8]. تلاشهایی را جهت تلفیق روشهای حل ضمنی و روش طیفی زمانی انجام دادند. لفل [9] با به کارگیری روش طیفی زمانی در یک حلگر با وجود حرکت نسبی به بررسی جریان حول ایرفویل نوسان‌کننده و روتور هلی‌کوپتر پرداخت. ژان و همکاران [10] یک روش طیفی زمانی مبتنی بر سری چبیشف (Chebyshev) را برای حل معادلات زمانمند عمومی شامل جریان‌های نوسانی و یا غیرنوسانی گسترش دادند. آنها این روش را به منظور به دست آوردن فرکانس تشکیل گردابه پشت یک استوانه ساکن به کار گرفتند. داید و ایکیچی [11] یک روش توزیع شبکه تطبیقی را برای حلگرهای جریان (که از روشهای طیفی زمانی و توازن هارمونیک استفاده می‌کردند) به کار گرفتند. پلانت و لاندری [12] روش طیفی زمانی را برای یک جریان گذرصوتی استفاده کردند. آنها بدین منظور جریان گذرصوتی حول ایرفویل OAT15A را مطالعه نموده و دریافتند که با استفاده از پنج مود فرکانسی می‌توان به نتایج با دقت قابل قبول دست یافت. هی [13] با استفاده از روش طیفی زمانی به بهینه‌سازی هندسی بال هواپیما جهت کمینه کردن نوسانهای با دامنه محدود (Limit Cycle Oscillation (LCO) پرداخت. همان گونه که قبلاً ذکر شد در روشهای طیفی می‌توان با استفاده از خاصیت تناوبی و بسط تابع حل (متغیر جریان) بر حسب سری فوریه (با مجموعه‌ای از جملات هارمونیک) به همگرایی معادلات جریان سرعت بخشید. روشهای طیفی به صورت کلی در دو حوزه فرکانس و زمان تحلیل می‌شوند. جملات هارمونیک (Harmonic) در حوزه فرکانس موسوم به مودهای فرکانسی بوده و رابطه بین مودهای فرکانسی در حوزه فرکانس و تعداد نقاط زمانی (در یک دوره تناوب) در حوزه زمان به صورت رابطه $N = 2K + 1$ می‌باشد که در این رابطه K تعداد مودهای فرکانسی در حوزه فرکانس و N تعداد نقاط زمانی در حوزه زمان می‌باشند. از آنجا که در یک جریان زمانمند، شدت

زمانمندی در نقاط مختلف حوزه حل متفاوت می‌باشد لذا می‌توان به جای در نظر گرفتن تعداد مودهای فرکانسی (نقاط زمانی) ثابت برای کلیه نقاط شبکه از تعداد مودهای فرکانسی (نقاط زمانی) متغیر متناسب با نرخ تغییرات زمانی جریان در آن نقطه شبکه استفاده نمود. به نظر می‌رسد که انجام این بهینه‌سازی باعث کاهش حافظه کامپیوتری و همچنین کاهش زمان محاسباتی شود، که این فرضیه در ادامه بررسی خواهد شد. روشهای طیفی که از این تکنیک استفاده می‌کنند به روشهای طیفی تطبیقی موسوم می‌باشند. میپل [14] از روش توازن هارمونیک تطبیقی (Adaptive Harmonic Balance) (با بهره‌گیری از توزیع بهینه مودهای فرکانسی در حوزه فرکانس) برای تحلیل جریان‌های متناوب یک بعدی غیرخطی زمانمند استفاده نمود. میپل و همکاران [15] از روش توازن هارمونیک تطبیقی به حل معادله اویلر پرداختند. مصاحبی و ناداراجاه [16] از روش حوزه فرکانس غیرخطی تطبیقی (Adaptive Non-Linear Frequency Domain) (با بهره‌گیری از توزیع بهینه مودهای فرکانسی در حوزه فرکانس) برای تحلیل جریانهای لزج استفاده نمودند.

تحلیل جریانهای متناوب زمانی با استفاده از روش طیفی زمانی نسبت به روش گام‌زنی زمانی (Time marching) (به علت درگیر کردن کلیه نقاط زمانی در یک دوره تناوب) باعث افزایش دقت و سرعت همگرایی حل می‌شود. عیب این روش، حافظه بالای کامپیوتری مورد استفاده می‌باشد. با استفاده از روش طیفی زمانی تطبیقی و بهینه‌سازی توزیع نقاط زمانی در میدان جریان، می‌توان ضمن حفظ دقت روش طیفی زمانی استاندارد (غیرتطبیقی)، میزان حافظه کامپیوتری و زمان پردازش را به نحو مؤثری بهبود بخشید. بدین ترتیب می‌توان عیب روش طیفی زمانی استاندارد را برطرف نمود. مرور کارهای تحقیقاتی انجام شده که در بالا آمد نشان داد که در روش طیفی زمانی، تا به حال تحقیقی در زمینه کاهش حافظه کامپیوتری و زمان حل انجام نشده، بر همین اساس روش طیفی زمانی تطبیقی معرفی شده و بهینه‌سازی توزیع نقاط زمانی انجام شده است. در کار حاضر با به کارگیری یک حلگر (Solver) جریان، ابتدا با گسسته‌سازی جمله مشتق زمانی با استفاده از روش طیفی زمانی استاندارد به تحلیل جریان متناوب زمانی پرداخته شده سپس با کمک روش طیفی زمانی تطبیقی و بهینه‌سازی توزیع نقاط زمانی ارتقا یافته است. حلگر مذکور، جریان قابل تراکم غیرلزج حول یک ایرفویل NACA0012 که دارای حرکت تناوبی می‌باشد را با دو روش طیفی زمانی استاندارد (غیرتطبیقی) و تطبیقی تحلیل می‌کند. جملات مشتق مکانی با استفاده از روش حجم محدود (طرح تفاضل مرکزی) گسسته‌سازی شده است. با توجه به اینکه مسئله متناوب زمانی می‌باشد، جمله مشتق زمانی به کمک بسط سری فوریه و روش توالی نقاط فوریه گسسته‌سازی شده است. شبکه به کار گرفته شده نیز یک شبکه O منطبق بر مرز با حرکت صلب همراه جسم می‌باشد. نتایج عددی کار حاضر با نتایج آزمایشگاهی مؤسسه آگارد (AGARD) [17] اعتبارسنجی شده است.

روش‌ها

روش طیفی زمانی. به صورت کلی روشهای طیفی یا شبه طیفی برای مسائل وابسته به زمان به کار می‌روند. روش طیفی زمانی، ترکیبی از عملگر مشتق‌گیری زمانی با دقت طیفی و گسسته‌سازی مکانی با استفاده از روش تفاضل محدود، حجم محدود یا المان محدود با دقت جبری بوده که می‌تواند برای هندسه و میدان جریان‌های مختلف به کار گرفته شود. مشتق زمانی در هر نقطه زمانی را می‌توان با تعریف عملگر مشتق‌گیری میان‌یاب فوریه (Fourier interpolation derivative operator) به صورت ماتریسی زیر نوشت [18]:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{dt}}\mathrm{u_N(X)} = \mathcal{D}_\mathrm{N}\mathrm{u_N(X)} \qquad (۱)$$

عناصر ماتریس $\mathcal{D}_\mathrm{N}$ به صورت زیر محاسبه می‌شوند:

$$\mathcal{D}_\mathrm{N} = \frac{2\pi}{\mathrm{T}}\sum_{\mathrm{j}=0}^{\mathrm{N}-1}\partial_{\mathrm{jn}}\mathrm{u^j} \qquad (۲)$$

∂_{jn} را می‌توان به ازای N های فرد به صورت زیر به دست آورد [19].

$$\partial_{\mathrm{jn}} = \begin{cases} \frac{1}{2}(-1)^{\mathrm{j-n}}\csc\left(\frac{\pi(\mathrm{j}-\mathrm{n})}{\mathrm{N}}\right), & \mathrm{j}\neq\mathrm{n} \\ 0, & \mathrm{j}=\mathrm{n} \end{cases} \qquad (۳)$$

اعمال تکنیک تطبیقی در روش طیفی زمانی (توزیع بهینه فواصل زمانی). در روش طیفی زمانی و در جریانهای با نرخ تغییرات زمانی شدید (مانند ناحیه تشکیل موج ضربه‌ای) برای دستیابی به حل با دقت بالا باید از تعداد مودهای فرکانسی (نقاط زمانی) زیادی بهره برد که این موضوع باعث بالا رفتن میزان حافظه کامپیوتری مورد استفاده می‌شود. حافظه مورد نیاز به صورت خطی متناسب با تعداد مودهای فرکانسی مورد استفاده می‌باشد [20]. استفاده از مودهای فرکانسی زیاد در روش طیفی زمانی همچنین باعث کاهش نرخ همگرایی می‌شود. اگر در هر سلول محاسباتی تعداد مودهای فرکانسی مربوط به سری فوریه حل، متناسب با نرخ تغییرات زمانی در نظر گرفته شود می‌توان همگرایی و حافظه را بهبود بخشید. بدین معنی که در نواحی با شدت زمانمندی بیشتر، از تعداد مودهای فرکانسی بیشتر و در نواحی با نرخ تغییرات زمانی کمتر از مودهای فرکانسی کمتری استفاده کرد.

سهم هر مود در پاسخ، به مقدار دامنه موج آن مود وابسته می‌باشد. مقدار دامنه مربوط به هر مود ($\tilde{u}_k$) را می‌توان مطابق رابطه زیر به یک شاخص به نام دامنه موج بی‌بعد شده (Normalized Wave Amplitude (NWA)) تبدیل نمود.

$$NWA_k = \frac{|\tilde{u}_k|}{\sum_{k=0}^{K}|\tilde{u}_k|} \qquad (٤)$$

که برای هر مود، مقدار دامنه موج طبق رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$|\tilde{u}_k| = \sqrt{\Re\{\tilde{u}_k\}^2 + \Im\{\tilde{u}_k\}^2} = \sqrt{\tilde{u}_k\tilde{u}_{-k}} = \sqrt{\tilde{u}_k\bar{\tilde{u}}_k} \qquad (٥)$$

بر مبنای یک قاعده کلی با افزایش تعداد مودها (Modes) مقدار بزرگترین دامنه موج کاهش می‌یابد؛ بنابراین می‌توان در هر سلول با مقایسه مقدار دامنه موج بی‌بعد شده با یک مقدار مرجع (Reference Normalized Wave Amplitude (RNWA)) به عنوان معیار، نسبت به تعیین تعداد مودهای سری فوریه مربوطه تصمیم‌گیری نمود. مقدار RNWA به نحوی در نظر گرفته می‌شود که کمترین مقدار بزرگترین دامنه موج را حفظ کند. فرایند افزایش تعداد مودهای سری فوریه به این صورت می‌باشد که ابتدا شرایط جریان آزاد به عنوان حل اولیه در نظر گرفته شده و به هر حجم کنترل در هر دوره تناوب یک مود فرکانسی (دو فاصله زمانی) تخصیص داده می‌شود. با تکرار معادلات گسسته شده و پیشروی حل، در صورتی که انرژی طیفی (Spectral Energy) (دامنه موج بی‌بعد شده) آخرین مود فرکانسی از مقدار انرژی طیفی مرجع (دامنه موج بی‌بعد شده مرجع) بزرگتر باشد، یک مود به حجم کنترل اضافه می‌شود. مقدار انرژی طیفی مرجع، معیار مشخصی نداشته و باید به نحوی تعیین شود که حداقل تعداد مودهای مورد نیاز هر سلول را حفظ کند. فرایند افزایش تعداد مودهای منتسب به هر حجم کنترل بعد از هر چندصد تکرار انجام می‌شود. جهت بهینه‌سازی توزیع مودهای فرکانسی (فواصل زمانی) در ناحیه محاسباتی، باید تعداد مودهای یک سلول را (که تعداد مود فرکانسی آن بیشتر از تعداد مورد نیاز می‌باشد) کاهش داد. در شروع فرایند تحلیل میدان جریان ممکن است که تعدادی از سلولهای محاسباتی به تعداد بیشتری مود نیاز داشته اما با پیشروی حل و پایدارتر شدن جریان، تعداد مودهای لازم برای دستیابی به همگرایی کاهش می‌یابد. الگوریتم بهینه‌سازی مودهای فرکانسی باید به نحوی باشد که تعداد مودهای این دسته از سلولها را کاهش دهد. به عبارت دیگر بهینه‌سازی باید به نحوی باشد که قادر به افزایش و یا کاهش تعداد مودهای تخصیصی به هر سلول باشد. برای کاهش تعداد مودهای فرکانسی ابتدا باید یک مود قبل از مود آخر را در نظر گرفته و اگر انرژی طیفی این مود کوچکتر از مقدار انرژی طیفی مرجع باشد، آخرین مود را حذف کرد.

با تخصیص تعداد مودهای متفاوت به سلولهای محاسباتی، نمی‌توان به سادگی شار عبوری از مرز مشترک دو سلول مجاور با تعداد مودهای متفاوت را محاسبه کرد و این موضوع چالش اصلی در اجرای روش طیفی زمانی تطبیقی می‌باشد. محاسبه شار عبوری در سلولهای مجاور با تعداد نقاط زمانی متفاوت نیازمند تکنیک ویژه‌ای است. به عنوان مثال اگر سلول سمت چپ (سلول ۱ در شکل ۱) دارای سه نقطه زمانی یا یک مود بوده ($K_L = 1$)، بنابراین حل در لحظات $t = 0, \frac{T}{3}, \frac{2T}{3}$ موجود بوده در حالی که در سلول سمت راست (سلول ۲ در شکل ۱) با پنج نقطه زمانی در هر دوره تناوب ($K_R = 2$) حل در لحظات $t = 0, \frac{T}{5}, \frac{2T}{5}, \frac{3T}{5}, \frac{4T}{5}$ موجود می‌باشد. جهت محاسبه

شار عبوری از وجه مشترک دو سلول فوق، به استثنای حل در لحظه $t = 0$ در سایر لحظات عدم انطباق زمانی وجود دارد. برای محاسبه شار عبوری از وجه سمت راست سلول سمت چپ باید بزرگترین مود را از سلول سمت راست حذف نماییم. با حذف بزرگترین مود از سلول سمت راست تعداد مودهای هر دو سلول با هم برابر شده ($K_R^* = K_L$) و به صورت زیر از یک تبدیل فوریه معکوس جهت محاسبه مقدار حل در سه نقطه زمانی جدید استفاده کرد [20].

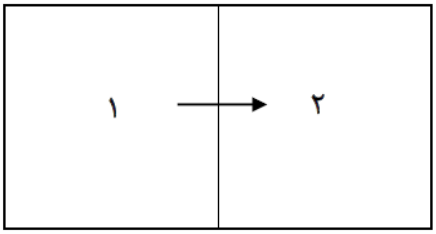
$$u_R^*(t) = \sum_{k=-K_R^*}^{K_R^*} \tilde{u}_k e^{i\frac{2\pi k}{T}t} \qquad (٦)$$

بنابراین با ترفند فوق می‌توان شارهای عبوری از وجه سمت راست سلول سمت چپ را محاسبه نمود. لازم به ذکر است که در روش فوق مقادیر حل به دست آمده از رابطه (٦) موقتی بوده و پس از محاسبه شار، آنها را حذف می‌نماییم. از یک استراتژی مشابه جهت محاسبه شار عبوری از وجه سمت چپ سلول سمت راست استفاده می‌نماییم. به نحوی که با اضافه کردن یک مود با ضرایب فوریه صفر به سلول سمت چپ تعداد مودهای دو سلول با هم برابر می‌شوند ($K_L^* = K_R$). مشابه حالت قبل با استفاده از یک تبدیل فوریه معکوس می‌توان حل را در حالت جدید با پنج نقطه زمانی به دست آورد.

$$u_L^*(t) = \sum_{k=-K_L^*}^{K_L^*} \tilde{u}_k e^{i\frac{2\pi k}{T}t} \qquad (٧)$$

بدین ترتیب شارهای عبوری از وجه سمت چپ سلول سمت راست در همه لحظات زمانی محاسبه می‌شوند. ضمن اینکه مقادیر حل به دست آمده از رابطه (٧) را پس از محاسبه مقادیر شار حذف می‌نماییم. بدین ترتیب می‌توان با استفاده از این روش جملات شار را در وجه مشترک سلولهای با تعداد گام زمانی متفاوت محاسبه نمود.

مدل هندسی. در این تحقیق جهت تحلیل جریان حول ایرفویل نوسان‌کننده از ایرفویل متقارن NACA0012 استفاده شده است. شرایط به کارگیری شده در این تحلیل در سه وضعیت Case1، Case2 و Case5 (مطابق با نام‌گذاری مؤسسه آگارد) در جدول (١) آورده شده است.



شکل ١ شار عبوری از وجه مشترک سلولهای ١ و ٢ با تعداد مودهای متفاوت

جدول ١ شرایط اعمال شده جهت شبیه‌سازی جریان حول ایرفویل نوسان‌کننده

AGARD Case Number	M_∞	α_m	α_0	K_c
Case1	0.6	2.89°	2.41°	0.0808
Case2	0.6	3.16°	4.59°	0.0811
Case5	0.755	0.016°	2.51°	0.0814

منظور از ایرفویل نوسان‌کننده، ایرفویلی است که با تغییر زاویه حمله نسبت به زمان (مطابق رابطه زیر) در یک دوره تناوب نوسان می‌کند:

$$\alpha(t) = \alpha_m + \alpha_0 \sin(\omega t)$$

که در رابطه بالا، α_m متوسط زاویه حمله و α_0 ماکزیمم دامنه نوسان نسبت به مقدار متوسط و ω سرعت زاویه‌ای که به صورت جمله بدون بعد فرکانس کاهشی K_c به صورت زیر بیان می‌شود:

$$K_c = \frac{\omega l_c}{2U_\infty}$$

در رابطه بالا، l_c طول مشخصه و U_∞ سرعت جریان آزاد می‌باشد.

معادلات حاکم، شرایط مرزی و تولید شبکه محاسباتی. جهت مدل‌سازی ریاضی جریان غیرلزج از معادله اویلر در مختصات منحنی‌الخط (ξ و η) استفاده شده است. این معادله به صورت رابطه (٨) می‌باشد:

$$\frac{\partial \hat{w}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{f}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{g}}{\partial \eta} = 0 \qquad (٨)$$

در معادله فوق $\hat{w}$ ، $\hat{f}$ و $\hat{g}$ به ترتیب بردار متغیرهای جریان و بردارهای شار غیرلزج در مختصات منحنی‌الخط بوده که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\hat{w} = J\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho e\end{bmatrix} \quad (۹)$$

$$\hat{f} = J\begin{bmatrix}\rho U\\ \rho uU + \xi_x P\\ \rho vU + \xi_y P\\ (e+P)U - \xi_t P\end{bmatrix} \quad (۱۰)$$

$$\hat{g} = J\begin{bmatrix}\rho V\\ \rho uV + \eta_x P\\ \rho vV + \eta_y P\\ (e+P)V - \eta_t P\end{bmatrix} \quad (۱۱)$$

که

$$U = u\xi_x + v\xi_y \quad , \quad V = u\eta_x + v\eta_y$$

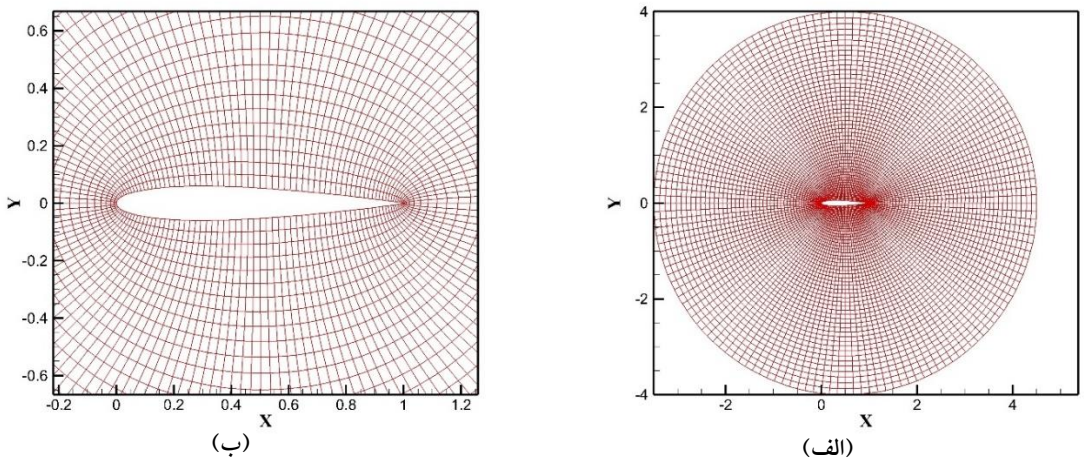
U و V مؤلفه‌های کانتراوارینت (Contravariant) سرعت می‌باشند.

معادله اویلر در مختصات منحنی‌الخط به روش حجم محدود (طرح تفاضل مرکزی) گسسته‌سازی شده و همچنین از طرح اتلاف مصنوعی به منظور جلوگیری از نوسانات در نزدیکی موج ضربه‌ای استفاده شده است. به منظور حل دستگاه معادلات، روش رانگ-کوتای (Runge-Kutta) صریح اصلاح شده پنج مرحله‌ای به کارگیری شده [21] و جهت کدنویسی نیز از زبان برنامه‌نویسی فرترن استفاده شده است. از شرایط جریان آزاد برای مرز ورودی و برون‌یابی مقادیر متغیرهای جریان در مرز خروجی و همچنین روی دیواره از شرط عدم نفوذ جریان و برابری مؤلفه مماسی سرعت با سرعت دیواره استفاده شده است. نرخ تغییرات دانسیته در جهت عمود بر دیواره نیز برابر با صفر و فشار نیز از معادله مومنتوم سطح به دست آمده است.

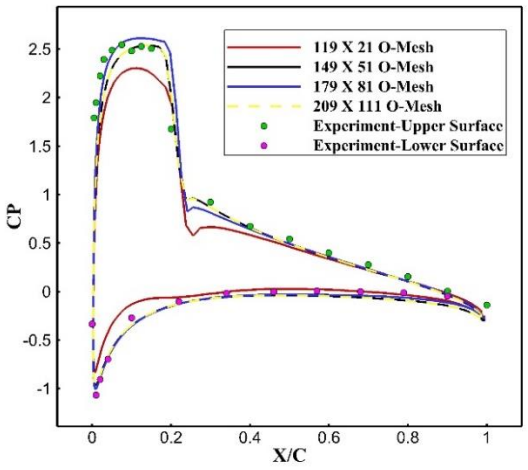
جهت تحلیل عددی میدان جریان از یک شبکه O سازمان یافته استفاده شده است. این شبکه، در شکل (۲) در دو نمای کلی (شکل ۲- الف) و نزدیک (شکل ۲-ب) نشان داده شده است.

برای بررسی عدم وابستگی حل به شبکه، مقادیر ضریب فشار با استفاده از روش طیفی زمانی غیرتطبیقی در چهار شبکه 21×119، 51×149، 81×179 و 111×209 برای Case2 و زاویه حمله بیشینه (۷/۷۵ درجه) و ٤ فاصله زمانی (۵ نقطه زمانی) در یک دوره تناوب مقایسه شده که در شکل (۳) نشان داده شده است. چون بیشینه زاویه حمله در سه حالت Case1، Case2 و Case5، ۷/۷۵ درجه می‌باشد و ریزش گردابه در زوایای حمله بزرگتر (حدود ۱۰ درجه به بالا) اتفاق می‌افتد، بنابراین در کار حاضر فرض جریان غیرلزج باعث ریزش گردابه نمی‌شود. اندکی تفاوت در نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی ناشی از غیرلزج بودن جریان می‌باشد.

با توجه به شکل (۳) و اختلاف نتایج شبکه 21×119 با مقادیر تجربی [17] و همچنین انطباق سه شبکه دیگر با نتایج تجربی، در ادامه از شبکه 51×149 (که دارای تعداد نقاط کمتری نسبت به دو شبکه دیگر بوده و ضمن داشتن دقت خوب، زمان حل مناسبی هم دارد) در میدان جریان استفاده شده است.



شکل ۲ شبکه محاسباتی O حول ایرفویل: (الف) نمای کلی و (ب) نمای نزدیک

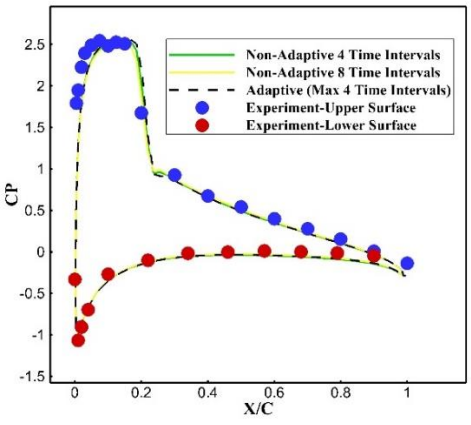


شکل ۳ نمودار مقایسه نتایج عددی و آزمایشگاهی [17] مربوط به ضریب فشار برای چهار شبکه 21 × 119، 51 × 149، × 179 81 و 111 × 209 برای Case2 در زاویه حمله ۷/۷۵ درجه

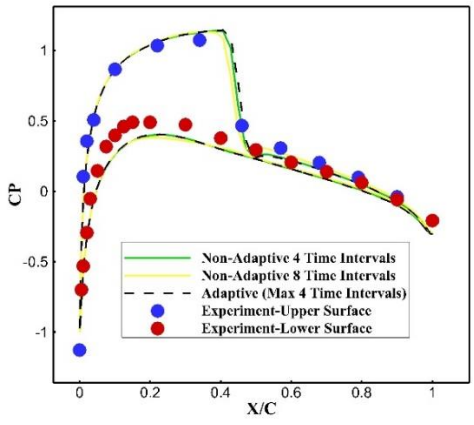
مقایسه نتایج عددی با نتایج آزمایشگاهی

در این قسمت با اضافه کردن خاصیت تطبیقی به حلگر جریان به مقایسه نتایج عددی حاصل از روشهای طیفی زمانی تطبیقی، غیرتطبیقی و نتایج آزمایشگاهی [17] پرداخته شده است.

روش طیفی زمانی تطبیقی. همان طور که در رابطه با روش طیفی زمانی تطبیقی توضیح داده شد، پیش‌بینی می‌شود که می‌توان با توزیع بهینه نقاط زمانی در میدان جریان ضمن حفظ دقت محاسباتی روش طیفی زمانی غیرتطبیقی، دو پارامتر حافظه کامپیوتری و زمان پردازش را کاهش داد. در این بخش نتایج حاصل از اجرای روش طیفی زمانی تطبیقی جهت یک ایرفویل نوسان‌کننده آورده شده است. در روش طیفی زمانی تطبیقی (Adaptive Time Spectral) تعداد نقاط زمانی به هر سلول در یک دوره تناوب به صورت بهینه بر اساس نرخ تغییرات زمانی جریان، تخصیص می‌یابد. در شکلهای (٤-الف و ٤-ب)، مقادیر ضریب فشار به ترتیب برای زاویه ۷/۷۵ درجه (بیشینه زاویه حمله Case2) و ۲/۵- درجه (کمینه زاویه حمله Case5) (که نتایج تجربی در این دو زاویه موجود بوده) حاصل از روشهای طیفی زمانی غیر تطبیقی با ٤ و ٨ فاصله زمانی در یک دوره تناوب و طیفی زمانی تطبیقی با حداکثر ٤ فاصله زمانی در یک دوره تناوب و نتایج آزمایشگاهی [17] مقایسه شده است. در این شکلها، در ناحیه‌ای از نمودار که مقدار ضریب فشار دچار افت ناگهانی شده، موج ضربه‌ای تشکیل شده است.

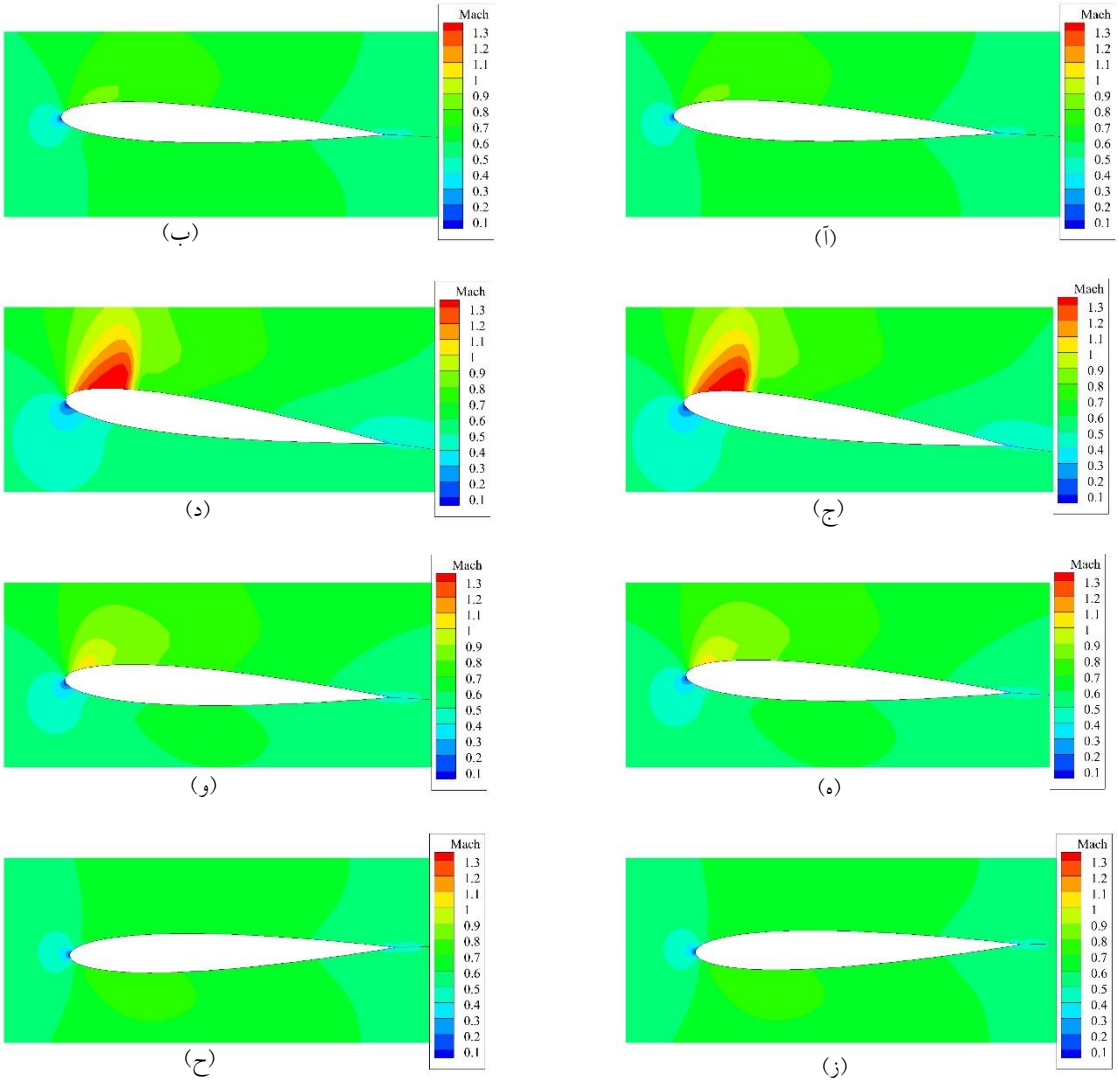


(الف)



(ب)

شکل ٤ صحت‌سنجی مقادیر ضریب فشار روی سطح ایرفویل حاصل از روش طیفی زمانی غیرتطبیقی با ٤ و ٨ فاصله زمانی در یک دوره تناوب و روش طیفی زمانی تطبیقی با حداکثر ٤ فاصله زمانی در یک دوره تناوب و نتایج تجربی [17]: الف) زاویه حمله ۷/۷۵ درجه Case2 ب) زاویه حمله ۲/۵- درجه Case5



شکل ۵ مقایسه خطوط همتراز عدد ماخ حاصل از روشهای طیفی زمانی غیرتطبیقی با ٤ فاصله زمانی در یک دوره تناوب و طیفی زمانی تطبیقی با حداکثر ٤ فاصله زمانی در یک دوره تناوب Case2 برای الف) زاویه حمله ۳/۱٦ درجه روبه بالا غیرتطبیقی، ب) زاویه حمله ۳/۱٦ درجه روبه بالا تطبیقی، ج) زاویه حمله ۷/۷۵ درجه غیرتطبیقی، د) زاویه حمله ۷/۷۵ درجه تطبیقی، ه) زاویه حمله ۳/۱٦ درجه رو به پایین غیرتطبیقی، و) زاویه حمله ۳/۱٦ درجه رو به پایین تطبیقی، ز) زاویه حمله ۱/٤۳- درجه غیرتطبیقی و ح) زاویه حمله ۱/٤۳- درجه تطبیقی

در شکل (۵)، خطوط همتراز عدد ماخ برای Case2 در چهار فاصله زمانی برای چهار زاویه حمله حاصل از روشهای طیفی زمانی غیرتطبیقی و تطبیقی مقایسه شده است. شکلهای (۵- الف، ۵-ج، ۵-ه، ۵-ز) با استفاده از روش طیفی زمانی غیرتطبیقی و شکلهای (۵- ب، ۵-د، ۵-و، ۵-ح) با استفاده از روش طیفی زمانی تطبیقی ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که بین شکلهای متناظر انطباق قابل قبولی وجود دارد. در همه شکلها در لبه حمله مقدار عدد ماخ کمینه شده که نشان‌دهنده وجود نقطه سکون می‌باشد. هنگامی که عدد ماخ جریان آزاد از مقدار عدد ماخ بحرانی بزرگتر شود، امکان تشکیل موج ضربه‌ای روی سطح بالا و پایین ایرفویل وجود دارد [22]. در این تحقیق عدد ماخ جریان آزاد برای تمامی ایرفویلها کمتر از یک بوده (جدول ۱) و در مواردی که از عدد ماخ بحرانی بزرگتر شود روی سطح بالا و یا پایین ایرفویل موج ضربه‌ای تشکیل می‌شود. از آنجایی که ایرفویل مورد بررسی در این تحقیق ساکن نبوده و دارای حرکت نوسانی می‌باشد و همچنین عدد ماخ بحرانی تابع عوامل گوناگونی از جمله زاویه حمله می‌باشد، لذا تشکیل موج ضربه‌ای بستگی به زاویه چرخش

ایرفویل دارد. در زوایای حمله ۷/۷۵ درجه و ۳/۱٦ درجه رو به پایین در ناحیه نزدیک به لبه حمله به ترتیب موج ضربه‌ای قوی و ضعیف تشکیل شده است. تشکیل موج ضربه‌ای در شکل‌های (۵-ج، ۵-د، ۵-ه، ۵-و) برای زوایای حمله ۷/۷۵ درجه و ۳/۱٦ درجه رو به پایین نشان داده شده است. همچنین از شکلهای (۵- الف، ۵-ب، ۵-ز، ۵-ح) مشخص است که موج ضربه‌ای تشکیل نشده است. در این بخش مقایسه نتایج عددی حاصل از روشهای طیفی زمانی تطبیقی، غیر تطبیقی و نتایج تجربی نشان داد که روش طیفی زمانی تطبیقی با دقت قابل قبولی جریان را مدل می‌کند. حال این موضوع بررسی می‌شود که آیا می‌توان به جای توزیع یکنواخت نقاط زمانی در کل میدان جریان، با توزیع بهینه نقاط زمانی متناسب با نرخ تغییرات زمانی هر سلول، میزان حافظه کامپیوتری و زمان پردازش را کاهش داد یا خیر. به عبارت دیگر، پیش‌بینی می‌شود که می‌توان با به کارگیری روش طیفی زمانی تطبیقی برای تحلیل جریان متناوب زمانی (جریان حول ایرفویل نوسان‌کننده) - با استفاده از تعداد فاصله زمانی کمتر در یک دوره تناوب- ضمن حفظ دقت محاسباتی روش طیفی زمانی غیرتطبیقی، میزان حافظه کامپیوتری را کاهش داده و سرعت همگرایی را افزایش داد که این موضوع در ادامه مورد بررسی قرار گرفته است.

صرفه‌جویی در حافظه کامپیوتری و زمان پردازش. در شکل (٤) نشان داده شد که در دو حالت Case2 و Case5 نتایج عددی حاصل از توزیع بهینه تعداد فاصله زمانی با حداکثر ٤ فاصله زمانی تخصیص یافته به هر سلول در یک دوره تناوب با نتایج عددی حاصل از توزیع یکنواخت (تخصیص ٤ فاصله زمانی به هر سلول در یک دوره تناوب) و همچنین نتایج تجربی منطبق است. به عبارت ساده‌تر در تحلیل جریان تراکم‌پذیر حول ایرفویل نوسان‌کننده می‌توان به جای تخصیص ٤ فاصله زمانی به هر سلول، تنها تعدادی از سلولهای محاسباتی را با ٤ فاصله زمانی تحلیل کرد و معادلات جریان در مابقی سلولها را با تعداد فاصله زمانی کمتر حل نمود که این موضوع باعث افزایش سرعت همگرایی و کاهش حافظه کامپیوتری مورد نیاز می‌شود. حال به بررسی میزان حافظه کامپیوتری مورد استفاده و همچنین زمان پردازش در روش تطبیقی پرداخته خواهد شد. همان گونه که قبلاً در رابطه با (توزیع انطباقی نقاط زمانی) ذکر شد، جهت توزیع بهینه فواصل زمانی در ناحیه محاسباتی باید دامنه هر موج با مقدار مرجع مقایسه گردد. از آنجا که جهت محاسبه دامنه موج باید مقدار میانگین زمانی حاصل‌ضرب متغیر جریان در تابع نمایی در یک دوره تناوب محاسبه شود، بنابراین فرایند توزیع بهینه فواصل زمانی جهت یک دوره تناوب امکان‌پذیر می‌باشد.

شبکه محاسباتی در نظر گرفته شده شامل ۷۸۰۰ سلول محاسباتی بوده که برای هر سلول در حالت غیرتطبیقی ٤ فاصله زمانی در نظر گرفته شده است. توزیع تعداد فاصله زمانی در حالت طیفی زمانی تطبیقی مطابق جدول (۲) می‌باشد.

جدول ۲ توزیع تعداد فاصله زمانی در ناحیه محاسباتی برای حالات Case2 و Case5

حالت	تعداد سلول	تعداد فاصله زمانی
Case2	٦۰۹۱	۲
	۱۷۰۹	٤
Case5	٦۳٦۸	۲
	۱٤۳۲	٤

حال جهت مقایسه میزان حافظه کامپیوتری مصرفی در حالات غیرتطبیقی و تطبیقی، ابتدا حاصل‌ضرب تعداد سلولها در تعداد فاصله زمانی را حساب کرده، سپس به محاسبه نسبت آنها خواهیم پرداخت.

در حالت طیفی زمانی غیرتطبیقی (توزیع ٤ فاصله زمانی به صورت یکنواخت در کل ناحیه محاسباتی):

$$7800 \times 4 = 31200 \qquad (۱۲)$$

حالت طیفی زمانی تطبیقی (توزیع بهینه تعداد فاصله زمانی با حداکثر ٤ فاصله زمانی تخصیص یافته به هر سلول):

- Case2

$$(6091 \times 2) + (1709 \times 4) = 19018 \qquad (۱۳)$$

با تقسیم نمودن رابطه (۱۳) بر رابطه (۱۲) داریم:

$$\frac{19018}{31200} = 0.61 \qquad (۱٤)$$

- Case5

$$(6368 \times 2) + (1432 \times 4) = 18464 \quad (۱۵)$$

با تقسیم نمودن رابطه (۱۵) بر رابطه (۱۲) داریم:

$$\frac{18464}{31200} = 0.59 \quad (۱۶)$$

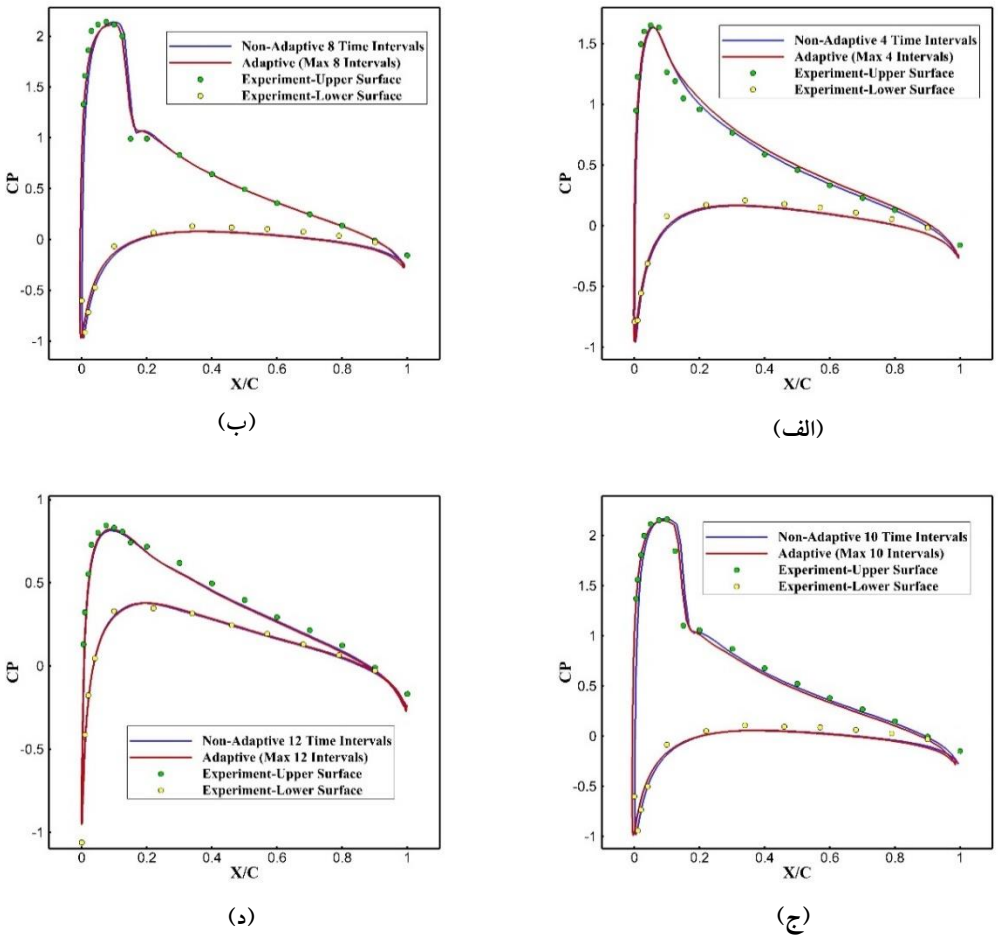
از روابط (۱٤ و ۱٦) بدیهی است کـه در دو حالـت Case2 و Case5 بـه ترتیـب بـه میـزان ۳۹ و ٤۱ درصـد در حافظـه کامپیوتری صرفه‌جویی شده است.

جهت مقایسه زمـان پـردازش کـامپیوتری دو روش طیفـی زمانی غیرتطبیقـی و طیفـی زمـانی تطبیقـی، زمـان اجـرای کـد محاسباتی برای روش غیرتطبیقی برای ٤ فاصله زمـانی و روش تطبیقی با حـداکثر ٤ فاصـله زمـانی بـرای دو حالـت Case2 و Case5 در جدول (۳) آورده شده است.

جدول ۳ زمان پردازش کامپیوتری در دو روش طیفی زمانی تطبیقی و غیرتطبیقی

	طیفی زمانی غیرتطبیقی با ٤ فاصله زمانی (ثانیه)	طیفی زمانی تطبیقی با حداکثر ٤ فاصله زمانی (ثانیه)
Case2	۳٤۲	۲۷۱
Case5	٤٥٦	۳٤۹

از جدول (۳) مشخص است که زمان پـردازش کـامپیوتری در روش طیفی زمانی تطبیقی نسبت به روش غیرتطبیقـی در دو حالت Case2 و Case5 بـه ترتیـب بـه میـزان ۲۱ و ۲٤ درصـد کاهش می‌یابد.

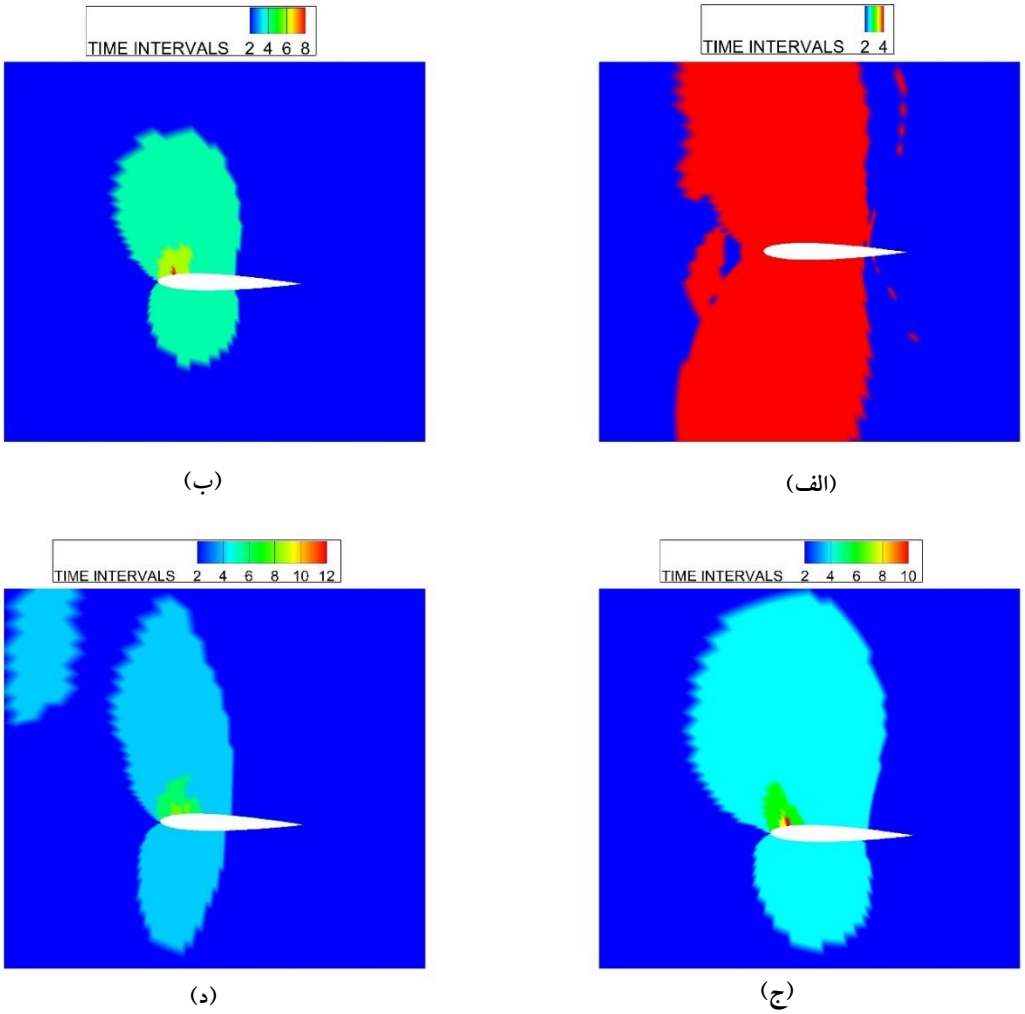


شکل ٦ (آ، ب، ج، د) – مقایسه ضریب فشار روی سطح ایرفویل حاصل از روش‌های طیفی زمانی تطبیقی و غیرتطبیقی با نتایج تجربی در حالت Case1 برای (آ) زاویه حمله ۲/۸۹ درجه رو به پایین با ٤ فاصله زمانی (ب) زاویه حمله ٤/٥۹ درجه رو به پایین با ۸ فاصله زمانی (ج) زاویه حمله ٥/۱۸ درجه رو به پایین با ۱۰ فاصله زمانی (د) زاویه حمله ۱/٦۹ درجه رو به بالا با ۱۲ فاصله زمانی

در ادامه برای بررسی بیشتر دو پارامتر حافظه کامپیوتری و سرعت همگرایی در روش طیفی زمانی تطبیقی، به مقایسه دو روش طیفی زمانی تطبیقی و غیرتطبیقی در چهار وضعیت ٤، ٨، ١٠ و ١٢ فاصله زمانی در حالت Case1 پرداخته می‌شود.

شکل (٦) مقدار ضریب فشار را روی سطح ایرفویل در حالت Case1 و در چهار وضعیت ٤، ٨، ١٠ و ١٢ فاصله زمانی به ترتیب برای زوایای حمله ٢/٨٩ درجه رو به پایین، ٤/٥٩ درجه رو به پایین، ٥/١٨ درجه رو به پایین و ١/٦٩ درجه رو به بالا نشان می‌دهد. در این شکل مقادیر ضریب فشار حاصل از روشهای طیفی زمانی تطبیقی و غیرتطبیقی و همچنین نتایج تجربی مقایسه شده است. از شکل (٦) بدیهی است که نتایج حاصل از روش طیفی زمانی تطبیقی دارای دقت مناسبی بوده و با افزایش تعداد فاصله زمانی نیز خللی در نتایج روش تطبیقی ایجاد نمی‌شود. افت ناگهانی ضریب فشار در شکل‌های (٦ –ب) و (٦– ج) نشان‌دهنده تشکیل موج ضربه‌ای می‌باشد.

در شکل (٧) خطوط هم‌تراز فواصل زمانی برای حالت Case1 در چهار وضعیت متناظر با نمودارهای شکل (٦) نشان داده شده است. همان گونه که انتظار می‌رود در نواحی با نرخ تغییرات زمانی بیشتر (مانند ناحیه نزدیک به ایرفویل و محل تشکیل موج ضربه‌ای) تعداد فواصل زمانی بیشتری تخصیص یافته و در نواحی دور از ایرفویل به علت نرخ تغییرات زمانی کمتر، تعداد فواصل زمانی کمتری به کار گرفته شده است. توزیع سلول‌های محاسباتی متناظر با تعداد فواصل زمانی در روش طیفی زمانی تطبیقی متناظر با شکل (٧) به صورت کمی در جدول (٤) نشان داده شده است.



شکل ٧ خطوط همتراز فواصل زمانی در روش طیفی زمانی تطبیقی برای حالت Case1 برای الف) ٤ فاصله زمانی، ب) ٨ فاصله زمانی، ج) ١٠ فاصله زمانی و د) ١٢ فاصله زمانی

جدول ٤ توزیع سلولها در ناحیه محاسباتی در روش طیفی زمانی تطبیقی برای چهار وضعیت ٤، ٨، ١٠ و ١٢ فاصله زمانی Case1

حداکثر فاصله زمانی در روش تطبیقی	تعداد فاصله زمانی					
	٢	٤	٦	٨	١٠	١٢
٤	٥٤٤١	٢٣٥٩	–	–	–	–
٨	٦٨٤٢	٨٤٩	١٠٤	٥	–	–
١٠	٦٢٩٥	١٣٦١	١٢٥	١٣	٦	–
١٢	٦٦٩٢	٩٥٨	١٢٤	٢٦	–	–

از جدول (٤) ملاحظه می‌شود که در همه حالات، بخش اعظم سلولهای محاسباتی شامل ٢ فاصله زمانی بوده که باعث صرفه‌جویی قابل‌توجهی در حافظه کامپیوتری می‌گردد. درصد کاهش حافظه کامپیوتری ناشی از توزیع بهینه فواصل زمانی در یک دوره تناوب متناظر با جدول (٤) در جدول (٥) ارائه شده است.

جدول ٥ درصد کاهش حافظه کامپیوتری روش طیفی زمانی تطبیقی نسبت به روش طیفی زمانی غیرتطبیقی

٤ فاصله زمانی	٨ فاصله زمانی	١٠ فاصله زمانی	١٢ فاصله زمانی
٣٥	٧٢	٧٦	٨١

جدول ٦ مقایسه زمان پردازش کامپیوتری دو روش طیفی زمانی تطبیقی و غیرتطبیقی

روش طیفی زمانی تطبیقی (ثانیه)	روش طیفی زمانی غیرتطبیقی (ثانیه)	تعداد فاصله زمانی
٢٦١	٣٠٩	٤
٣٩١	٦٣٦	٨
٥٦٨	٨٢٩	١٠
٦٩٤	٩٨٥	١٢

توضیح اینکه مقادیر جدول (٥) مشابه با روش مورد استفاده برای ٤ فاصله زمانی در دو حالت Case2 و Case5 که در ابتدای این بخش و با استفاده از مقادیر جدول (٤) به دست آمده است. از جدول (٥) بدیهی است که حافظه کامپیوتری در روش طیفی زمانی تطبیقی با حداکثر ١٢ فاصله زمانی به میزان ٨١٪ نسبت به روش طیفی زمانی غیرتطبیقی با ١٢ فاصله زمانی کاهش می‌یابد. حال جهت بررسی سرعت همگرایی، زمان پردازش برای دو روش طیفی زمانی تطبیقی و غیرتطبیقی برای ٤ حالت متناظر با جدول (٤) در قالب جدول (٦) ارائه شده است.

از مقادیر جدول (٦) ملاحظه می‌شود که زمان پردازش کامپیوتری در روش طیفی زمانی تطبیقی نسبت به روش طیفی زمانی غیرتطبیقی کاهش یافته است. جهت درک بهتر میزان کاهش زمان پردازش و افزایش سرعت همگرایی در روش تطبیقی نسبت به روش غیرتطبیقی، درصد کاهش زمان پردازش به صورت جدول (٧) نشان داده شده است.

جدول ٧ درصد کاهش زمان پردازش روش طیفی زمانی تطبیقی نسبت به روش طیفی زمانی غیرتطبیقی

٤ فاصله زمانی	٨ فاصله زمانی	١٠ فاصله زمانی	١٢ فاصله زمانی
١٦	٣٨	٣١	٢٩

از جدول (٧) مشاهده می‌شود که به استثنای حالت ٤ فاصله زمانی، با افزایش تعداد فاصله زمانی، درصد کاهش زمان پردازش روش طیفی زمانی تطبیقی نسبت به روش طیفی زمانی غیرتطبیقی کاهش یافته که به علت افزایش حجم محاسباتی به دلیل ناهماهنگی در تعداد فواصل زمانی سلولهای مجاور می‌باشد.

بحث و نتیجه‌گیری

یکی از روشهای حل مسائل متناوب زمانی، روش طیفی زمانی بوده که با استفاده از بسط سری فوریه، جمله مشتق زمانی معادلات جریان را گسسته می‌نماید. هر دوره تناوب زمانی به وسیله فواصل زمانی همسان به چند قسمت تقسیم می‌شود. در روش طیفی زمانی غیرتطبیقی (استاندارد)، فواصل زمانی مربوط به یک دوره تناوب برای کلیه ناحیه محاسباتی یکسان بوده که این موضوع باعث می‌شود زمان پردازش و حافظه کامپیوتری در نواحی که نرخ تغییرات زمانی جریان کم می‌باشد همانند نواحی با نرخ تغییرات زمانی شدید، به نحو غیرضروری بالا رود. به عبارت دیگر، در یک دوره تناوب زمانی، از تعداد فواصل زمانی یکسان برای نواحی با نرخ زمانمندی متفاوت استفاده می‌شود. حال آنکه لزومی ندارد در نواحی دور از جسم که نرخ تغییرات زمانی جریان کم می‌باشد از فاصله زمانی کوچک استفاده کرد. این موضوع نقطه ضعف روش طیفی زمانی غیرتطبیقی می‌باشد که می‌توان با توزیع بهینه فواصل زمانی متناسب با نرخ

زمانمندی جریان این نقیصه را رفع نمود. با استفاده از توزیع بهینه فواصل زمانی در یک دوره تناوب، روش طیفی زمانی ضمن حفظ دقت محاسباتی، میزان حافظه کامپیوتری و زمان پردازش به نحو مؤثری کاهش می‌یابد. روش طیفی زمانی با توزیع بهینه فواصل زمانی به نام روش طیفی زمانی تطبیقی نام‌گذاری شده است. در کار حاضر معادلات اویلر حول یک ایرفویل نوسان‌کننده NACA0012 با استفاده از روش طیفی زمانی تطبیقی تحلیل شده است. نتایج حاصله به شرح ذیل می‌باشد:

۱) مقایسه نتایج عددی حاصل از روش طیفی زمانی تطبیقی با نتایج روش طیفی زمانی غیرتطبیقی و همچنین نتایج تجربی برای سه حالت ایرفویل نوسان‌کننده NACA0012 (Case1، Case2 و Case5) نشان داد که نتایج روش طیفی زمانی تطبیقی با دقت قابل قبولی با نتایج روش طیفی زمانی غیرتطبیقی و همچنین نتایج تجربی منطبق می‌باشد، که مؤید این مطلب است که روش طیفی زمانی تطبیقی به‌خوبی جریان متناوب زمانی را مدل می‌کند.

۲) رسم نمودار خطوط همتراز توزیع بهینه فواصل زمانی در حالت Case1 نشان داد که تعداد فاصله زمانی تخصیص‌یافته در نواحی نزدیک به ایرفویل به علت تشکیل موج ضربه‌ای و اثر جسم روی جریان، بیشتر از نواحی دور از ایرفویل می‌باشد.

۳) بررسی میزان حافظه و زمان پردازش کامپیوتری در روش‌های طیفی زمانی تطبیقی و غیرتطبیقی نشان داد که دو پارامتر مذکور، در روش طیفی زمانی تطبیقی به نحو مؤثری نسبت به روش طیفی زمانی غیرتطبیقی کاهش می‌یابد. بنابراین می‌توان با استفاده از روش طیفی زمانی تطبیقی، با دقت قابل قبول و با صرف حافظه کامپیوتری و زمان پردازش مناسبی، جریان متناوب زمانی را تحلیل نمود. بنابراین به کارگیری این روش در تحلیل جریان‌های واقعی با نرخ تغییرات زمانی شدید می‌تواند ضمن حفظ دقت حل، با کاهش میزان حافظه و زمان پردازش کامپیوتری، بسیار سودمند باشد.

فهرست علائم اختصاری

t	زمان واقعی
ω	فرکانس پایه
x	مختصه شبکه در فضای فیزیکی
C	وتر ایرفویل
K_c	فرکانس کاهشی
M_∞	عدد ماخ جریان آزاد
C_p	ضریب فشار
$\tilde{u}_k$	ضرایب سری فوریه به صورت گسسته
$\Im$	قسمت موهومی دامنه موج
$\hat{f}$	بردار شار جابه جایی در راستای ξ در فضای محاسباتی
ξ	مختصه هم‌راستای جریان در فضای محاسباتی
$\hat{w}$	بردار متغیرهای جریان در مختصات منحنی‌الخط
J	ماتریس ژاکوبین
ρ	چگالی
$\mathcal{D}_N$	عملگر مشتق‌گیری در حوزه زمان
u_N	مقادیر حل به صورت گسسته
U,V	مؤلفه‌های کانتراوارینت سرعت
N	تعداد نقاط زمانی در یک دوره تناوب
K	تعداد مودهای فرکانسی، $K=(N-1)/2$
M	عدد ماخ
P	فشار
T	دوره تناوب
l_c	طول مشخصه
U_∞	سرعت جریان آزاد
$\Re$	قسمت حقیقی دامنه موج
$\hat{g}$	بردار شار جابه جایی در راستای η در فضای محاسباتی
η	مختصه عمود بر جسم در فضای محاسباتی
e	انرژی کل در واحد جرم
u	مؤلفه بردار سرعت سیال در جهت x
v	مؤلفه بردار سرعت سیال در جهت y

متوسط زاویه حمله	α_m
ماکزیمم دامنه نوسان نسبت به مقدار متوسط	α_0
مختصه شبکه در فضای فیزیکی	y
ضرایب ماتریس کالوکیشن فوریه	∂_{jn}

واژه‌نامه

چبیشف	Chebyshev
نوسان‌های با دامنه محدود	Limit Cycle Oscillations (LCO)
هارمونیک	Harmonic
توازن هارمونیک تطبیقی	Adaptive Harmonic Balance
حوزه فرکانس غیرخطی تطبیقی	Adaptive Non-Linear Frequency Domain
گام‌زنی زمانی	Time marching
حل‌گر	Solver
آگارد	AGARD
عملگر مشتق‌گیری میان‌یاب فوریه	Fourier interpolation derivative operator
دامنه موج بی‌بعد شده	Normalized Wave Amplitude (NWA)
مودها	Modes
دامنه موج بی‌بعد شده با یک مقدار مرجع	Reference Normalized Wave Amplitude (RNWA)
انرژی طیفی	Spectral Energy
کانتراواراینت	Contravariant
رانگ–کوتا	Runge-Kutta
روش طیفی زمانی تطبیقی	Adaptive Time Spectral

تقدیر و تشکر

مراجع

[1] K. C. Hall, J. P. Thomas, and W. S. Clark, "Computation of unsteady nonlinear flows in cascades using a harmonic balance technique," *AIAA J.*, vol. 40, no. 5, pp. 879–886, 2002.

[2] S. M. Murman, and M. Field, "A Reduced-Frequency Approach for Calculating Dynamic Derivatives," *AIAA Journal*, vol. 45, no. 6, pp. 1161-1168, 2007.

[3] K. Gopinath, A. Jameson, "Application of the time spectral method to periodic unsteady vortex shedding," In *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, p. 449, (2006).

[4] S. Choi, K. Lee, M. M. Potsdam, and J. J. Alonso, "Helicopter rotor design using a time-spectral and adjoint-based method," *Journal of Aircraft*, vol. 51, no. 2, pp. 412-423, 2014.

[5] L. Mundis, and D. J. Mavriplis, "An efficient flexible GMRES solver for the fully-coupled time-spectral aeroelastic system," In *52nd Aerospace Sciences Meeting*, p. 1427, (2014).

[6] D. J. Mavriplis, and Z. Yang, "Time spectral method for periodic and quasi-periodic unsteady computations on unstructured meshes," *Mathematical Modelling of Natural Phenomena*, vol. 6, no. 3, pp. 213-236, 2011.

[7] Z. Yang, D. Mavriplis, and J. Sitaraman, "Prediction of Helicopter Maneuver Loads Using BDF/Time Spectral Method on Unstructured Meshes," In *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 1122, (2011).

[8] D. J. Mavriplis, Z. Yang, and N. Mundis, "Extensions of time spectral methods for practical rotorcraft problems," In *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p. 423, January, (2012).

[9] J. Leffell, *An overset time-spectral method for relative motion*, Stanford University, 2014.

[10] L. Zhan, J. Xiong, F. Liu, and Z. Xiao, "Fully implicit Chebyshev time-spectral method for general unsteady flows," *AIAA Journal*, vol. 56, no. 11, pp. 4474–4486, 2018.

[11] R. Djeddi, and K. Ekici, "An Adaptive Mesh Redistribution Approach for Time-Spectral/Harmonic-Balance Flow Solvers," In *2018 Fluid Dynamics Conference*, p. 3245, (2018).

[12] F. Plante, and E. Laurendeau, "Simulation of transonic buffet using a time-spectral method," *AIAA Journal*, vol. 57, no. 3, pp. 1275–1287, 2019.

[13] S. He, *Aerodynamic Shape Optimization using a Time-Spectral Approach for Limit Cycle Oscillation Prediction*, PhD diss., 2021.

[14] R. C. Maple, *Adaptive harmonic balance method for unsteady, nonlinear, one-dimensional periodic flows*, Ph.D. thesis, Air Force Institute of Technology, 2002.

[15] C. Maple, P. I. King, and M. E. Oxley, "Adaptive harmonic balance solutions to Euler's equation," *AIAA Journal*, vol. 41, no. 9, pp. 1705–1714, 2003.

[16] A. Mosahebi, and S. Nadarajah, "An adaptive non-linear frequency domain method for viscous flows," *Computers & Fluids*, vol. 75, pp. 140-154, January, 2013.

[17] R. H. Landon, *NACA 0012 oscillatory and transient pitching*, AGARD Report 702, January, 1982.

[18] J. S. Hesthaven, S. Gottlieb, and D. Gottlieb, *Spectral methods for time-dependent problems*, vol. 21, Cambridge University Press, 2007.

[19] A. K. Gopinath, *Efficient Fourier-based algorithms for time-periodic unsteady problems*, Stanford University, 2007.

[20] A. Mosahebi, "An Implicit Adaptive Non-Linear Frequency Domain Method for Periodic Viscous Flows on Deformable Grids," McGill University, 2012.

[21] A. Jameson, W. Schmidt, and E. Turkel, "Numerical solution of the Euler equations by finite volume methods using Runge Kutta time stepping schemes", *14th Fluid and Plasma Dynamic Conference*, p. 1259, (1981).

[22] E. Ly, *Numerical Schemes for Unsteady Transonic Flow Calculation*, Ph.D. Thesis, Melbourne Victoria Australia, September, 2000.

Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Society of Manufacturing Engineering of Iran

Optimal Design of Divergent Part of an Over-Expanded Nozzle Profile using Artificial Intelligence

Research Article

Seyed Amin Bagherzadeh[1], Sobhan Emami[2], Seyed Ahmadreza Salehi[3]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.78011.1134

1. Introduction

Optimizing the profile of the diverging part of the engine nozzle with the aim of minimizing losses and maximizing thrust is an essential step for designing space rocket engines. This study deals with the optimal design of the profile of the divergent part of an over-expanded supersonic nozzle in order to achieve the maximum thrust with a fixed length and exit to throat area ratio. To this end, a reliable and robust tool was developed by combining the Computational Fluid Dynamics (CFD) and Artificial Intelligence (AI). Firstly, the original profile was modeled using a third-order B-spline. Then, by changing the control points of the profile, a set of profiles is produced. This set of profiles was analyzed by the CFD to estimate the generated thrust. The geometry of the nozzle along with the thrust force obtained from the profiles were used to train an Artificial Neural Network (ANN). Afterwards, the optimal profile was obtained by applying the Genetic Algorithm (GA) to the ANN results. Finally, the performance of the optimal profile in off-design conditions was compared with the original nozzle.

2. Numerical modeling

In the present case, the air is accelerated through a converging-diverging nozzle, exits the diverging part of the nozzle at supersonic speed, and enters the surrounding ambient. Figure 1 is a schematic diagram of the converging-diverging nozzle geometry and illustrates the computational domain and boundary conditions.

The supersonic jet flow exiting the nozzle and entering the surrounding environment is viscous and turbulent. Accordingly, the governing equations of the problem consist of the conservation equations of mass, momentum, and energy alongside the ideal gas equation of state. These equations are solved for compressible axisymmetric flow. Turbulent flow was modeled using the Spalart-Allmaras turbulence model. The advantage of this method is reducing the computational costs, while it provides suitable results for wall-bounded flows, complex internal-external flows, and boundary layers subjected to adverse pressure gradients.

In order to optimize the divergent part of the nozzle, it is necessary to select a reference profile as the base model so that the final optimized model can be compared with it in terms of the geometry and performance. For this purpose, the profile according to Figure 2 was selected.

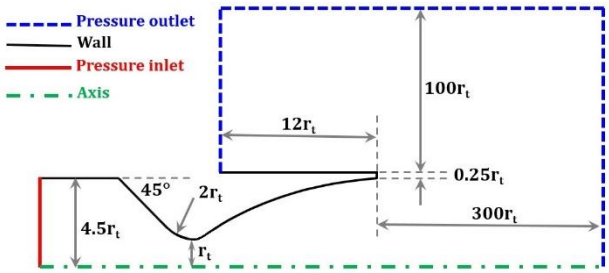


Figure 1. Schematic diagram of the nozlle geometry, computational domain and boundary conditions

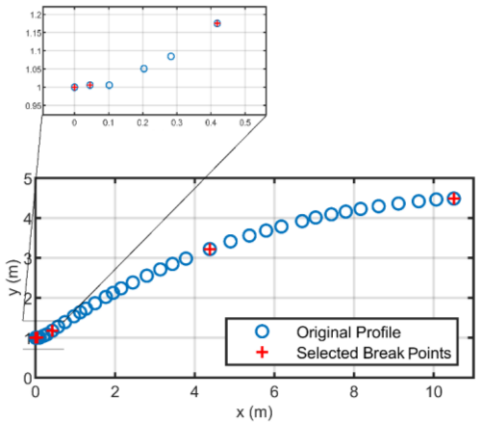


Figure 2. Refrence profile points and the selected breakpoints used to generate B-spline curve

Moreover, it is necessary to present this profile, which consists of discrete points, in the form of a parametric function so that its geometric shape could be subjected to

*Manuscript received, July 27, 2022. Revised, October 29, 2022, Accepted, December 13, 2022.

[1]. Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Najafabad Branch, Najafabad, Iran.
[2]. Corresponding author. Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Najafabad Branch, Najafabad, Iran. **Email**: sobhan@pmc.iaun.ac.ir
[3]. BSc, Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University, Najafabad Branch, Najafabad, Iran.

the optimization by changing the relevant variables. For this purpose, 3rd order B-spline is used. In addition to very good accuracy, this geometric shape also has high flexibility. To generate a spline, it is not necessary to use all the points of the reference profile, but it is possible to create profiles exactly equivalent to the reference profile with a few breakpoints. The fewer the number of breakpoints used, the fewer the variables of the developed model. According to Figure 2, a total of 5 breakpoints were selected, while the initial and final points of the profile are also part of this group.

After modeling the reference profile, it is possible to create a set of related profiles. By changing the control points, 24 profiles were created, as shown in Figure 3.

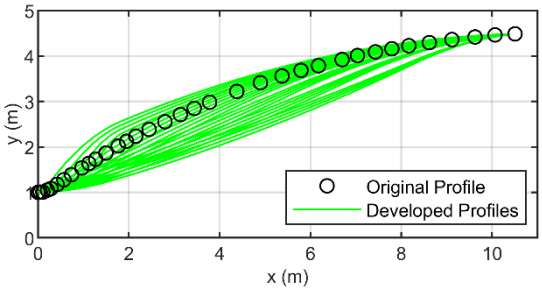


Figure 3. Refrence profile along side the developed profiles

3. Results and discussion

The set of profiles presented in Figure 3 was analyzed with the CFD. The geometry of the nozzle along with the thrust force obtained from the profiles were used to train the artificial neural network. At the next step, by applying the genetic algorithm, the optimal profile was obtained according to Figure 4.

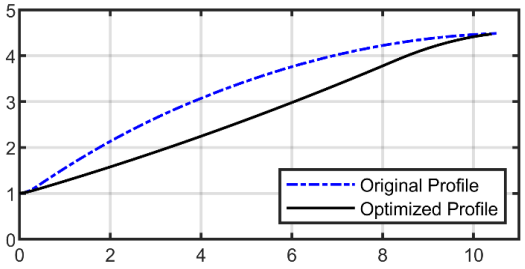


Figure 4. Optimum nozzle profile in comparation with original nozzle one

Figure 5 shows the details of the gas dynamic structure of the flow in both the reference and optimized nozzles, including the Mach disk, oblique and reflected shock waves, shear layer, vortex core, and flow separation. Close to the nozzle throat, the wall divergence angle in the reference profile is greater than the optimal profile. This divergence has caused the flow separation in the reference nozzle to happen earlier. In general, the process of the flow separation in over-expanded nozzles is accompanied by an internal shock wave. When the shock wave hits the boundary layer, an adverse pressure gradient is created in the boundary layer, which leads to the disturbing of the velocity profile, separation of boundary layer, and an increase in its thickness. This separation pattern is called free shock separation (FSS). The greater divergence of the nozzle wall near the throat in the reference nozzle has caused a longer Mach disk and a shorter oblique shock wave. This increases the static pressure drop and reduces the static pressure recovery factor.

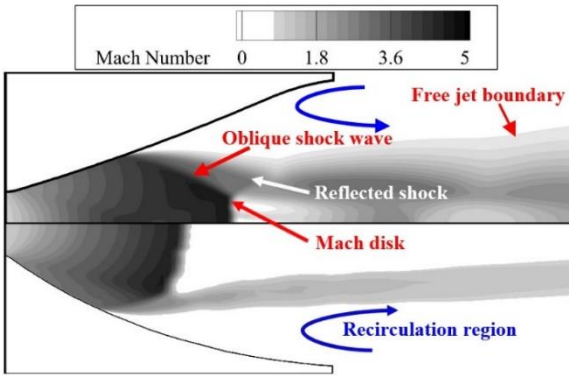


Figure 5. Mach number contour for optimized (upper image) and reference (lower image) profiles

Optimum nozzle operating in off-design conditions

In order to examine the performance of the optimized nozzle profile in off-design operating conditions, the thrust obtained from the reference and optimal profiles were compared at different nozzle pressure ratios (NPR). Table 1 shows the results. As can be seen, the improvement percentage of thrust decreases with increasing the pressure ratio. Although, up to a pressure ratio of 30, the optimal nozzle still produces more thrust than the original one.

Table 1. Mach number contour for optimized (upper image) and reference (lower image) profiles

Nozzle pressure ratio	Thrust obtained from the original profile	Thrust obtained from the optimized profile	Improvement percentage
14	384.10	523.20	36.2
20	561.61	744.84	32.6
30	928.69	1155.59	28.0
40	1964.27	1824.11	-7.1
50	2471.63	2359.99	-4.52

4. Conclusion

In this study, by combining the CFD and artificial intelligence, the profile optimization of the divergent part of an overexpanded nozzle was discussed. The comparison between the reference profile and the optimal profile for the nozzle pressure ratio of 14 shows a 36% increase in thrust and 138% increase in static pressure recovery factor. The comparison of the details of the flow structure in the reference and optimal nozzles shows that in the optimal nozzle, the flow separation, which corresponds to the free shock separation pattern is happened later. In order to analyze the performance of the optimized nozzle profile in off-design operating conditions, the thrusts and pressure recovery factors obtained from the reference and optimal profils were compared at NPRs of 20, 30, 40 and 50. The results shows that in off-design operating conditions, the performance of the optimal nozzle is better than the reference one up to a NPR of 30.

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

https://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir/?lang=fa

انجمن مهندسی ساخت و تولید ایران

طراحی بهینه‌ی پروفیل قسمت واگرای یک نازل فرامنبسط با استفاده از هوش مصنوعی*

مقاله پژوهشی

سید امین باقرزاده[۱] سبحان امامی کوپائی[۲] سید احمد رضا صالحی[۳]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.78011.1134

چکیده *مقاله حاضر به طراحی بهینه کانتور یا پروفیل قسمت واگرای یک نازل مافوق‌صوت فرامنبسط به‌منظور دست‌یابی به بیشینه نیروی پیشران ممکن در عین حفظ طول و نسبت مساحت خروجی به گلوگاه نازل می‌پردازد. برای این کار، یک ابزار کارآمد و مطمئن با ترکیب دینامیک سیالات محاسباتی و هوش مصنوعی توسعه داده شده است. در ابتدا، پروفیل مرجع با یک روش ابتکاری و با استفاده از برازش یک بی اسپلاین درجه سوم مدل‌سازی شده و سپس با تغییر نقاط شکست این پروفیل، مجموعه‌ای از پروفیل‌های ممکن تولید شده است. این مجموعه از پروفیل‌ها توسط دینامیک سیالات محاسباتی تحلیل گردیده است. سپس، از هندسه نازل به همراه نیروی پیشران حاصل از پروفیل‌ها برای آموزش شبکه عصبی مصنوعی بهره برده شده است. پس از آن، با به‌کارگیری الگوریتم ژنتیک پروفیل بهینه به‌دست آمد. پیش‌بینی الگوریتم هوش مصنوعی برای نیروی پیشران نازل بهینه با مقدار به‌دست آمده از شبیه‌سازی عددی مقایسه شده که اعتبار رویکرد حاضر را نشان می‌دهد. مقایسه بین پروفیل مرجع و پروفیل بهینه برای نسبت فشار ۱۴، نشان دهنده افزایش ۳۶ درصدی نیروی پیشران و افزایش ۱۳۸ درصدی ضریب بازیافت فشار سکون است. مقایسه نازل‌ها در شرایط عملیاتی خارج از نقطه طراحی نشان داد که عملکرد نازل بهینه تا نسبت فشار ۳۰ بهتر از نازل مرجع است؛ اما با عبور نسبت فشار نازل از ۳۰، به‌کارگیری نازل بهینه به‌جای نازل مرجع هیچ‌گونه اولویتی ندارد.*

واژه‌های کلیدی نازل همگرا-واگرا، بهینه‌سازی، شبکه عصبی مصنوعی، الگوریتم ژنتیک، پروفیل نازل، جدایش جریان

Optimal Design of Divergent Part of an Over-expanded Nozzle Profile using Artificial Intelligence

Seyed Amin Bagherzadeh Sobhan Emami Seyed Ahmadreza Salehi

Abstract *The present article deals with the optimal design of the contour or profile of the divergent part of an over-expanded supersonic nozzle in order to achieve the maximum possible thrust while maintaining the length and the exit to throat area ratio of the nozzle. To do so, a reliable and robust tool has been developed by combining computational fluid dynamics (CFD) and artificial intelligence. At first, the original profile is modeled by an innovative method using a third-order B-spline, and then by changing the breakpoints of the profile, a set of possible profiles is produced. This set of profiles has been analyzed by CFD. The geometry of the nozzle along with the thrust force obtained from the profiles have been used to train the artificial neural network. In the next step, the optimal profile was obtained by applying the genetic algorithm. Finally, the prediction of the artificial intelligence for the optimal nozzle thrust is compared with the value obtained from the CFD, which shows the validity of the present approach. The comparison between the original profile and the optimal profile for the nozzle pressure ratio of 14 shows a 36% increase in thrust and a 138% increase in the total pressure recovery factor. The comparison of nozzles for off-design conditions shows that the performance of the optimal nozzle is better than the original nozzle up to a pressure ratio of 30. If the nozzle pressure ratio exceeds 30, using the optimal nozzle instead of the original nozzle will not have priority.*

Key words Convergent-Divergent Nozzle, Optimization, Artificial Neural Network, Genetic Algorithm, Nozzle Profile, Flow Separation

* تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۱/۵/۹ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۱/۹/۲۲ می‌باشد.

(۱) استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران.

(۲) نویسنده مسئول، استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران. **Email:** sobhan@pmc.iaun.ac.ir

(۳) کارشناس، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران.

مقدمه

قسمت واگرای یک نازل همگرا-واگرا یکی از مهم‌ترین قسمت‌های تولید کننده نیروی پیشران در موتور موشک است. بیشینه نیروی پیشران حاصل از یک نازل هنگامی روی می‌دهد که فرآیند انبساط گازهای خروجی در نازل به‌صورت کامل تا فشار محیط انجام پذیرید و یک جت جریان موازی در خروجی حاصل شود. البته طول نازل در این حالت بسیار طولانی و وزن موتور سنگین خواهد شد. در دوره‌های ابتدایی طراحی موشک، بیشتر از نازل‌های مخروطی استفاده می‌شد. به علت پیکربندی ساده، ساخت این نوع نازل نسبتاً آسان است و امروزه نیز در بسیاری از نازل‌های کوچک فضائی و صنعتی مورد استفاده قرار می‌گیرد. البته با توسعه روش‌های کارآمد طراحی، امروزه نازل‌های زنگوله‌ای یا کانتوری جای نازل‌های مخروطی را گرفته‌اند. انبساط در نازل زنگوله‌ای مافوق‌صوت نسبت به نازل مخروطی ساده با نسبت مساحت خروجی به گلوگاه و طول مشابه با بازدهی بیشتری همراه است؛ زیرا انحنای دیواره نازل زنگوله‌ای (کانتور نازل) برای به حداقل رساندن تلفات و دست‌یابی به بیشینه نیروی پیشران ممکن طراحی می‌شود [1]. به عبارت دیگر، کاهش طول نازل به‌منظور کاهش وزن موتور و کمینه شدن ابعاد کلی آن در کنار نگه داشتن نیروی پیشران موتور در بیشینه حد خود هدف اصلی طراحی نازل‌های نوین به شمار می‌آید. روش‌های کلاسیک بهینه‌سازی کانتور نازل واگرا معمولاً براساس روش مشخصه‌ها و با استفاده از حساب تغییرات (Calculus of variations) صورت می‌پذیرفت [2]. در این روش مدل‌سازی با یک مدل غیرلزج از جریان شروع شده و سپس یک اصلاح لایه مرزی برای جبران اثرات لزج به آن اضافه می‌شود. البته رائو [3] نشان داد که کانتور نازل بهینه را می‌توان با پذیرش اندکی کاهش نیروی پیشران با یک سهمی نامتقارن (Skewed parabola) تقریب زد. طراحی کانتور نازل واگرا با استفاده از روش حساب تغییرات به‌منظور دست‌یابی به نیروی پیشران بهینه، به طول‌های نازلی بزرگتر از حد مشخصی محدود می‌شود. برای طول‌هایی کمتر از این حد، ارائه راه حلی عاری از موج ضربه‌ای ممکن نیست. از این منطقه به عنوان منطقه نامعتبر یاد می‌شود. البته رائو و همکاران [4] توانستند روشی برای طراحی کانتور واگرا در منطقه نامعتبر برای حالت تعادل شیمیائی و شیمی منجمد (Frozen chemistry) توسعه دهند. آلمن و هافمن [5] شیوه‌ای برای طراحی کانتورهای نازل با بیشینه نیروی پیشران به کمک روش بهینه‌سازی مستقیم ارائه کردند. کانتور واگرای نازل، یک چند جمله‌ای درجه دوم بوده که انبساط اولیه کانتور آن ثابت در نظر گرفته شده است. ضرائب چند جمله‌ای درجه دوم با استفاده از روش بهینه‌سازی مستقیم تغییر داده شده تا تابع هدف که همان نیروی پیشران است بیشینه شود. مدل‌سازی دینامیک گازی جریان با استفاده از روابط آیزنتروپیک و با فرض گاز کامل انجام شده است. مقایسه نتایج کانتور چند جمله‌ای به‌دست آمده با کانتور نازل رائو نشان از نزدیکی نیروی پیشران تولیدی توسط دو روش دارد. استرین [6] سه روش طراحی کانتور نازل شامل: روش حساب تغییرات در حضور و غیاب شوک‌های داخلی، روش نازل‌های کوتاه شده (Truncated) با مشخصات یکنواخت و روش قوس‌های دایروی ترکیبی (Conjugate circular arcs) را با یکدیگر مقایسه کرد. در بین این سه روش، روش طراحی اول برای هر دو جریان لزج و غیر لزج کارآمدترین روش تشخیص داده شد.

با توسعه روش‌های عددی و توان رایانه‌ای در دسترس استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی (Computational fluid dynamics) (CFD) به‌منظور مدل‌سازی جریان در حالت لزج و غیر لزج در کنار الگوریتم های بهینه‌سازی در دهه‌های اخیر قوت گرفته است. ژینگ و دامودران [7] از روش بی اسپلاین منطقی غیریکنواخت (Nonuniform Rational B-Splines) (NURBS) برای بیان هندسی شکل یک نازل سه بعدی با سطح مقطع بیضوی استفاده کردند. بهینه‌سازی‌های صورت گرفته بر روی این شکل هندسی در مقایسه با شکل‌های هندسی سنتی و اسپلاین‌های درجه سه، نتایج بهتری را به دنبال داشت. در این مطالعه از یک کد CFD سه بعدی برای شبیه‌سازی جریان لزج (حل معادلات ناویر-استوکس) و غیر لزج (حل معادلات اویلر) استفاده شده است. سای و همکاران [8] با استفاده از یک کد رایانه‌ای CFD، پیش‌بینی و بهینه‌سازی نازل موتور راکت سوخت مایع را مورد بررسی قرار دادند. برای دست‌یابی به نازل تقارن محوری با نیروی پیشران بهینه، سه الگوریتم بهینه‌سازی شامل: روش برنامه‌ریزی متوالی درجه دوم (Sequential quadratic programming)، الگوریتم ژنتیک (Generic Algorithm) و راهبرد بینابینی (Interdigitation strategy) (ترکیبی از روش‌های بهینه‌سازی قبلی) مورد استفاده قرار گرفت. در بین روش‌های بهینه‌سازی عملکرد روش‌های الگوریتم ژنتیک و راهبرد بینابینی در بهبود نیروی پیشران خلاء

بهتر گزارش شده است. به کارگیری الگوریتم‌های بهینه‌سازی بهبود عملکردی در حدود ۱٫۵ درصد را به دنبال داشته‌اند. داویدنکوف و همکاران [9] در مطالعه خود از چند جمله‌ای‌های درجه ۲ و ۳ برای برازش کانتور نازل استفاده کرده و از ترکیب روش بهینه‌سازی مستقیم و حلگر دو بعدی جریان واکنشی برای دست‌یابی به کانتور نازلی با بیشینه نیروی پیشران در حضور جسم مرکزی بهره برده‌اند. در این تحقیق از مدل سینتیکی نرخ–محدود به همراه مدل اغتشاشی k-ω استفاده شد. مقایسه نتایج حاصل از حل معادلات اویلر و ناویر استوکس نشان داد که در حدود ۳ تا ٦ درصد کاهش نیروی پیشران به اثرات لزج باز می‌گردد. مون و لی [10] با ترکیب روش مشخصه‌ها و الگوریتم بهینه‌سازی، روشی ساده به‌منظور کاهش طول نازل مافوق صوت در عین حفظ مساحت خروجی آن ارائه کردند و به‌منظور اعتبارسنجی نتایج از تحلیل CFD کمک گرفتند. یوموساک و ای [11] ابزار طراحی مطمئن و موثری برای طراحی نازل راکت توسعه دادند. این ابزار شامل یک کد CFD برای حل معادلات اویلر تقارن محوری واکنشی و یک کد بهینه‌سازی است. مقایسه نازل‌های پایه و بهینه شده در میزان تولید نیروی پیشران نشان از افزایش نیروی پیشرانی در حدود ۲ تا ٤ درصد داشته است. در مطالعه دیگری یوموساک [12] به‌منظور بهینه‌سازی نازل موتور موشک سوخت جامد از ترکیب مدل‌سازی CFD و الگوریتم بهینه‌سازی استفاده کرد. مدل‌سازی جریان با حل معادلات ناویراستوکس تقارن محوری و با استفاده از مدل اغتشاشی k-ε صورت پذیرفت. همچنین از روش بهینه‌سازی مبتنی بر گرادیان برای بیشینه کردن نیروی پیشران تولیدی با قید وزن پیشران ثابت استفاده شد. مقایسه بین نازل اولیه و نازل بهینه شده ٤٧٫٩ درصد افزایش نیروی پیشران را نشان می‌دهد. یو و همکاران [13] روش جدیدی برای مدل‌سازی پروفیل قسمت واگرای نازل به همراه شیوه بهینه‌سازی چند هدفه ارائه کرند. بهینه‌سازی پروفیل با هدف بیشینه کردن همزمان نیروی پیشران موتور و ضریب بازیافت فشار سکون انجام گرفت. کانتور قسمت واگرای نازل پیشنهادی دارای سه قسمت بوده و از دو چند جمله‌ای درجه ٤ تشکیل شده است. این بهینه‌سازی چند هدفه باعث افزایش ٤٫۲۷ درصدی نیروی پیشران و ٤٫٦۳ درصدی ضریب بازیافت فشار سکون شد. شومبرگ و همکاران [16-14] در سری مطالعات عددی خود به استفاده از کمان‌های دایروی در کانتور قسمت واگرای نازل‌های مافوق صوت پرداختند. مقایسه هندسه مبتنی بر کمان‌های دایروی با نازل‌های موجود نشان از کاهش طول محوری‌ای در حدود ۷٫۵ درصد برای نازل‌های کمان دایروی دارد. بررسی مشخصات جریان جدا شده نشان از یکسانی بارگذاری جانبی در شرایط جریان جداشده در مقایسه بین نازل‌ها دارد [14]. آن‌ها برای مقایسه کانتور نازل کمان دایروی با کانتورهای موجود، ۱۰ کانتور مبتنی بر کمان‌های دایروی را با یک نازل بهینه موجود (با کانتور سهموی) مقایسه کردند. این مقایسه نشان داد که کانتورهای کمان دایروی نیز از پتانسیل مشابه و یا حتی بیشتر در تولید نیروی پیشران برخوردارند [15]. آن‌ها همچنین امکان طراحی نازل‌های مبتنی بر یک کمان دایروی را از مناظر ضریب نیروی پیشران، فشار وارد بر دیواره در خروجی نازل و بارگذاری جانبی مورد بررسی قرار داده که نتایج به‌دست آمده نشان از مطلوبیت این نوع نازل‌ها دارد [16]. محمودی و رفعی [17] چهار هندسه مختلف نازل، شامل نازل مسیر–بهینه، مخروطی ۱۵ درجه، مخروطی ۳۰ درجه و نازل طول کوتاه را در شرایط طراحی و خارج از نقطه طراحی با یکدیگر مقایسه کردند. نتایج آن‌ها نشان می‌دهد که در نقطه طراحی نازل مسیر–بهینه بیشترین نیروی پیشران را تولید کرده است؛ اما در شرایط خارج از نقطه طراحی نازل مخروطی با زاویه واگرایی ۱۵ درجه عملکرد بهتری را ارائه داده است.

مطالعات مختلف نشان می‌دهند که توسعه ابزار کارآمد جهت بهینه‌سازی پروفیل قسمت واگرای نازل به‌منظور دست‌یابی همزمان به نیروی پیشران بیشینه و افت کمینه در موتورهای موشک امری ضروری است. پروفیل کانتور بهینه وابسته به نسبت مساحت خروجی به گلوگاه، نسبت فشار عملیاتی نازل و ساختار جریان انبساطی خواهد بود. هدف از مطالعه حاضر توسعه یک ابزار کارآمد جهت دست‌یابی به پروفیل بهینه برای یک نازل فرامنبسط است. در این فرآیند، مجموعه‌ای از پروفیل‌های ممکن در نظر گرفته شد. مدل‌سازی جریان با شبیه‌سازی عددی جریان تراکم‌پذیر لزج و آشفته انجام گرفته و از ترکیب روش شبکه عصبی مصنوعی و الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی شکل پروفیل نازل استفاده شد. نوآوری کار حاضر به بازتولید پروفیل مرجع با یک روش ابتکاری و با استفاده از برازش یک بی–اسپلاین درجه سوم یک تکه باز می‌گردد. با به‌کارگیری این روش و با تغییر گره‌های کنترلی مجموعه‌ای از پروفیل‌های ممکن تولید و بررسی

شده است. نوآوری دیگر کار حاضر بررسی عملکرد کانتور بهینه در شرایط عملیاتی خارج از نقطه طراحی است. در این شرایط مقایسه‌ای بین کانتورهای مرجع و بهینه انجام شده و محدوده مناسب استفاده از کانتور بهینه از منظر نسبت فشار نازل مشخص شده است.

معادلات حاکم، روش حل عددی و الگوریتم بهینه‌سازی

معادلات حاکم. در کار حاضر به‌منظور شبیه‌سازی دقیق ساختار جریان لزج، تراکم‌پذیر، مافوق صوت و آشفته در نازل همگرا-واگرا از رویکرد دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) استفاده شده است. معادلات حاکم شامل معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی در کنار معادله‌ی حالت گاز ایده‌آل است. در جریان آشفته از این معادلات بر اساس روش جرمی (فاور)، متوسط‌گیری می‌شود. در نهایت معادلات بقای جرم و مومنتوم متوسط‌گیری شده به شکل زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j)}{\partial x_j} = 0, \qquad (۱)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_j\tilde{u}_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\left(\bar{\tau}_{ij}\right)_{\text{eff}}\right), \qquad (۲)$$

$$\left(\bar{\tau}_{ij}\right)_{\text{eff}} = \mu_{\text{eff}}\left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3}\mu_{\text{eff}}\frac{\partial \tilde{u}_l}{\partial x_l}\delta_{ij}, \qquad (۳)$$

به‌طوری‌که ρ چگالی، u_i مولفه سرعت جریان، p فشار استاتیک، μ_{eff} لزجت موثر (که از مجموع لزجت آرام مولکولی μ و لزجت گردابی آشفته μ_t به‌دست می‌آید) می‌باشد. لزجت گردابی آشفته حاصل از جمله‌های تنش رینولدزی بوده و بیانگر اثر نفوذ مومنتوم است. $\left(\bar{\tau}_{ij}\right)_{\text{eff}}$ تانسور تنش انحرافی موثر و δ_{ij} نماد دلتای کرونکر است. بالانویس های (~) و (−) نیز به‌ترتیب نشانگر کمیت‌های متوسط‌گیری شده وزنی و معمولی (رینولدزی) هستند.

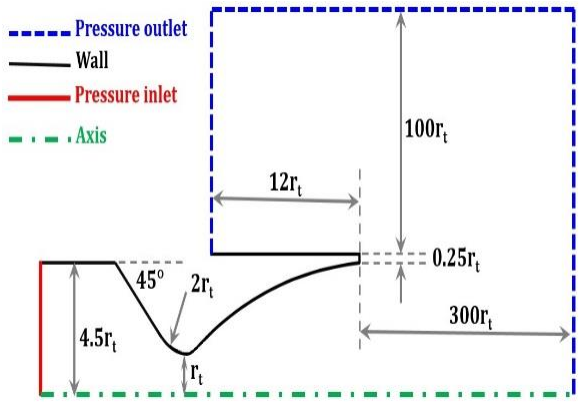
معادله انرژی متوسط‌گیری شده نیز به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$\frac{\partial}{\partial x_i}\left[\tilde{u}_i(\bar{\rho}\tilde{h}_t + \bar{p})\right] = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\lambda + \frac{c_p\mu_t}{Pr_t}\right)\frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} + \tilde{u}_i\left(\left(\bar{\tau}_{ij}\right)_{\text{eff}}\right)\right], \qquad (٤)$$

در این رابطه، T بیانگر دما، h_t آنتالپی کل (مجموع آنتالپی و انرژی جنبشی)، λ ضریب رسانایی حرارتی، c_p ظرفیت گرمایی فشار ثابت و Pr_t عدد پرنتل آشفته است.

میدان محاسباتی و شرایط مرزی

شکل (۱) دامنه محاسباتی و شرایط مرزی در شبیه‌سازی عددی را نشان می‌دهد. با توجه به تقارن موجود در مسئله، از شرط تقارن محوری برای مرز پایینی استفاده شده است. با انتخاب این شرط، حلگر تأثیرات فیزیکی سه‌بعدی متقارن محوری روی شبکهٔ دوبعدی را نیز در نظر می‌گیرد و بدین ترتیب موجب کاهش قابل ملاحظه حجم محاسبات می‌شود. به‌منظور از بین بردن اثر امواج آکو ستیکی منعکس شده از مرزهای خروجی بر میدان جریان، این مرزها تا حد مناسبی از نازل فاصله دارند. مطابق شکل (۱)، دامنه محاسباتی به میزان ۳۰۰ برابر قطر گلوگاه r_t، در قسمت پائین‌دست دهانه خروجی نازل امتداد یافته است. همچنین در پشت نازل، دامنه محاسباتی به میزان ۱۲ برابر قطر گلوگاه توسعه یافته است. در شبیه سازی حاضر هوا با دمای ٤٥٠ K از مرز ورودی وارد دامنه محاسباتی می‌شود [14]. شرط مرزی دمایی برای دیواره‌ها، از نوع بی‌دررو و در مرز خروجی در صورت وجود جریان برگشتی دمای ثابت و برابر ۲۹۸ K، یعنی مطابق شرایط استاندارد انتخاب شد. نسبت فشار نازل نیز برابر ١٤ تنظیم شده است.



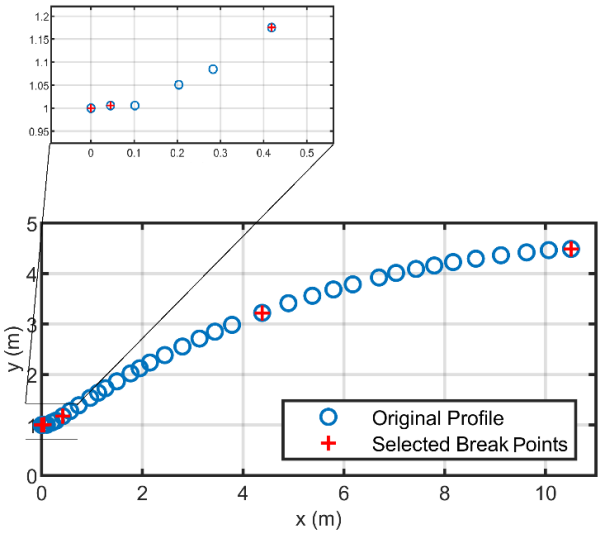
شکل ۱ دامنه محاسباتی به همراه شرایط مرزی

روش حل عددی

کلیه شبیه‌سازی‌ها در کار حاضر با استفاده از نرم افزار تجاری انسیس–فلوئنت (ANSYS-Fluent) ویرایش ۲۰۲۱ انجام گرفته است. از حلگر مبتنی بر فشار استفاده شده و معادلات ممنتوم و فشار به‌صورت کوپل حل شده‌اند. برای گسسته‌سازی کلیه مشتقات مکانی، روش مرتبه دوم پسرو انتخاب شده و جریان آشفته حاضر بنا بر توصیه مراجع [18, 14] با مدل اغتشاشی اسپالارت–آلماراس (Spalart-Allmaras) [19] مدل شده است. مزیت این روش کاهش حجم محاسبات (به علت این‌که مدل اسپالارت–آلماراس مدلی تک معادله‌ای است.) و ارائه نتایج مناسب برای جریان‌های محدود به دیواره، جریان‌های ترکیبی داخلی–خارجی و لایه‌های مرزی تحت گرادیان فشار معکوس می‌باشد [20]. به‌منظور اطمینان از همگرائی حل، معیار همگرائی کلیه معادلات، 10^{-6} تنظیم شده است. همچنین لزجت هوا با استفاده از مدل ساترلند سه جمله‌ای تقریب زده شده و چگالی آن با فرض گاز ایده‌آل محاسبه شد.

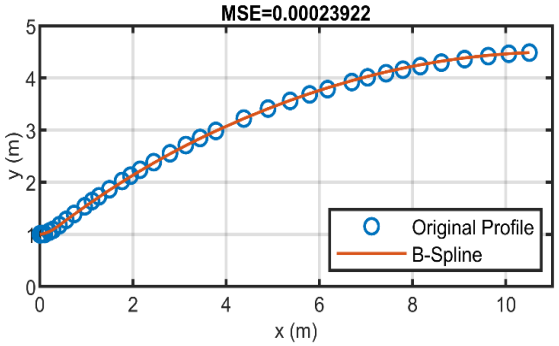
مدل‌سازی پروفیل مرجع با استفاده از بی–اسپلاین

به منظور بهینه‌سازی قسمت واگرای نازل لازم است ابتدا یک پروفیل مرجع به عنوان مدل پایه انتخاب شود؛ تا مدل بهینه‌شده نهایی از نظر هندسی و عملکردی با آن مقایسه گردد. برای این منظور پروفیلی مطابق شکل (۲) از مرجع [21] انتخاب شده است. لازم است این پروفیل که متشکل از نقاط گسسته است، به صورت یک تابع پارامتریک ارائه شود تا بتوان از طریق تغییر متغیرهای مربوطه شکل هندسی آن را در معرض بهینه‌سازی قرار داد. برای این منظور، در این مقاله از بی–اسپلاین (Basis spline (B-spline)) مرتبه ۳ استفاده شده است؛ چرا که علاوه بر دقت بسیار مناسب، دارای قابلیت انعطاف‌پذیری بالایی نیز است. برای ترسیم اسپلاین لزومی به استفاده از همه نقاط پروفیل مرجع نیست؛ زیرا اولاً می‌توان با تعداد بسیار کمتری از نقاط شکست، پروفیل‌هایی دقیقاً معادل پروفیل مرجع ایجاد نمود و ثانیاً هر چه تعداد نقاط شکست کمتری مورد استفاده قرار گیرد، تعداد متغیرهای مدل توسعه‌داده‌شده کمتر خواهد بود که از نظر بهینه‌سازی مطلوب است. برای حفظ شرایط مرزی اسپلاین لازم است که نقاط اولیه و نهایی پروفیل مرجع به عنوان نقاط شکست انتخاب شوند. انتخاب سایر نقاط شکست باید به‌صورتی باشد که با کمترین نقاط شکست بتوان پروفیل مرجع را شبیه‌سازی نمود. در این مقاله علاوه بر نقاط اولیه و نهایی سه نقطه دیگر نیز با سعی و خطا به عنوان نقاط شکست انتخاب شده‌اند (در مجموع ۵ نقطه شکست). نقاط شکست انتخابی در شکل (۲) نمایش داده شده است.



شکل ۲ نقاط پروفیل مرجع و نقاط شکست انتخابی برای عبور بی–اسپلاین

اکنون با ا ستفاده از نقاط شکـ ست انتخابی می‌توان پروفیل مرجع را بازسازی نمود. برای این کار کافی است از بی–اسپلاین یک بعدی مرتبه ۳ اســـتفاده نمود به نحوی که خطای تابع برازش شده نـسبت به نقاط پروفیل مرجع کمینه شود. در شکل (۳)، نقاط پروفیل مرجع و بی–اســـپلاین برازش‌شـــده بر آن‌ها تر سیم شده ا ست. میانگین مربعات خطا در این برازش بـ سیار کوچک (در حدود ۰٫۰۰۰۲٤) است که بیانگر دقت بالای برازش است.



شکل ۳ نقاط پروفیل مرجع و بی–اسپلاین برازش‌شده بر آن‌ها

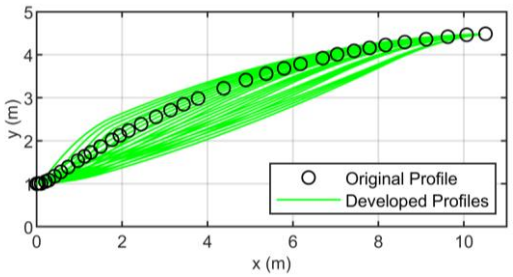
بی–اسپلاین تولیدشده دارای گره یا نات (Knot) و ضرایبی به شرح زیر است:

$$\text{knots} = [0\ \ 0\ \ 0\ \ 0.363\ \ 3.580\ \ 10.507\ \ 10.507\ \ 10.507] \quad (۵)$$

$$\text{coefficients} = [1\ \ 1.016\ \ 2.219\ \ 4.368\ \ 4.485] \quad (۶)$$

مدل‌سازی ابتکاری مجموعه پروفیل‌ها

پس از مدل‌سازی پروفیل مرجع، می‌توان مجموعه پروفیل‌های هم خانواده با آن را ایجاد نمود. برای این منظور، می‌توان با تغییر گره‌ها، رفتار بی–اسپلاین را تحت کنترل درآورد. واضح است که ۳ نقطه گره اول و آخر بیانگر شروط مرزی هستند که قابل تغییر نیستند؛ اما با تغییر نقاط گره ٤ و ٥ می‌توان به پروفیل‌های متنوعی برای نازل دست یافت. به عنوان مثال در شکل (٤)، با تغییر موقعیت نقاط گره شماره ٤ و ٥ به‌ترتیب از ۰٫۲ تا ۱٫۵۵ و از ۱٫۸ تا ۸٫۳ تعداد ۲٤ پروفیل توسعه داده شده است. واضح است که موقعیت نقطه گره شماره ٤ باید جلوتر از نقطه ابتدای نازل و عقب‌تر از موقعیت نقطه گره شماره ٥ باشد. همچنین موقعیت نقطه گره شماره ٥ باید جلوتر از موقعیت نقطه گره شماره ٤ و عقب‌تر از نقطه انتهای نازل باشد.



شکل٤ پروفیل مرجع و پروفیل‌های توسعه‌داده شده

میان‌یابی نیروی پیشران تولیدشده و ضریب بازیابی فشار سکون

پس از توسعه‌ی پروفیل‌ها، می‌توان آن‌ها را توسط دینامیک سیالات محاسباتی مورد ارزیابی قرار داد. بدیهی است که متغیرهای قابل تغییر عبارتند از موقعیت نقاط گره ٤ و ٥. همچنین، خروجی‌های مورد نظر (به عبارت دیگر، تابع هدف برای مرحله بهینه سازی) عبارتند از نیروی پیشران تولید شده و ضریب بازیابی فشار سکون. پیش از اجرای فرایند بهینه سازی، به یک ابزار ریاضی جهت میان‌یابی نیروی پیشران تولید شده و ضریب بازیابی فشار سکون نیاز است. در این مقاله از شبکه‌های عصبی مصنوعی برای این کار استفاده شده است.

نیروی پیشران محوری تولیدشده، F_n، و ضریب بازیابی فشار سکون، η_{p_T}، در مقاله حاضر از روابط زیر به‌دست می‌آید [13]:

$$F_n = \int_{A_{\text{exit}}} \rho u_x \vec{u} \cdot \mathrm{d}\vec{A} + \int_{A_{\text{exit}}} (p - p_0)\, \mathrm{d}A \quad (۷)$$

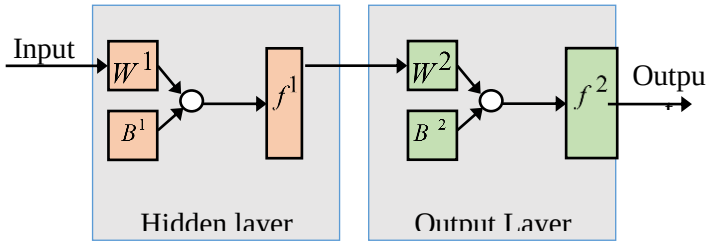
$$\eta_{p_T} = \frac{\int_{A_{\text{exit}}} \rho p_T \vec{u} \cdot \mathrm{d}\vec{A}}{\int_{A_{\text{inlet}}} \rho p_T \vec{u} \cdot \mathrm{d}\vec{A}} \quad (۸)$$

جمله اول سمت راست تساوی در رابطه (۷)، نیروی رانش ناشی از مومنتوم و جمله دوم نیروی رانشی فشاری است. در این رابطه انتگرال‌گیری‌ها بر روی سطح خروجی نازل، A_{exit}، انجام شده و p_0 فشار محیط است. همچنین p_T فشار سکون و ρ چگالی است. در این روابط انتگرال‌ها در مقاطع عرضی ورودی و خروجی محاسبه می‌شوند.

در مقاله حاضر از شبکه‌های عصبی مصنوعی برای تخمین تابع بین ورودی‌های موقعیت گره‌ها و خروجی نیروی پیشران استفاده شده است. در این شبکه از معماری پیش خور استفاده شده است؛ به این معنا که در این نوع شبکه پردازش داده‌های ورودی رو به جلو انجام می‌شود و مسیر پردازش به نورون‌های لایه قبلی باز نمی‌گردد و خروجی هر لایه فقط بر لایه بعدی تاثیرگذار خواهد بود. تعداد لایه‌های مورد استفاده برای تخمین تابع دو لایه است که لایه اول به عنوان لایه مخفی با تعداد نرون دلخواه و لایه دوم به عنوان لایه خروجی در نظر گرفته شده است. در این معماری از تابع انتقال تانژانتی (tansig) برای لایه مخفی و تابع انتقال خطی (purelin) برای لایه خروجی استفاده شده است. تعداد نرون‌ها با سعی و خطا انتخاب شده است به‌نحوی که میانگین مربعات خطا بین خروجی شبکه و هدف مورد نظر کمینه شود. شکل (٥) نشان دهنده معماری شبکه حاضر است که در آن ماتریس‌های وزن با W، بردارهای بایاس با B و توابع انتقال با f نمایش داده شده‌اند و بالانویس‌ها بیانگر شماره لایه هستند.

نتایج و بحث

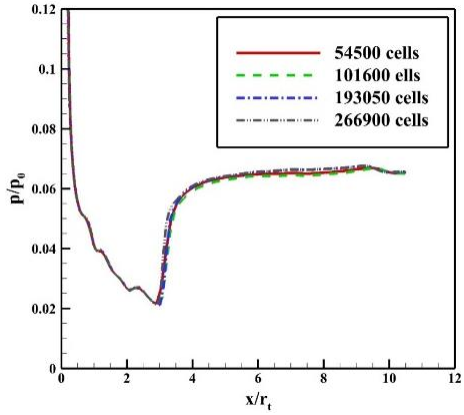
مطالعه‌ی شبکه. در شبیه‌سازی‌های عددی حاضر، کل دامنه محاسباتی نشان داده شده در شکل (۱) توسط شبکه سازمان‌یافته با المان‌های چهار وجهی منظم پوشش داده شده است.



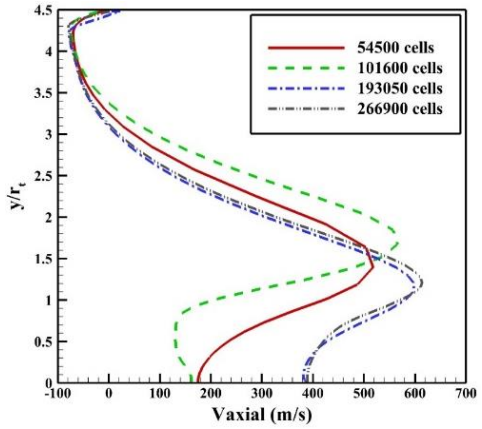
شکل ۵ معماری شبکه عصبی مصنوعی مورد استفاده در کار حاضر

جهت مدل‌سازی دقیق لایه‌مرزی شکل گرفته بر روی دیواره قسمت واگرای نازل، شبکه محاسباتی به‌منظور دست‌یابی به y^+ مورد قبول در کنار دیواره‌ها بسیار ریز شده است. به‌طوری که معیار y^+ نزدیک به ۱ در کنار دیواره‌ها برای شبکه حاضر رعایت شده است. همچنین، در اطراف لایه برشی شکل گرفته در پائین‌دست لبه خروجی نازل نیز شبکه محاسباتی ریز شده است. از طرفی با نزدیک‌شدن به مرزهای خروجی، از شبکهٔ محاسباتی با اندازهٔ بزرگ استفاده شده است تا امواج آکوستیکی منتشرشده به‌سمت مرزها به‌طور کامل توسط لزجت عددی تلف شوند [22]. به‌منظور بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی، مسئله حاضر با ٤ شبکه درشت (٥٤٥٠٠ سلول)، متوسط (١٠١٦٠٠ سلول)، ریز (١٩٣٠٥٠ سلول) و خیلی ریز (٢٦٦٩٠٠ سلول) شبیه‌سازی شده است. در شکل (٦) تاثیر شبکه محاسباتی بر فشار استاتیک اعمالی بر دیواره واگرای نازل بررسی شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، نتایج تطابق به نسبت مناسبی بر یکدیگر دارند و موقعیت موج ضربه‌ای شکل گرفته در نازل که به‌صورت یک پرش ناگهانی در فشار خود را نشان داده است، توسط تمامی شبکه‌ها به صورت یکسان پیش‌بینی شده است. لازم به ذکر است که برای تمامی شبکه‌ها معیار y^+ نزدیک به یک رعایت شده است. بنابراین تاثیر شبکه محاسباتی بر فشار استاتیک دیواره‌ی واگرای نازل چندان قابل ملاحظه نیست. اما با دور شدن از دیواره نازل، اندازه شبکه محاسباتی به تدریج بزرگ می‌شود که این موضوع بر توزیع سرعت در خروجی نازل و در نتیجه میزان نیروی پیشران تولیدی تاثیر قابل توجه‌ای دارد.

برای مقایسه بهتر نتایج شبکه‌های مختلف، در شکل (٧) سرعت محوری جریان در خروجی نازل برای چهار شبکه حاضر مقایسه شده است. این پارامتر از آن‌جایی‌که تعیین‌کننده نیروی رانشی نازل است، اهمیت خاصی در کار حاضر دارد. مطابق شکل پروفیل‌های سرعت محوری در شبکه ریز و بسیار ریز منطبق بر یکدیگر می‌باشند. بنابراین در ادامه بحث از شبکه ریز (١٩٣٠٥٠ سلول) به‌منظور اعتبارسنجی نتایج و استخراج داده‌ها استفاده خواهد شد. نکته جالب توجه در این شکل وجود جریان برگشتی در کنار دیواره بالایی است که به‌صورت سرعت منفی خود را نشان می‌دهد.



شکل ٦ تاثیر شبکه محاسباتی بر فشار استاتیک دیواره واگرای نازل



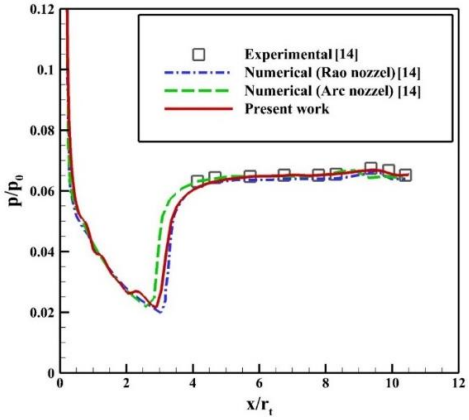
شکل ٧ توزیع سرعت محوری در عرض خروجی نازل برای شبکه‌های مختلف

اعتبارسنجی

به‌منظور اعتبار سنجی، نتایج عددی حاضر با نتایج عددی و تجربی ارائه شده در مقاله شومبرگ و همکاران [14] مقایسه شده است. برای این مقایسه نازلی به نام S1 از مجموعه نازل‌های موجود انتخاب شده و در نسبت فشار ١٤ مورد بررسی قرار گرفته است. در شکل (٨) فشار استاتیک ثبت شده بر روی دیواره

واگرای نازل با نتایج تجربی و عددی مرجع [14] مقایسه شده است. مطابق این شکل، نتایج شبیه‌سازی حاضر تطابق خوبی با داده‌های تجربی و عددی مرجع [14] نشان می‌دهد؛ به‌طوری‌که مکان موج ضربه‌ای و سطح فشار دیواره انطباق مناسبی با نتایج تجربی و عددی دارد.

در شکل (۹) کانتورهای عدد ماخ جریان، به‌دست آمده از کار حاضر و مرجع [14] مقایسه شده‌اند. موقعیت قرارگیری موج ضربه‌ای و همچنین رخداد جدایش جریان از دیواره مطابقت بسیار خوبی را نشان می‌دهد.

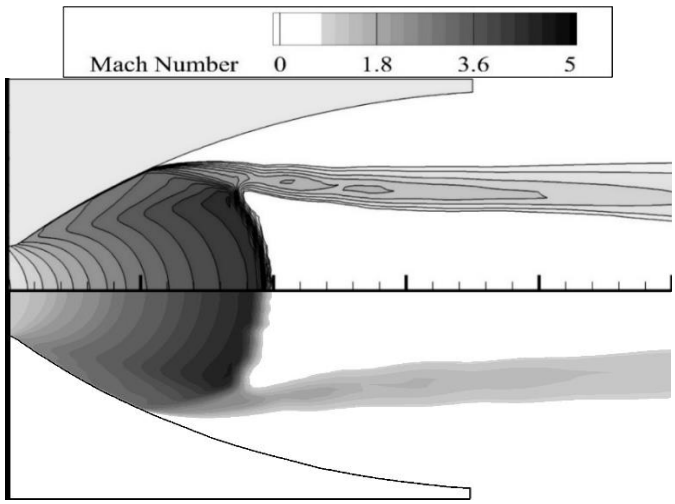


شکل ۸ فشار استاتیک ثبت شده بر روی دیواره واگرای نازل، مقایسه نتایج حاضر و نتایج مرجع [14].

میان‌یابی شکل پروفیل نازل با استفاده از شبکه عصبی

در کار حاضر با تغییر موقعیت نقاط گره ٤ و ٥ (رجوع شود به شکل ٤)، بیست و چهار پروفیل جدید برای قسمت واگرای نازل با طول و نسبت سطح خروجی به گلوگاه مشابه توسعه داده شده است. این پروفیل‌ها با ابزار دینامیک سیالات محاسباتی شرح داده شده مورد آزمون عددی قرار گرفته و نیروی رانشی و ضریب بازیابی فشار سکون هر یک از آن‌ها محاسبه شده است. به عنوان نمونه، در جدول (۱) نتایج آزمایش‌های عددی برای دوازده پروفیل توسعه‌داده‌شده تحت نسبت فشار ١٤ گزارش شده است. دقت در این نکته ضروری است که مطابق جدول یادشده، رفتار نیروی رانش تولیدشده و ضریب بازیابی فشار سکون یکسان است؛ از این رو، در ادامه مقاله فقط به بررسی نیروی پیشران به عنوان تابع هدف پرداخته می‌شود.

همان‌گونه که در شکل (٤) و جدول (۱) مشاهده شد، تنها تعداد محدودی از پروفیل‌ها توسط دینامیک سیالات محاسباتی مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. دلیل اصلی آن است که تعداد بی‌نهایت پروفیل با مدل مذکور قابل تولید است، اما بررسی آن‌ها به دلیل بار محاسباتی بالا و زمان طولانی امکان‌پذیر نیست. بنابر این به روشی نیاز است که با کمک جدول (۱) و بدون اجرای مجدد کد دینامیک سیالات محاسباتی، مقدار نیروی پیشران تولیدشده را به ازای مقادیر دلخواه از موقعیت گره‌های شماره ٤ و ٥ پیش‌بینی نماید. این کار در مقاله حاضر با استفاده از ابزار شبکه‌های عصبی مصنوعی انجام شده است.

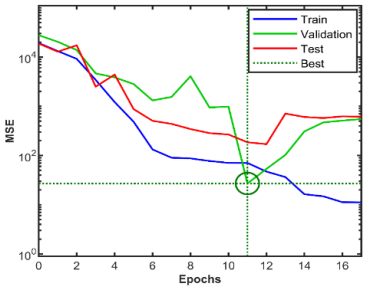


شکل ۹ کانتور عدد ماخ برای جریان عبوری از قسمت واگرای نازل: مقایسه نتایج عددی مرجع [14] (تصویر بالائی) و نتایج حاضر (تصویر پایینی)

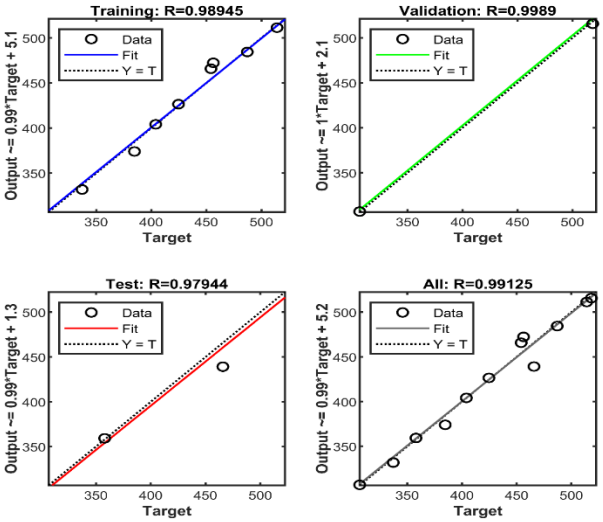
جدول ۱ نتایج آزمایش‌های عددی برای پروفیل‌های توسعه‌دادشده تحت نسبت فشار ۱٤

ورودی‌ها		هدف‌ها	
موقعیت گره شماره ٤	موقعیت گره شماره ۵	نیروی پیشران (نیوتن)	ضریب بازیافت فشار سکون (درصد)
۰٫۳٦۳	۳٫۵۸	۳۸٤٫۱۰	۱۵٫۵٦
۰٫۲	۱٫۸	۳۰٦٫٤٦	۱۳٫۳۸
۰٫۲	٤٫٤	٤۲٤٫٦۷	۲۰٫۹٤
۰٫۲	۷	۵۱۵٫٤۵	۳۱٫۸٦
۰٫٦۵	۱٫۸	۳۳۷٫۱۵	۱٤٫۷۸
۰٫٦۵	٤٫٤	٤۵۸٫۳۱	۳٦٫۰۱
۰٫٦۵	۷	۵۱٤٫۳۲	۳۲٫۲۵
۱٫۱	۱٫۸	۳۲۱٫۸۸	۱۲٫۲۸
۱٫۱	٤٫٤	٤۵٤٫۱۰	۲۷٫۷۸
۱٫۱	۷	۵۱۳٫۳٤	۳۲٫۳۱
۱٫۵۵	۱٫۸	۳۵۷٫۹۱	۱۳٫۷۲
۱٫۵۵	٤٫٤	٤۸۷٫۱۱	۲۷٫٤۲
۱٫۵۵	۷	۵۱٤٫۰٦	۳۳٫٤۱

شبکه عصبی مورد استفاده در این مطالعه، شبکه پس انتشار خطا می‌باشد. در این نوع شبکه خطای خروجی با مقایسه مقدار خروجی با هدف مورد نظر محاسبه می‌شود. از مقدار میزان خطا برای تصحیح شبکه و تغییر وزن‌ها استفاده می‌شود. به هر بار اجرای این الگوریتم برای تمام داده‌ها یک دوره (Epoch) گفته می‌شود. فرایند آموزش آن‌قدر تکرار می‌شود تا مقدار خطا به مقدار ثابتی رسیده و تغییر نکند. به‌منظور آموزش شبکه از الگوریتم trainlm استفاده شده است که علاوه بر دقت مناسب، سرعت همگرایی بالایی نیز دارد. نتایج آموزش شبکه برای فازهای آموزش، ارزیابی و آزمایش در شکل (۱۰) نشان داده شده است. در این شکل میانگین مربعات خطا در برابر تکرارهای فرایند آموزش (دوره‌ها) ترسیم شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، میانگین مربعات خطا در فاز آموزش کاملاً کاهشی است. در مقابل، این مقدار برای فاز ارزیابی تا دوره ۱۱ کاهشی و سپس افزایش است و به منظور جلوگیری از بیش برازش (Overfitting) پس از ٦ دوره از بهترین مقدار، فرایند آموزش متوقف شده است. همچنین میانگین مربعات خطا برای فاز آزمایش در محدوده قابل قبولی باقی مانده است که بیانگر مناسب بودن تابع برازش‌شده است. در شکل (۱۱)، نمودارهای رگرسیون نیروی پیشران برای فازهای آموزش، ارزیابی، آزمایش و کل داده‌ها نشان داده شده است. بر اساس نتایج، در همه حالت‌ها شیب و عرض از مبدأ خطوط رگرسیون به‌ترتیب در حدود ۱ و ۰ است. همچنین، مقادیر رگرسیون بسیار نزدیک به ۱ است. بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت که شبکه از دقت قابل قبولی در تخمین نیروی پیشران برخوردار است.



شکل ۱۰ نتایج آموزش شبکه برای فازهای آموزش، ارزیابی و آزمایش



شکل ۱۱ نمودارهای رگرسیون نیروی پیشران برای فازهای آموزش، ارزیابی، آزمایش و کل داده‌ها

یافتن پروفیل بهینه توسط الگوریتم ژنتیک

اکنون که شبکه عصبی قادر است، میران نیروی پیشران تولیدی نازل را به ازای هندسه‌های دلخواه پروفیل ایجادشده (توسط موقعیت گره‌های ٤ و ٥) پیش‌بینی کند، می‌توان از یک روش بهینه‌یابی سراسری برای شناسایی پروفیل بهینه بهره برد. در این مقاله، الگوریتم ژنتیک برای این منظور استفاده شده است. الگوریتم ژنتیک یک الگوریتم فراکاوشی (Metaheuristic) الهام گرفته‌شده از طبیعت برای بهینه‌سازی در فضاهای جستجوی غیرخطی پیچیده است. در این الگوریتم، یک جمعیت اولیه به‌طور تصادفی تولید می‌شود. سپس، افراد این جمعیت در برابر تابع جریمه ارزیابی می‌شوند. بهترین افراد شانس بیشتری برای انتخاب به‌عنوان والدین نسل بعدی دارند. والدین در یک استخر قرار می‌گیرند و عملگرهای ژنتیکی مانند ادغام (Cross-over) و جهش (Mutation) بر آن‌ها اعمال می‌شود. بدترین فرد به احتمال زیاد با فرزندان جدید به‌دست آمده جایگزین می‌شود. با توجه به قانون انتخاب طبیعی، هر نسلی احتمالاً بهتر از نسل قبلی خواهد بود. الگوریتم بهینه‌سازی تا زمانی ادامه می‌یابد که یک معیار توقف، فرآیند را متوقف کند. در نهایت، مناسب‌ترین فرد به عنوان پاسخ بهینه مسئله معرفی می‌شود.

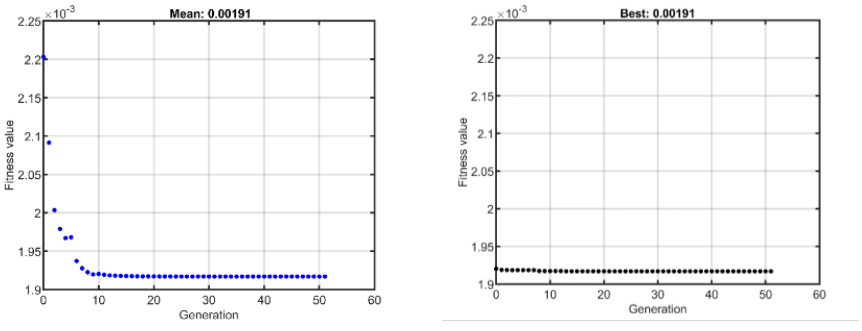
در این مقاله تابع جریمه عبارت است از معکوس نیروی پیشران که باید کمینه شود. همچنین، موقعیت گره‌های ٤ و ٥ اسپلاین برازش شده متغیرهای تصمیم هستند. ویژگی‌های الگوریتم ژنتیک مورد استفاده در این مقاله در جدول (۲) ارائه شده است.

نمودار بهترین و میانگین مقادیر تابع جریمه در فرایند بهینه‌یابی در شکل (۱۲) نمایش داده شده است. ملاحظه می‌شود که هر دو نمودار پس از ۵۱ نسل به مقدار بهینه‌ی تقریباً یکسانی همگرا گردیده‌اند. نتایج نهایی برای پروفیل نازل بهینه و نازل مرجع شامل متغیرهای تصمیم (یعنی موقعیت گره‌های ٤ و ٥ بی‌اسپلاین گذرنده از نقاط شکست) و مقدار تابع جریمه (معکوس نیروی پیشران معادل) در جدول (۳) ارائه شده است.

در نهایت پروفیل نازل بهینه در مقایسه با پروفیل نازل مرجع در شکل (۱۳) ارائه شده است.

جدول ۲: ویژگی‌های الگوریتم ژنتیک مورد استفاده

متغیر	مقدار
ایجاد جمعیت	یکنواخت
نسبت ادغام	۰٫۸
نسبت نخبگان	۰٫۰۵
حد تابع هدف	۰٫۰۰۰۰۵
مقیاس تابع هدف	اولویت‌بندی
تلورانس تابع	۰٫۰۰۰۰۰۱
جریمه اولیه	۱۰
بیشینه نسل	۱۰۰۰
نسبت مهاجرت	۰٫۲
اندازه جمعیت	۲۵
انتخاب	تورنومنت

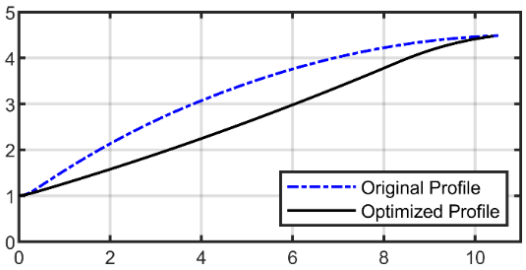


(الف) (ب)

شکل ۱۲ (الف) نمودار بهترین و (ب) میانگین مقادیر تابع جریمه در فرایند بهینه‌یابی

جدول ۳ نتایج نهایی برای پروفیل نازل بهینه و نازل مرجع

	متغیرهای تصمیم		خروجی	
	موقعیت گره ٤	موقعیت گره ٥	تابع جریمه	نیروی پیشران معادل (نیوتن)
پروفیل نازل مرجع	۰٫۳٦۳	۳٫٥۸۰	۰٫۰۰۲٦۰	۳۸٤٫۱۰
پروفیل نازل بهینه	۰٫۲۹۰	۸٫۳۰۰	۰٫۰۰۱۹۱	٥۲۳٫٥٦



شکل ۱۳ پروفیل نازل بهینه در مقایسه با پروفیل نازل مرجع

اعتبارسنجی پروفیل بهینه

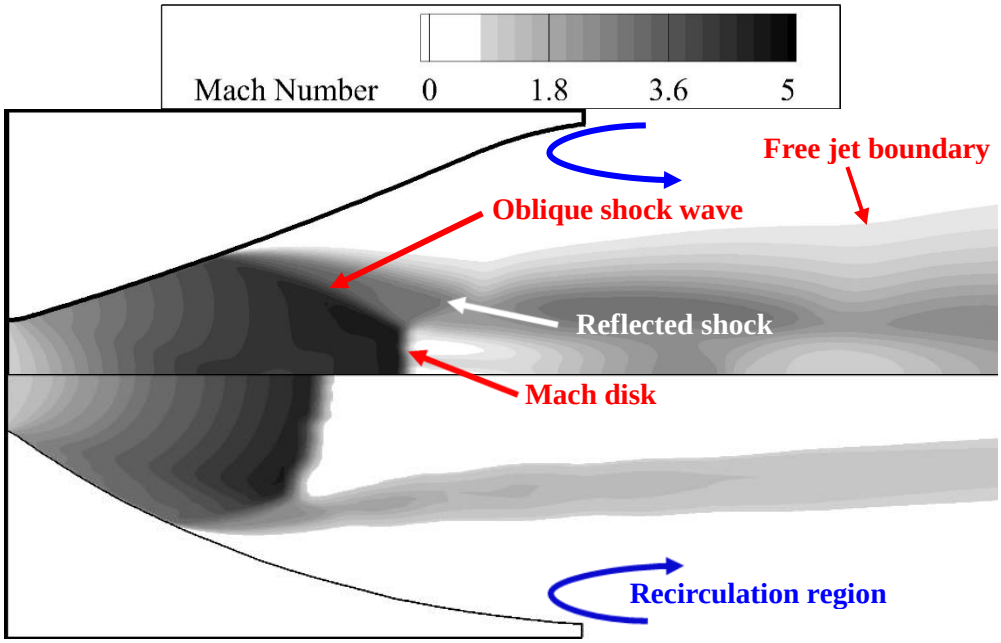
با آنکه پروفیل بهینه دارای بیشترین نیروی پیشران در بین پروفیل‌های ممکن است، اما این نتیجه صرفاً توسط الگوریتم‌های هوش مصنوعی یادشده در قبل (مجموعه شبکه عصبی و الگوریتم ژنتیک) به‌دست آمده است و از دینامیک سیالات محاسباتی برای کسب این نتیجه مستقیماً استفاده نشده است. برای اعتبارسنجی پروفیل بهینه می‌توان آن را توسط دینامیک سیالات محاسباتی مورد ارزیابی قرار داد. در جدول (٤) نتایج نهایی بهینه‌یابی نازل که توسط هوش مصنوعی و دینامیک سیالات محاسباتی به‌دست آمده ارائه شده است. نزدیک‌بودن نتایج بیانگر این موضوع است که هوش مصنوعی به‌کاررفته قادر است پیش‌بینی بسیار دقیقی نسبت به نیروی پیشران تولیدی در محدوده آموزش‌داده‌شده داشته باشد. لذا، پروفیل بهینه نازل واقعاً بهترین نیروی پیشران را در بین همه پروفیل‌های ممکن تحت بررسی تولید می‌کند.

جدول ٤ نتایج نهایی بهینه‌یابی پروفیل نازل

	نیروی پیشران (نیوتن)
هوش مصنوعی	٥۲۳٫٥٦
دینامیک سیالات محاسباتی	٥۲۳٫۲۰

بحث

در شکل (١٤) جزئیات ساختار دینامیک گازی جریان در هر دو نازل مرجع و بهینه‌شده شامل دیسک ماخ (Mach disk)، امواج ضربه‌ای مایل و انعکاسی، لایه برشی، هسته گردابی و جدایش جریان مشاهده می‌شود. مطابق این شکل پروفیل نازل بهینه شده برای نسبت فشار ١٤ به نازل مخروطی نزدیک شده است. در نزدیکی گلوگاه نازل، زاویه واگرایی دیواره در پروفیل مرجع بیشتر از پروفیل بهینه است. این واگرایی بیشتر سبب شده تا جدایش جریان در نازل مرجع زودتر اتفاق بیافتد. به‌طور کلی روند جدایش جریان در نازل‌های فرامنبسط همراه با موج ضربه‌ای داخلی است [23]. با برخورد موج ضربه‌ای به لایه مرزی یک گرادیان فشار معکوس در لایه مرزی ایجاد می‌شود. این گرادیان معکوس سبب به‌هم‌ریختگی پروفیل سرعت، جدایش لایه مرزی و افزایش ضخامت آن می‌شود. جدایش جریان از دیواره نازل‌ها سبب می‌شود که در انتهای دیواره نواحی بازچرخشی و برگشت جریان (اثرات انتهایی) به وجود بیاید. وجود این ناحیه بازچرخشی از اتصال مجدد جریان به دیواره جلوگیری کرده و سبب ایجاد نیروی پیشران منفی خواهد شد. این الگوی جدایش، جدایش آزاد از موج ضربه‌ای (Free shock separation (FSS) نامیده می‌شود. واگرایی بیشتر دیواره نازل در نزدیکی گلوگاه در نازل مرجع، سبب ایجاد دیسک ماخ بلندتر و موج ضربه‌ای مایل (موج ضربه‌ای جدایش (Separation shock)) کوتاه‌تر شده است. این موضوع افت فشار سکون را افزایش داده و ضریب بازیابی فشار سکون را کاهش می‌دهد. جریان عبور کرده از دیسک ماخ که یک موج ضربه‌ای عمودی است، مادون صوت شده و با افت بیشتر فشار سکون مواجه خواهد بود؛ در حالی که جریان عبور کرده از موج ضربه‌ای مایل هنوز مافوق صوت است و افت فشار سکون به نسبت کمتری را تجربه می‌کند.



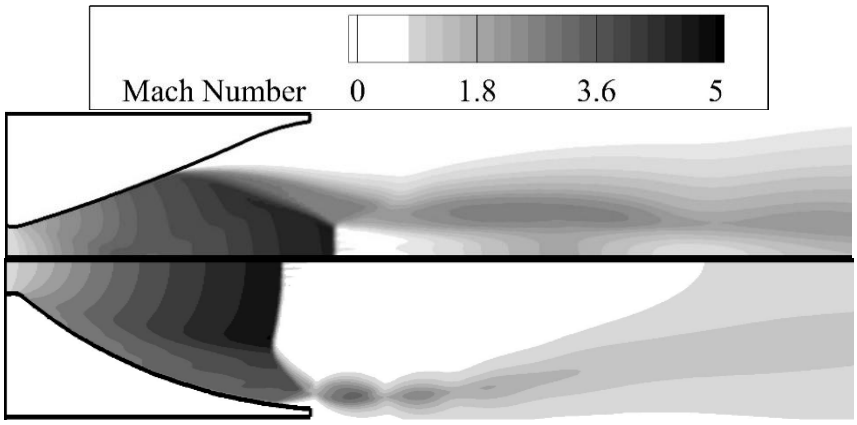
شکل ۱٤ کانتور عدد ماخ برای جریان عبوری از قسمت واگرای نازل: مقایسه جزئیات ساختار امواج ضربه‌ای برای پروفیل بهینه شده (تصویر بالائی) و پروفیل مرجع (تصویر پایینی) برای نسبت فشار ۱٤

جدول ۵ مقایسه نتایج پروفیل بهینه شده و پروفیل مرجع در نسبت‌های فشار مختلف

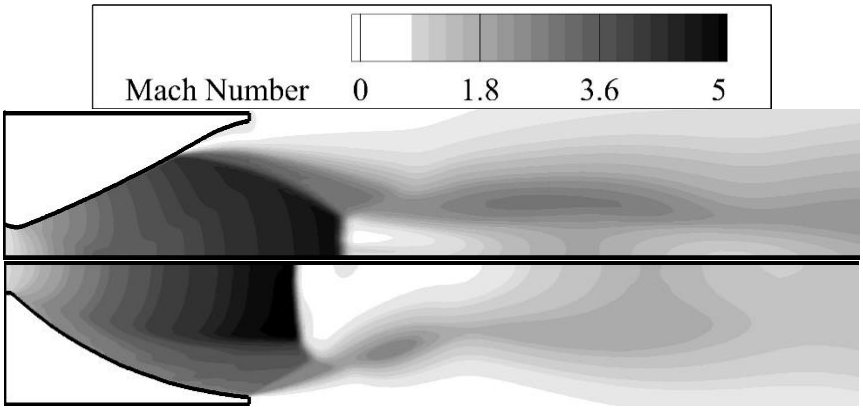
نسبت فشار	نیروی پیشران پروفیل مرجع	نیروی پیشران پروفیل بهینه شده	درصد بهبود نیروی پیشران	ضریب بازیافت فشار سکون برای پروفیل مرجع	ضریب بازیافت فشار سکون برای پروفیل بهینه شده	درصد بهبود ضریب بازیافت فشار سکون
۱٤	۳۸٤٫۱	۵۲۳٫۲۰	۳٦٫۲	۱۵٫۵٦	۳۷٫۰۸	۱۳۸٫۳
۲۰	۵٦۱٫٦۱	۷٤٤٫۸٤	۳۲٫٦	۱۷٫۸۲	۳۸٫۸۵	۱۱۸٫۰
۳۰	۹۲۸٫٦۹	۱۱۸۸٫۵۹	۲۸٫۰	٤۰٫۵۵	۵۱٫۱۰	۲٦٫۰
٤۰	۱۹٦٤٫۲۷	۱۸۲٤٫۱۱	-۷٫۱	۹۱٫۷٤	٦۱٫۹۲	-۳۲٫۵
۵۰	۲٤۷۱٫٦۳	۲۳۵۹٫۹۹	-٤٫۵۲	۹۲٫۲۷	۷۱٫۸۸	-۲۲٫۱

لازم به ذکر است که شکل پروفیل در کار حاضر برای نسبت فشار ۱٤ بهینه شده است و با افزایش نسبت فشار (افزایش ارتفاع) لازم است در شکل بهینه شده تجدید نظر به‌عمل آید. به‌منظور بررسی پروفیل نازل بهینه شده در شرایط عملکردی خارج از نقطه طراحی، در جدول (۵) نیروی پیشران به‌دست آمده از پروفیل مرجع و پروفیل بهینه شده به همراه ضریب بازیافت فشار سکون در نسبت فشارهای مختلف مقایسه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود عملکرد نازل بهینه با افزایش نسبت فشار کاهش می‌یابد؛ اما تا نسبت فشار ۳۰، هنوز بهتر از نازل مرجع عمل می‌کند.

در شکل‌های (۱۵ و ۱٦) ساختار جریان در هر دو نازل مرجع و بهینه‌شده برای نسبت فشارهای ۳۰ و ۵۰ مقایسه شده است. با افزایش نسبت فشار، دیسک ماخ به سمت خروجی میل پیدا کرده است. در نسبت فشار ۳۰ انبساط جریان در نازل مرجع منطبق بر پروفیل دیواره اتفاق افتاده و جریان پس از جدایش از انتهای دیواره دوباره به سمت آن میل کرده است. این الگوی جدایش را جدایش محدودشده به موج ضربه‌ای (Restricted shock separation (RSS)) می‌نامند. این در حالی است که الگوی جدایش در نازل بهینه هنوز هم الگوی آزاد از موج ضربه‌ای است. مطابق شکل (۱۵) در نازل بهینه دیسک ماخ از دهانه نازل خارج شده است. این موضوع سبب می‌شود که سرعت جریان خروجی در هسته مرکزی نازل بهینه بیشتر از نازل مرجع باشد و نیروی پیشران هم به همین سبب بیشتر است.



شکل ۱۵ کانتور عدد ماخ برای جریان عبوری از قسمت واگرای نازل برای پروفیل بهینه شده (تصویر بالائی) و پروفیل مرجع (تصویر پایینی) برای نسبت فشار ۳۰



شکل ۱۶ کانتور عدد ماخ برای جریان عبوری از قسمت واگرای نازل برای پروفیل بهینه شده (تصویر بالائی) و پروفیل مرجع (تصویر پایینی) برای نسبت فشار ۵۰

مطابق شکل (۱۶) در هر دو نازل دیسک ماخ به بیرون از نازل منتقل شده است و برای همین سرعت جریان در قسمت عمده‌ای ازخروجی نازل‌ها مافوق صوت است. برای نازل بهینه باز هم جدایش جریان مطابق الگوی آزاد از موج ضربه‌ای رخ داده است. این در حالی است که در نازل مرجع جدایش جریان روی نداده است. این تفاوت‌ها باعث شده که نیروی پیشران و ضریب بازیافت فشار سکون نازل مرجع در نسبت فشار ۵۰ بهتر از نازل بهینه شده باشد.

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در کار حاضر به‌منظور یافتن پروفیل بهینه برای قسمت واگرای یک نازل فرامنبسط، یک ابزار کارآمد و مطمئن با ترکیب دینامیک سیالات محاسباتی و هوش مصنوعی توسعه یافته است. جریان تراکم‌پذیر آشفته عبوری از نازل با حل معادلات ناویر-استوکس و به کمک مدل اغتشاشی تک-معادله‌ای اسپالارت-آلماراس شبیه‌سازی شده و نیروی پیشران تولیدی و ضریب بازیافت فشار سکون به‌صورت عددی محاسبه شده است. پروفیل قسمت واگرای نازل مرجع با استفاده از بی-اسپلاین درجه سوم برازش شده و سپس با تغییر نقاط شکست این پروفیل، مجموعه‌ای از پروفیل‌های جدید تولید شده است. نیروی پیشران حاصل از این مجموعه پروفیل‌ها به کمک دینامیک سیالات محاسباتی به‌دست آمده و از آن برای آموزش شبکه عصبی مصنوعی بهره برده شده است. سپس با به‌کارگیری الگوریتم ژنتیک پروفیل بهینه به‌دست آمده و اعتبار آن با آزمون عددی سنجیده شده است. مقایسه بین پروفیل مرجع و پروفیل بهینه برای نسبت فشار نازل ۱۴ نشان دهنده افزایش ۳۶ درصدی نیروی پیشران و ۱۳۸ درصدی ضریب بازیافت فشار سکون است. مقایسه جزئیات ساختار جریان در نازل مرجع و بهینه نشان می دهد که در نازل بهینه جدایش جریان که منطبق بر الگوی جدایش آزاد از موج ضربه‌ای است، دیرتر اتفاق افتاده است. به‌منظور بررسی عملکرد نازل بهینه در شرایط خارج از نقطه طراحی، مقایسه‌ای بین نازل بهینه

و مرجع در نسبت فشارهای ۲۰، ۳۰، ٤۰ و ۵۰ صورت گرفت. نتایج نشان داد که در شرایط عملیاتی خارج از نقطه طراحی عملکرد نازل بهینه تا نسبت فشار ۳۰ بهتر از نازل مرجع است؛ اما با عبور نسبت فشار نازل از ۳۰، به‌کارگیری نازل بهینه به‌جای نازل مرجع هیچ‌گونه اولویتی ندارد.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

C_p	گرمای ویژه فشار ثابت،	J/kg.K
F_n	نیروی پیشران،	N
h_t	آنتالپی مخصوص کل،	J/kg
k	انرژی جنبشی آشفتگی،	J
P	فشار،	Pa
Pr_t	عدد پرنتل آشفته	
u_i	مولفه سرعت در راستای i،	m/s

علائم یونانی

η_{PT}	ضریب بازیافت فشار سکون	
λ	ضریب رسانایی حرارتی،	J/m.s.K
μ	لزجت مولکولی،	kg/m.s
μ_t	لزجت اغتشاشی،	kg/m.s
ρ	چگالی،	kg/m^3
τ	تنش برشی،	N/m^2

زیرنویس

eff	خواص موثر
0	خواص محیط

بالانویس

-	متوسط‌گیری رینولدزی
~	متوسط‌گیری جرمی

واژه نامه

Artificial intelligence	هوش مصنوعی
Flow separation	جدایش جریان
Free shock separation	جدایش آزاد از موج ضربه‌ای
Nozzle	نازل (شیپوره)
Optimization	بهینه‌سازی
Over-expanded	فرا منبسط
Pressure recovery factor	ضریب بازیافت فشار
Restricted shock separation	جدایش محدودشده به موج ضربه‌ای
Shock wave	موج ضربه‌ای
Thrust	نیروی پیشران

تقدیر و تشکر

نویسندگان مقاله بر خود لازم می‌دانند که از امکانات فراهم شده توسط مرکز تحقیقات هوافضا و تبدیل انرژی، واحد نجف آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف آباد، ایران؛ در حین انجام تحقیقات تقدیر نمایند.

مراجع

[1] G. P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Willey & Sons, Inc., 2001.

[2] G. V. R. Rao, "Exhaust nozzle contour for optimum thrust," *Jet Propulsion*, vol. 28, no. 6, pp. 377-382, 1958.

[3] G. V. R. Rao, "Approximation of optimum thrust nozzle contour," *ARS Journal*, vol. 30, no. 6, pp. 561, 1960.

[4] G. V. R. Rao, J. E. Beck, T. E. Booth, "Nozzle optimization for space-based vehicles," AIAA Paper 99-2584, June, (1999).

[5] J. G. Allman, J. D. Hoffman, "Design of maximum thrust nozzle contours by direct optimization methods," *AIAA Journal*, vol. 19, no. 6, pp. 750-751, 1981.

[6] L. E. Sternin, "Analysis of the thrust characteristics of jet nozzles designed by various methods," *Fluid Dynamics*, vol. 35, no. 1, pp. 123-131, 2000.

[7] X. Q. Xing, M. Damodaran, "Design of three-dimensional nozzle shapes using hybrid optimization techniques," 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, U.S.A, AIAA Paper-2004-26, January 5–8, (2004).

[8] G. Cai, J. Feng, X. Xu, M. Liu, "Performance prediction and optimization for liquid rocket engine nozzle," *Aerospace Science and Technology*, vol. 11, pp. 155-162, 2007.

[9] D. Davidenko, Y. Eude, F. Falempin, "Optimization of supersonic axisymmetric nozzles with a center body for aerospace propulsion," *Progress in Propulsion Physics*, vol. 2, pp. 675-692, 2011.

[10] K. O. Mon, C. Lee, "Optimal design of supersonic nozzle contour for altitude test facility," *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 26, no. 8, pp. 2589~2594, 2012.

[11] M. Yumusak, S. Eyi, "Design optimization of rocket nozzles in chemically reacting flows," *Computers & Fluids*, vol. 65, pp. 25-34, 2012.

[12] M. Yumusak, "Analysis and design optimization of solid rocket motors in viscous flows," *Computers & Fluids*, vol. 75, pp. 22-34, 2013.

[13] K. Yu, X. Yang, Z. Mo, "Profile design and multifidelity optimization of solid rocket motor nozzle," *Journal of Fluids Engineering*, vol. 136, pp. 031104-1, 2014.

[14] K. Schomberg, J. Olsen, G. Doig, "Design of high-area-ratio nozzle contours using circular arcs," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 32, pp. 188-195, 2016.

[15] K. Schomberg, J. Olsen, A. Neely, G. Doig, "Design of an arc-based thrust-optimized nozzle contour," *Progress in Propulsion Physics*, vol. 11, pp. 517-528, 2019.

[16] K. Schomberg, J. Olsen, A. Neely, G. Doig, "Investigation of conjugate circular arcs in rocket nozzle contour design," *Shock Waves*, vol. 29, pp. 401-413, 2019.

[17] E. Mahmoodi, R. Rafee, "Effect of the nozzle shape on its off-design performance in the presence of shock wave and boundary layer separation," *Journal of Mechanical Engineering University of Tabriz*, vol. 51, no. 2, pp. 205-213, 2021. (In Persian)

[18] K. Schomberg, J. Olsen, A. Neely, G. Doig, "Effect of the contour shock on restricted shock separation in rocket nozzles," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 34, pp. 556-560, 2018.

[19] P. Spalart, S. Allmaras, "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows," 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, U.S.A, AIAA Paper 1992-0439, January 6-9, 1992.

[20] Ansys Fluent Theory Guide, Release 15, ANSYS, Inc. pp. 42-43, 2013.

[21] J. Östlund, "Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads," Ph.D. Dissertation, Royal Institute of Technology, Stockholm, 2002.

[22] R. Khoshnevisan, S. Emami, "Numerical prediction of near-field noise and return acoustics from sonic jets in different operating conditions," *Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics*, vol. 32, no. 2, pp. 19-42, 2021. (In Persian)

[23] K. Seejith, M. P. Dhrishit, M. Deepu, T. Jayachandran, "Numerical analysis of flow separation in rocket nozzles," In: A. Saha, D. Das, R. Srivastava, P. Panigrahi, K. Muralidhar, Eds, Fluid Mechanics and Fluid Power – Contemporary Research, Lecture Notes in Mechanical Engineering, New Delhi, Springer, 2017.

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics, 35, 1, 2023.(37-52)

Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Society of Manufacturing Engineering of Iran

Numerical Study of Improving the Aerodynamic Performance of the High Lift Devices in the Two-Element Airfoil

Research Article

Meysam Izadi[1], Arash Shams Taleghani[2], Reza khaki[3]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.79293.1142

1. Introduction

Today, improving the aerodynamic performance of airplanes, which leads to the optimization of fuel consumption and reduction of greenhouse gases, as well as the shrinking of engines, is one of the biggest concerns of experts in this field. Various techniques have been presented to control and improve the flow in the aerodynamic surfaces of the aircraft, but the most important of them is the use of leading and trailing edge high lift devices on the wings. The main task of these high lift devices is to provide higher lift coefficients in take-off and landing conditions, so that this issue does not disturb the performance of the aircraft in cruise mode. In light aircraft, trailing edge high lift devices are often used, in particular, simple flaps, single flaps, and fowler flaps.

Flaps and other high lift devices were originally used to land airplanes in small areas. Nowadays, according to the topic of high loading, the need for this equipment is felt in the take-off phase as much as in the landing phase. During takeoff, a high maximum lift coefficient is required along with a low drag coefficient. While landing, a high maximum lift coefficient is required like takeoff phase, with the difference that the presence of some more drag can be useful.

After validating the data with experimental research and aerodynamic analysis of an airfoil equipped with a single slotted flap, this research seeks to find the appropriate geometric parameters for the deployment of the flap.

2. Method

Slotted flaps are generally similar to simple and fowler flaps in terms of increased curvature and in some cases, increased chord. With the difference that there is a gap in between that can delay the flow separation by sucking high-energy air from the lower surface and using it to control the boundary layer on the upper surface of the flap. The airfoil equipped with a single slotted flap mechanism has its own geometric parameters, the most important of which are the gap distance, overlap, slot lip, and slot entry, which are analyzed along with parameters such as flap type, flap size, and its rotation rate. Figure 1 shows the main geometric parameters of a single slotted flap.

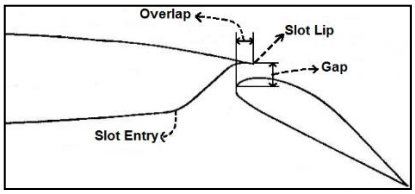


Figure 1. The parameters of airfoil equipped with single slotted flap

In this research, first, according to the experimental results of the wind tunnel on the Naca-23012 airfoil equipped with a Clarck-Y type single slotted flap, the validation of the data was done and a database was created based on the experimental research. Then, by making changes in the geometrical parameters of the gap and overlap, the problem of improving the aerodynamic performance of the airfoil was evaluated. First, the required geometries in different angles of attack and flap were created in the Gambit software and the scope of the flow solution was defined. By using different tools of Gambit software, meshing was created successfully and boundary conditions were defined. Then, the final model was analyzed in Fluent to do a mesh independence study and verify it.

3. Governing equations

Fluent is used for numerical solutions and discretization of equations. The basic principle that is used in fluid mechanics is the principle of conservation of mass, which is expressed by Equation 1, which is called the equation of continuity:

$$(\vec{\nabla}.\vec{V})=0 \qquad (1)$$

According to Newton's second law, the result of forces acting on an object equals the changes in momentum. Assuming an incompressible flow and a constant viscosity coefficient, the form of the Navier-Stokes equation is as follows:

*Manuscript received, October 21, 2022. Revised, April 4, 2022, Accepted, December 13, 2022.

1. PhD Candidate, Aerospace Engineering, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran
2. Corresponding author. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran. **Email**: Arash.taleghani@gmail.com
3. Associate Professor, Shahid Sattari Aeronautical University, Tehran, Iran

$$\rho \frac{DV}{Dt} = \rho f - \nabla P + \mu \nabla^2 V \quad (2)$$

where V is the velocity vector, P is the pressure, f is the volumetric force and μ is the viscosity.

4. Results

In order to validate the results of present study, an experimental research was done that experimentally studied the NAKA-23012 airfoil equipped with a single slotted flap and its aerodynamic performance at the angles of attack as well as different flap angles. The comparison of the results shows that the coefficients obtained in different conditions are in acceptable agreement with the data in the reference article and the verification has been done correctly. The grid independency was checked and the grid with 350,000 elements was determined suitable. Due to the impossibility of using a structured mesh for this geometry, an unstructured mesh was used. Table 1 shows the general simulation conditions.

Table 1. The simulation condition

Flow dimention	2-D
Flow	turbulent
Turbulence Intensity	%1.6
Operating pressure	1 atm
Velocity	35.8 m/s
Precision	double precision
Solver	coupled
Turbulence model	k-ε realizable

First, the gap parameter was evaluated with different values (0.01c to 0.03c) to investigate its impact on the aerodynamic coefficients. The results show that any change in the gap distance leads to a decrease in the lift to drag ratio, and in general, the gap distance of the reference research (0.02c) is optimal. Then the overlap parameter with the range of 0.0005c to 0.003c was examined. With the amount of changes in the overlap distance less than the value of the reference research (0.0025c), not only a positive change in aerodynamic parameters is not observed, but the aerodynamic outputs of the reference paper are better. As a result, it can be said that reducing the amount of overlap do not improve the aerodynamic coefficients, but by increasing it to 0.003c, aerodynamic coefficients improve significantly. In this way, at the attack angle of 0 and the flap angle of 10 degrees, the drag coefficient was improved by about 15%, which is shown in Figure 2. In other angles of attack and flap, the result is like this.

The reason for the improvement of aerodynamic parameters in the overlap of 0.003c is the flow behavior and pressure distribution in the new geometry.

Another point in the speed contours (Figures 3 and 4) is the flow separation, which, for example, at the flap and attack angle of 10 degrees, by changing the overlap value to 0.003c, the speed on the upper surface of the flap increased, and this caused delay in separation. The same result was observed in other angles, and we can reach the general conclusion that by changing the amount of overlap, the flow separation is significantly delayed.

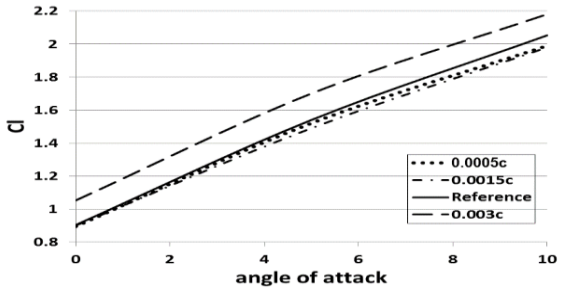


Figure 2. The values of the coefficient for a flap angle of 10 degrees

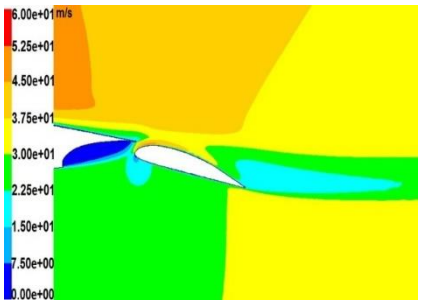


Figure3. Speed contour with 0.003c overlap at flap angle and angle of attack of 10°

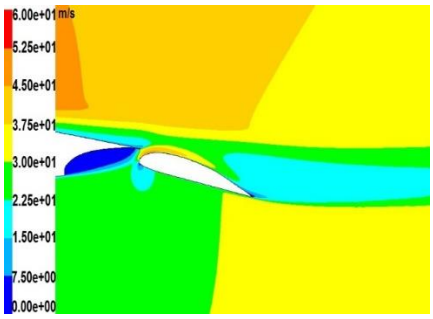


Figure 4. Speed contour with 0.0025c overlap at flap angle and angle of attack of 10°

5. Conclusion

In this research, the effect of the geometrical variables of the airfoil equipped with a single slotted flap on the aerodynamic coefficients and delaying the flow separation was simulated and investigated. Among the factors affecting the performance of the airfoil, the most important ones, i.e. gap and overlap parameters, were discussed. The results for different geometric modes showed that changing the gap parameter has no impact on the aerodynamic performance; but with the change in the overlap parameter, the aerodynamic coefficients were improved and the displacement at the flow separation location is observed. In this way, the drag coefficient at the flap angle of 10 degrees improved up to 15% and the lift to drag ratios increased in all flap angles and angles of attack. By placing the flap in the optimal position and increasing the overlap value up to 0.003c, this research showed that with the new configuration, the path of the air flow exiting from the edge of the gap becomes narrower and the air is directed to the upper surface of the flap at a faster speed. This improves the aerodynamic efficiency of the airfoil equipped with a flap as well as the delay in flow separation.

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک ،۳۵، ۱، ۱۴۰۲. (۵۲-۳۷)

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

مطالعه عددی بهبود عملکرد آیرودینامیکی ابزار برآافزا در ایرفویل دو المانی*

مقاله پژوهشی

میثم ایزدی[۱] سیدآرش سیدشمس طالقانی[۲] رضا خاکی[۳]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.79293.1142

چکیده هدف از این تحقیق بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ مجهز به ابزار برآافزای لبه فرار با تغییر در پارامترهای هندسی آن است. در این تحقیق حل معادلات ناویر-استوکس در شرایط جریان آشفته و تراکم‌ناپذیر با بهره‌گیری از نرم‌افزار فلوئنت صورت پذیرفته است. بعد از فرایند مدلسازی ایرفویل و فلپ در زوایای فلپ متفاوت (۵ الی ۳۰ درجه)، شبکه‌بندی بی سازمان در نرم‌افزار گمبیت تولید شد و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ناشی از تغییرات ایجاد شده در پارامترهای هندسی مورد بررسی قرار گرفت. جریان از نوع دائم، متلاطم و تراکم‌ناپذیر فرض شده و الگوریتم حل معادلات نیز فشار مبنا انتخاب شده است. محدوده عدد رینولدز جریان $۳/۶\times۱۰^{۶}$ بوده و مدل آشفتگی مورد استفاده کا-اپسیلون در نظر گرفته شده است. مقایسه نتایج و مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلپ پس از ایجاد تغییرات در پارامترهای هندسی در نرم‌افزار فلوئنت، نشان می‌دهد که ضرایب آیرودینامیکی به صورت قابل ملاحظه‌ای (حدود ۱۵٪) بهبود یافته و همچنین جدایش جریان، به سمت انتهای فلپ جابه‌جا شده است. همچنین بررسی گرادیانهای فشار و سرعت در مقاطع مختلف، نشان می‌دهند که تغییرات بسیار مؤثر بوده و در مقایسه با مقاله مرجع توزیع بهتری صورت پذیرفته است.

واژه‌های کلیدی ابزار برآافزا، فلپهای تک‌شکافه، پارامترهای هندسی فلپ، عملکرد آیرودینامیکی.

Numerical Study of Improving the Aerodynamic Performance of the High Lift Devices in the Two-Element Airfoil

Meysam Izadi Arash Shams Taleghani, Reza Khaki

Abstract The aim of this research is to improve the aerodynamic performance of a NACA-23012 airfoil equipped with a High lift device by changing its geometric parameters. In this research, Navier-Stokes equations are solved in turbulent and incompressible flow conditions using Fluent software. After the airfoil and flap modeling process, at different flap angles (5 to 30 degrees), unstructured meshing was produced in Gambit software and the improvement of aerodynamic performance due to changes in geometric parameters was investigated. The flow is assumed to be steady, turbulent and incompressible, and the algorithm for solving the equations is also selected as pressure-based. The flow Reynolds range is $3.6*10^{6}$ and the turbulence model used is realizable k-epsilon. Comparison of the results and aerodynamic characteristics of the airfoil equipped with a flap after making changes in the geometric parameters in the Fluent software, shows that the aerodynamic coefficients are improved significantly (about 15%) and also the flow separation is shifted towards the end of the flap. Also, the investigation of the pressure and velocity gradients at different stages show that the changes are very effective and better distributed compared to the reference article.

Key words High Lift Devices, Single Slotted Flaps, Aerodynamic Optimization, Unstructured Grid.

تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۲/۷/۲۹ و تاریخ پذیرش آن۱۴۰۲/۹/۲۲ می‌باشد.

(۱) دانشجوی دکتری، پژوهشکده هوایی، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

(۲) نویسنده مسئول،استادیار، پژوهشکده هوایی، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

(۳) دانشیار، گروه هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

Email: arash.taleghani@gmail.com

مقدمه

امروزه بهبود عملکرد آیرودینامیکی هواپیماها که موجب بهینه‌سازی مصرف سوخت و کاهش گازهای گلخانه‌ای و نیز کوچکتر شدن موتورها می‌شود، یکی از بزرگترین دغدغه‌های متخصصان این حوزه است [1]. استفاده از تکنیکهای کنترل جریان در سطوح آیرودینامیکی هواپیما، تأثیرات مثبتی بر ضرایب آیرودینامیکی دارد که معمولاً با کنترل جریان لایه مرزی و تأخیر در جدایش جریان همراه است [2]. از مهمترین روشهای کنترل جریان می‌توان به روشهای کنترل فعال مانند عملگرهای پلاسمایی [3-11]، مکش [12]، دمش پالسی [13-17]، امواج آکوستیک سطحی [18-22]، روشهای مغناطیسی هیدرودینامیکی [23-24]، عملگر جت سینتتیک [2] و روشهای کنترل غیر فعال سطوح متخلخل [25-27] اشاره نمود. با این حال هیچ کدام از روشهای مذکور نتوانستند جایگزین صنعتی مناسبی برای سیستم‌های برآافزای لبه حمله و فرار در هواپیماها باشند و عموماً تمرکز فعالان صنعت هوانوردی جهت بهبود پارامترهای آیرودینامیکی هواپیماها، بر روی سیستم‌های برآافزای مستقر روی بالها معطوف بوده است. همچنین طراحی یک سیستم برآافزای مناسب، نیازمند دقت بسیار بالایی است. این سیستمها با وجود اینکه موجب جهت‌دهی مناسب نیروها در رژیمهای مختلف پروازی می‌شوند، در صورتی که در مراحل طراحی، تجزیه و تحلیل همه‌جانبه‌ای صورت نپذیرد، موجب افت کارایی در حالت کروز و نیز توزیع نامناسب نیروها در حالتهای نشستن و برخاستن می‌شوند [28]. وزن و پیچیدگی سیستمهای برآافزا با توجه به عملکرد آنها افزایش می‌یابد که خود می‌تواند بر این اثر مخرب بیافزاید [29].

وظیفه اصلی سیستمهای برآافزا، فراهم کردن ضرایب برآی بیشتر در شرایط برخاستن و نشستن است، به‌گونه‌ای که این موضوع، عملکرد هواپیما در حالت کروز را مختل نکند [30-31]. در هواپیماهای مسافربری، استفاده از انواع وسایل برآافزای لبه حمله و لبه فرار به صورت همزمان رایج است، اما در هواپیماهای سبک محدودیتهای بیشتری در این زمینه وجود دارد [32]. همچنین در هواپیماهای سبک، در بخش وسایل برآافزای لبه فرار نیز اغلب از فلپ‌های ساده، تک‌شکافه و فولر استفاده می‌شود [33]. در مجموع می‌توان گفت استفاده از وسایل برآافزا می‌تواند موجب افزایش ضریب برآ و ضریب برآی بیشینه، تغییر زاویه حمله برآصفر، تغییر زاویه واماندگی، افزایش ضریب پسا و افزایش شیب منحنی برآ شود [34].

اثر افزودن فلپ به لبه فرار بال معادل افزایش انحنای بال است [35]. بعضی از فلپها نیز طول وتر بال را افزایش می‌دهند که این امر باعث افزایش مساحت بال و در نتیجه باعث کاهش زاویه حمله مورد نیاز برای تولید نیروی برآ می‌شود. باز نمودن فلپها تا حدود ۲۰ درجه، در سرعتهای پایین باعث افزایش نیروی برآ، بدون افزایش زیاد نیروی پسا می‌شود [36]. بسیاری از هواپیماها فلپهایشان را حدود ۱۰ تا ۲۰ درجه به منظور کاهش طول باند خزش، پایین می‌آورند. وقتی فلپها بیش از ۲۰ درجه پایین می‌آیند، پسا به سرعت افزایش می‌یابد. افزایش نیروی پسا باعث افزایش نرخ کاهش ارتفاع می‌شود که در حین تقرب برای فرود مناسب است [37]. جدول (۱) تاثیر فلپهای رایج بر روی ضریب برآ را نشان می‌دهد.

جدول ۱ تغییر ضریب برآی بیشینه به ازای انواع مختلف وسایل برآافزای لبه فرار [38]

نوع وسیله برآافزا	میزان تغییر ضریب برآ
ایرفویل تنها	۱/٤–۱/٥
فلپ ساده	+۰/۹
فلپ شکسته	+۱
فلپ شکاف‌دار	+۱/۳
فلپ فولر	۱/۳c′/c

فلپها و دیگر وسایل برآافزا در ابتدا جهت نشستن هواپیماها در یک مساحت کم مورد استفاده قرار گرفتند، به گونه‌ای که به الزامات کارکرد در بیشینه سرعت، کمترین آسیب را وارد کنند. امروزه با توجه به مبحث بارگذاری بالا، نیاز به این تجهیزات در فاز برخاستن به همان اندازه نشستن احساس می‌شود [39]. در هنگام برخاستن، ضریب برآی بیشینه بالا به همراه ضریب پسای کم مورد نیاز است. در هنگام نشستن نیز ضریب برآی بیشینه بالا مانند فاز برخاستن مورد نیاز است، با این تفاوت که در این فاز وجود مقداری پسای بیشتر، می‌تواند مفید باشد. همچنین تحقیقات اخیر نشان می‌دهد در فاز نشستن، مهارت خلبان در حالتی که نرخ فرود بالاتر از ۲۵ فوت بر ثانیه باشد، بسیار حائز اهمیت می‌باشد و وجود پسای بالا موجب ناپایداری شده و

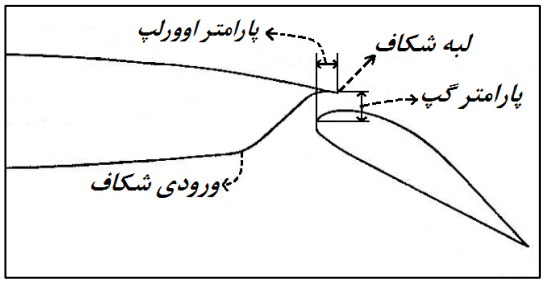
خطرآفرین است [40]. علاوه بر این موارد، فلپ باید طوری طراحی شود که در حالت جمع‌شده، کمترین تأثیر ممکن را بر روی پسای بال داشته باشد. تولید ضریب گشتاور بالا نیز، با توجه به ملزومات سازه‌ای بال و همچنین بارگذاری روی قسمت دم که متناسب با مقدار برآی بال می‌باشد، نامطلوب است(جهت جبران گشتاور تولید شده توسط فلپ، فشار زیادی به قسمت دم وارد می‌شود).

به طور کلی با توجه به مطالبی که بیان شد و با وجود اهمیت حوزه بهینه‌سازی سیستم‌های برآافزا، تحقیقات انتشاریافته معتبر(تجربی و عددی) حول ایرفویل‌های مجهز به فلپ بسیار کم بوده و داده‌های اندکی از آزمایش‌های تجربی در دسترس قرار دارد. این تحقیق پس از اعتبارسنجی داده‌ها با یک مرجع تحقیقاتی تجربی و تجزیه و تحلیل آیرودینامیک یک ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه، به دنبال یافتن مکان هندسی مناسب جهت استقرار فلپ می‌باشد.

بیان مسئله

فلپهای شکاف‌دار در مجموع مانند فلپ‌های ساده و شکسته از نظر افزایش انحنا و در برخی موارد افزایش وتر مشابه می‌باشند. با این تفاوت که یک شکاف نیز در این میان وجود دارد که می‌تواند با مکش هوای با انرژی بالا از سطح پایینی، جدایش جریان از روی فلپ را به تأخیر بیاندازد و از آن برای کنترل لایه مرزی در سطح بالایی فلپ استفاده کند. حرکت فلپ تک‌شکافه هم می‌تواند با استفاده از چرخش خالص حول یک محور خاص و هم ترکیبی از چرخش و جابه‌جایی باشد.

تنوع این فلپ‌ها نیز با توجه به تعداد شکاف‌های موجود طبقه‌بندی می‌شود که در این تحقیق فلپ تک‌شکافه مورد بررسی قرار گرفته است. مکانیزم ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه، پارامترهای هندسی مخصوص به خود را دارد که مهمترین آنها فاصله گپ، اوورلپ، لبه شکاف و ورودی شکاف بوده که در کنار پارامترهایی هم‌چون نوع فلپ، اندازه فلپ و همچنین میزان چرخش آن مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد [41]. شکل (۱) پارامترهای اصلی هندسی یک فلپ تک‌شکافه را نشان می‌دهد.



شکل ۱ پارامترهای اصلی ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه

در این مقاله، ابتدا با توجه به نتایج تجربی تونل باد که بر روی ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ مجهز به فلپ تک‌شکافه نوع Y-Clarck در حالت دوبعدی صورت پذیرفته است (با توجه به اینکه مقدار دهانه بال و عرض تونل باد با در نظر گرفتن یک تولرانس ناچیز، برابر می‌باشد)، صحت‌سنجی داده‌ها، مورد بررسی قرار گرفته است و یک پایگاه اطلاعات بر مبنای تحقیق مورد نظر ایجاد شده است. سپس با ایجاد تغییراتی در پارامترهای هندسی، مسئله بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل موردنظر ارزیابی شده است.

آزمایش‌های تجربی در یک تونل باد ۲ در ۳ متر با حفظ فشار دینامیکی ۱۶/۳۷ پوند بر فوت مربع و سرعت ۳۵/۸ متر بر ثانیه پذیرفته است.

ابتدا هندسه‌های مورد نیاز در زوایای حمله و فلپ مختلف در محیط نرم‌افزارگمبیت ایجاد شده و دامنه حل جریان تعریف شده است. با استفاده از ابزارهای مختلف نرم‌افزار گمبیت، شبکه‌بندی با موفقیت انجام شده و شرایط مرزی نیز تعریف شده است. سپس مدل نهایی، جهت مطالعه استقلال از شبکه و صحت‌سنجی در نرم‌افزار فلوئنت مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است.

معادلات حاکم

در مسئله پیش رو از نرم‌افزار فلوئنت برای حل عددی و گسسته‌سازی معادلات استفاده شده است. نرم‌افزار فلوئنت از روش حجم محدود برای حل معادلات ناویر-استوکس حاکم بر جریان استفاده می‌کند. معادله جریان بعد از گسسته‌سازی به روش حجم محدود، کلیه ویژگی‌های فیزیکی و خواص جریان را دارا می‌باشد. با توجه به اینکه خصوصیات جریان در مسئله حاضر با زمان تغییر می‌کند، معادلات جریان ناپایا و تراکم‌ناپذیر

است. شبیه‌سازی‌ها در سرعت ۳۵/۸ متر بر ثانیه و رینولدز ۳/۶×۱۰^۶ انجام می‌شود. در کلیه شبیه‌سازی‌ها گسسته‌سازی معادلات از مرتبه دو لحاظ شده است و برای حل دقیقتر در نرم‌افزار فلوئنت از حل‌کننده با دقت مضاعف بهره گرفته شده است.

اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود اصل بقای جرم است. این اصل بیان می‌دارد که جرم نه تولید می‌شود و نه از بین می‌رود و توسط رابطه (۱) که معادله پیوستگی نام دارد، بیان می‌شود:

$$(\vec{\nabla}.\vec{V})=0 \qquad (۱)$$

قانون دوم نیوتون بیان می‌کند، برایند نیروهایی که بر یک جسم اثر می‌کند برابر تغییرات خالص مومنتوم است. با در نظر گرفتن جریان غیرقابل تراکم و ثابت فرض کردن ضریب ویسکوزیته، شکل معادله ناویر–استوکس به صورت زیر است:

$$\rho\frac{DV}{Dt}=\rho f-\nabla P+\mu\nabla^2 V \qquad (۲)$$

که در آن V بردار سرعت، P فشار، f نیروهای حجمی و μ ویسکوزیته می‌باشد.

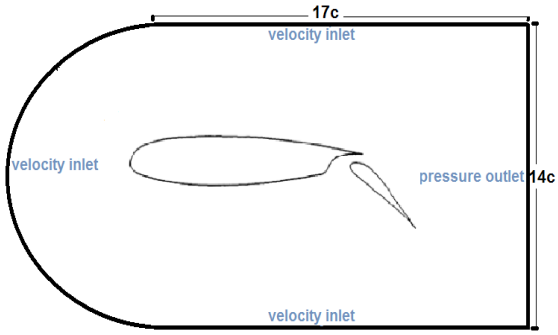
به منظور مدل‌سازی جریان آشفته از مدل کا–اپسیلون ریلایزبل استفاده شده است. مزیت این مدل این است که در مواردی که جریان تحت چرخش، ورتیسیته و انحنای شدید است، نتایج مطلوبی را ارائه می‌دهد [42]. این مدل نسبت به مدل‌های دیگر خانواده کا–اپسیلون، در زمانی که جریان دارای گرادیان معکوس یا جدایش است، خوب کار می‌کند و می‌تواند پایداری بهتری را به همراه داشته باشد [43].

نتایج

همان طور که در ابتدای این مقاله بیان شد، پارامترهای هندسی گپ و اوورلپ، تأثیر زیادی بر روی ضرایب آیرودینامیکی دارد و پیدا کردن بهترین فواصل موردنظر نیز می‌تواند تأثیر زیادی در طراحی بهینه وسایل پرنده داشته باشد. در این بخش از تحقیق حاضر، پس از بررسی اعتبارسنجی و استقلال از شبکه، به تجزیه و تحلیل نیروهای آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه با فواصل گپ و اوورلپ مختلف پرداخته شده است.

جهت اعتبارسنجی مقاله حاضر، از مرجع [44]، استفاده شده است که همان‌طور که در مقدمه ذکر شد، ایرفویل ناکا–۲۳۰۱۲ مجهز به فلپ تک شکافه به صورت تجربی مطالعه و عملکرد آیرودینامیکی آن در زوایای حمله و همچنین زوایای فلپ مختلف بررسی شده است. در تحقیق حاضر، ضرایب برآ و پسای به دست آمده در شرایط مختلف، با داده‌های موجود در مقاله مرجع مربوطه مقایسه شده است که در ادامه این فرایند شرح داده خواهد شد.

ابتدا هندسه ایرفویل ناکا–۲۳۰۱۲ در نرم‌افزار گمبیت تولید و سپس مختصات فلپ و شکاف مربوطه به آن افزوده شد. در ادامه میدان حل جریان، همان طور که در شکل (۲) نشان داده شده است، تعریف شد.

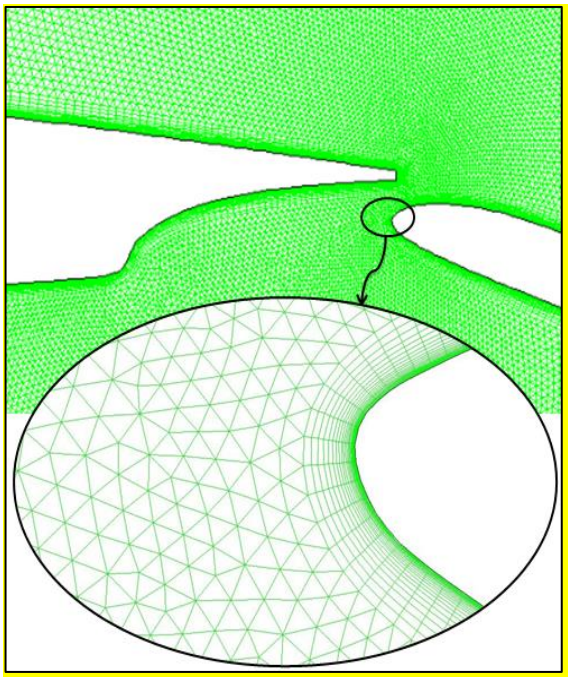


شکل ۲ میدان حل جریان

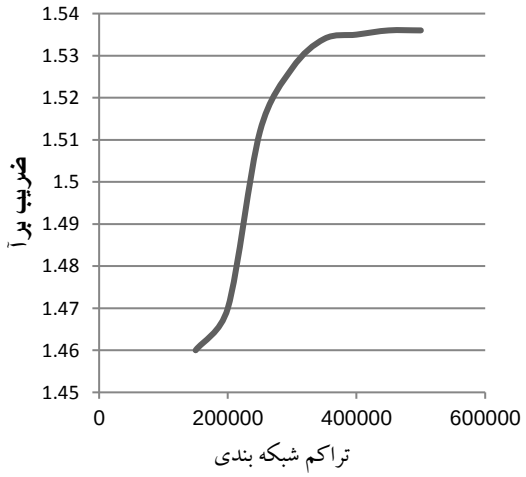
شبکه لایه مرزی بر روی ایرفویل تولید و پس از آن شبکه‌بندی کلی به صورت بی سازمان در باقی میدان حل ایجاد شد. پارامترهای زیادی در دستیابی به یک شبکه‌بندی مناسب و بهینه تأثیرگذار می‌باشند. در برخی از شرایط، در قسمت‌هایی از مدل، سیال مورد بررسی با تغییرات شدید خواص و گرادیان‌های بزرگ سرعت، فشار و... روبه‌رو می‌شود. به همین دلایل در این قسمت‌ها باید تراکم شبکه نسبت به سایر مناطق و قسمت‌ها افزایش یافته و شبکه ریزتری تولید شود. به همین منظور و برای حصول یک شبکه‌بندی بهینه که موارد مورد بحث بالا در آن رعایت شده است، پس از تولید شبکه لایه مرزی مناسب، تولید شبکه روی سطوح انجام شده است. در رابطه با بررسی استقلال از شبکه، مدلهای مختلف شبکه‌بندی با تعداد تراکم متفاوت تولید شد. چند نمونه شبکه‌بندی با تراکم ۱۵۰۰۰۰ تا ۴۵۰۰۰۰ المان بررسی شد. بعد از محاسبه ضریب برآ در زاویه حمله ۵ درجه و زاویه فلپ ۱۰ درجه، در

نهایت شبکه با تعداد ۳۵۰۰۰۰ المان، به عنوان یک شبکه مناسب تعیین شده و در حل عددی مورد استفاده قرار گرفت. همچنین با توجه به عدم امکان استفاده از شبکه با سازمان برای هندسه مورد نظر، از شبکه بی سازمان استفاده شده است که در شکل (۳) نشان داده شده است.

در شکل (٤)، نمودار بررسی استقلال از شبکه نشان داده شده است که بیانگر آن است که در تعداد تراکم ۳۵۰۰۰۰ المان به بالا، ضریب برآ ثابت می‌شود.



شکل ۳ شبکه‌بندی بی سازمان حول ایرفویل و فلپ



شکل ٤ بررسی تراکم شبکه‌بندی حل جریان

تعیین شرط مرزی مناسب، نقش بسیار مهمی را در درستی یک حل عددی ایفا می‌کند. با توجه به شکل (۲) برای ورودی شرط ورودی سرعت، برای سطح بالایی و پایینی نیز شرط سرعت و برای خروجی شرط خروجی فشار در نظر گرفته شده است. فشارهای خروجی و کارکرد برابر فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است. در ضمن شرط عدم لغزش نیز بر روی سطوح ایرفویل و فلپ رعایت شده که این به معنی صفر بودن سرعت روی این دو قسمت می‌باشد.

در این شبیه‌سازی جریان دائم، مغشوش و تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است. در حل عددی، ضرایب زیر تخفیف نیز با توجه به شرایط مسئله تعیین شده‌اند. جدول (۲) شرایط کلی شبیه‌سازی را نشان می‌دهد.

با توجه به شرایط مذکور، شبیه‌سازی انجام شده و در زوایای حمله و فلپ مختلف با داده‌های مقاله مرجع مقایسه شد که خروجی‌ها نشان‌دهنده اختلاف قابل قبول (حدود ٤٪) بین آنها می‌باشد. نتایج مقایسه ضرایب برآ و پسا بین تحقیق حاضر و تحقیق تجربی مرجع [44] برای زوایای حمله ۰، ۵ و ۱۰ درجه در جداول (۵-۳) ارائه شده است. مقادیر داده شده در این جداول به منظور اعتبارسنجی نتایج حاضر با نتایج تجربی ارائه شده است.

جدول ۲ شرایط شبیه‌سازی

ابعاد جریان	دوبعدی
جریان	مغشوش
شدت آشفتگی جریان آزاد	٪ ۱/٦
فشار کارکرد	۱ اتمسفر
سرعت	۳۵/۸ متر بر ثانیه
دقت	مضاعف
حلگر	کوپل
مدل اغتشاشی	کا-اپسیلون ریلایزبل

جدول ۳ مقایسه ضرایب برآ و پسا در زاویه حمله ۰درجه

ضریب	منبع	زاویه فلپ ۱۰	زاویه فلپ ۲۰	زاویه فلپ ۳۰
برآ	مرجع [44]	۰/۹۰۰	۱/۵۵٦	۱/۹۵۲
برآ	تحقیق حاضر	۰/۹۰۳	۱/٦۳۰	۱/۹۷۰
پسا	مرجع [44]	۰/۰۲۵	۰/۰۳۱	۰/۰۵۱
پسا	تحقیق حاضر	۰/۰۲۵	۰/۰۳۳	۰/۰٤۵

جدول ٤ مقایسه ضرایب برآ و پسا در زاویه حمله ٥ درجه

زاویه فلپ ۳۰	زاویه فلپ ۲۰	زاویه فلپ ۱۰	منبع	ضریب
۲/٤۸۷	۲/۱٦٥	۱/٤۸٥	مرجع [44]	برآ
۲/٥٤٦	۲/۲۲۰	۱/٥٤۰	تحقیق حاضر	برآ
۰/۰۷۸	۰/۰٤۹	۰/۰۳۱	مرجع [44]	پسا
۰/۰٦۳	۰/۰٤۷	۰/۰۳۳	تحقیق حاضر	پسا

جدول ٥ مقایسه ضرایب برآ و پسا در زاویه حمله ۱۰درجه

زاویه فلپ ۳۰	زاویه فلپ ۲۰	زاویه فلپ ۱۰	منبع	ضریب
۲/۷۰٦	۲/٤۹۳	۱/۹۳۰	مرجع [44]	برآ
۲/٦۷۷	۲/٥٤۰	۲/۰٥۳	تحقیق حاضر	برآ
۰/۱۱۰	۰/۰۸۳	۰/۰٥۰	مرجع [44]	پسا
۰/۱۰٤	۰/۰۷٦	۰/۰٥۳	تحقیق حاضر	پسا

پارامتر گپ با مقادیر مختلف (۰/۰۱c تا ۰/۰۳c) جهت بررسی تأثیر آن بر روی ضرایب آیرودینامیکی مورد ارزیابی قرار گرفته است. بدین منظور، فلپ در فواصل گپ مختلف از ایرفویل اصلی مدل‌سازی شده و سپس شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلوئنت صورت پذیرفته است. شرایط شبیه‌سازی طبق جدول (۲) بوده و در زوایای حمله و زوایای فلپ مختلف انجام شده است.

در جداول (۸-٦) مقادیر نسبتهای ضرایب برآ به پسای مقاله مرجع با فاصله گپ ۰/۰۲c، با مقادیر هندسه تغییر یافته (تغییر پارامتر گپ) مقایسه شده است که نشان می‌دهد هر گونه تغییر در فاصله گپ منجر به کاهش نسبت برآ به پسا بوده و به طور کلی، فاصله مد نظر مقاله مرجع به لحاظ مقدار نسبت برآ به پسا بهینه می‌باشد.

پس از بررسی پارامتر گپ، یکی دیگر از مهمترین پارامترهای هندسی مؤثر در عملکرد یک ایرفویل مجهز به فلپ، پارامتر اوورلپ می‌باشد [45]. در ادامه به بررسی تأثیر مستقیم این پارامتر بر مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلپ پرداخته می‌شود. دامنه تغییرات اوورلپ نیز از ۰/۰۰۰٥c تا ۰/۰۰۳c است.

همان طور که در شکل‌های (۷-٥) نشان داده شده است، با میزان تغییرات به وجود آمده در فاصله اوورلپ کمتر از مقدار مقاله مرجع (۰/۰۰۲٥)، نه تنها تغییر مثبتی در ضرایب برآ و پسا و نسبت برآ به پسا مشاهده نشده است، بلکه، خروجی‌های آیرودینامیکی مقاله مرجع بهتر است. در نتیجه می‌توان گفت کاهش میزان اوورلپ، موجب بهبود ضرایب آیرودینامیکی نشده است، اما با افزایش مقدار اوورلپ به مقدار ۰/۰۰۳c، ضرایب آیرودینامیکی به طور قابل ملاحظه‌ای بهبود می‌یابد. به این صورت که در زاویه حمله ۰ درجه و در زاویه فلپ ۱۰ درجه، ضریب برآ در حدود ۱٥٪ بهبود یافته است.

جدول ٦ مقایسه نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ۰ درجه

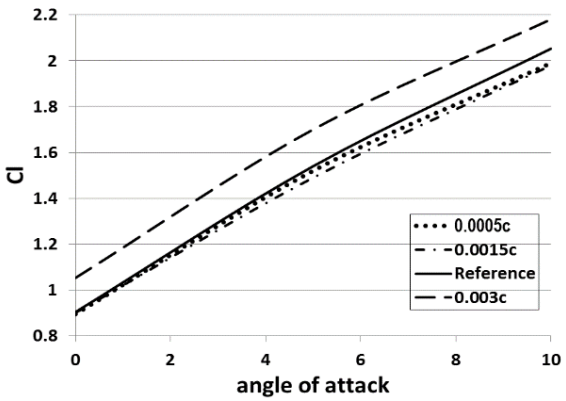
زاویه فلپ ۳۰	زاویه فلپ ۲۰	زاویه فلپ ۱۰	میزان گپ
۲۸/۰۲	۳۱/۳٦	۲۲/٦۳	۰/۰۱c
٤۳/۷۸	٤۸/۹٥	۳٥/٦۹	۰/۰۲c
٤۰/٤۹	٤٥/۰۲	۳٥/۱۰	۰/۰۳c

جدول ۷ مقایسه نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ٥ درجه

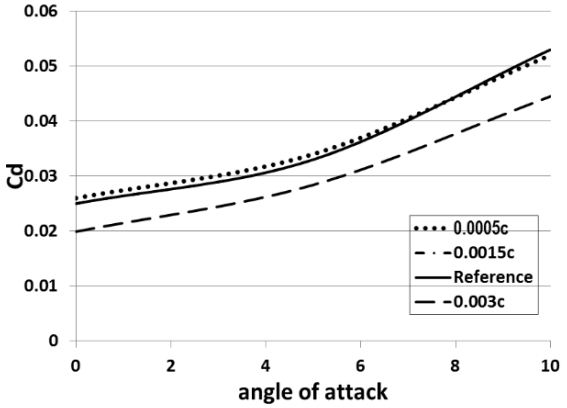
زاویه فلپ ۳۰	زاویه فلپ ۲۰	زاویه فلپ ۱۰	میزان گپ
۳٥/۲٤	٤۰/٦٥	٤۰/۰۸	۰/۰۱c
٤۰/٤۱	٤۷/۲٤	٤٥/۲۹	۰/۰۲c
۲٤/٦۲	۳۱/۸۷	۲۸/۳۲	۰/۰۳c

جدول ۸ مقایسه نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه

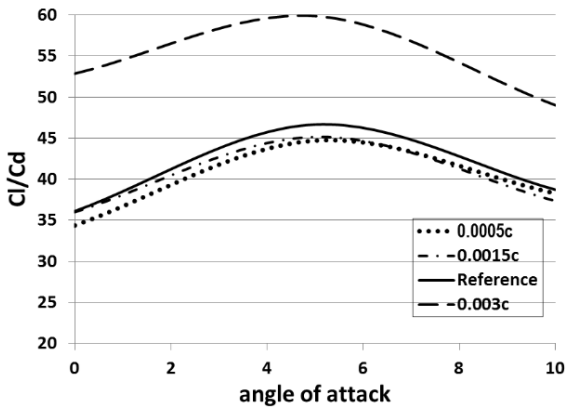
زاویه فلپ ۳۰	زاویه فلپ ۲۰	زاویه فلپ ۱۰	میزان گپ
۲٤/۹٤	۳۱/٤۷	۳٥/٦٥	۰/۰۱c
۲٥/٦٥	۳۳/٥۱	۳۸/٥۲	۰/۰۲c
۱٥/۸۲	۲٤/۸۱	۳۲/۸٦	۰/۰۳c



شکل ٥ مقادیر ضریب برآ در زاویه فلپ ۱۰ درجه



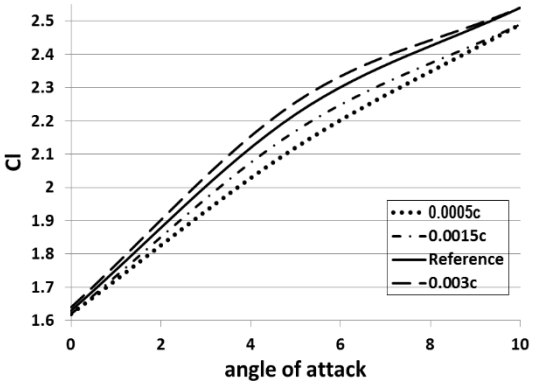
شکل ٦ مقادیر ضریب پسا در زاویه فلپ ۱۰ درجه



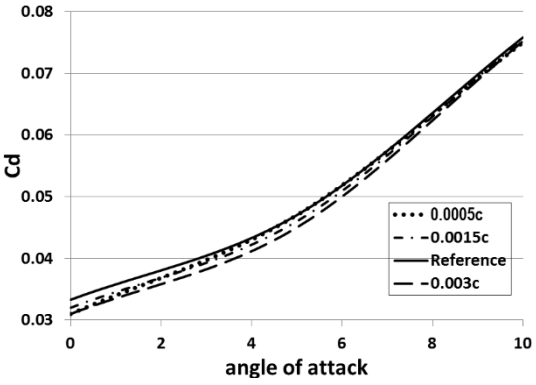
شکل ۷ نسبت‌های برآ به پسا در زاویه فلپ ۱۰ درجه

در شکل‌های (۱۰-۸) نیز نشان داده شده است که در همه زوایای حمله و در زاویه فلپ ۲۰ درجه، با فواصل اوورلپ کمتر از مقدار مقاله مرجع (۰/۰۰۲۵)، ضرایب برآ و پسا و نسبت برآ به پسا بهبود نیافته است، اما با افزایش مقدار اوورلپ به ۰/۰۰۳c، ضرایب آیرودینامیکی بهبود یافته است. به طور مثال ضریب برآ در بهترین حالت تا ۲٪ و نسبت برآ به پسا تا ۸٪ بهبود یافته است.

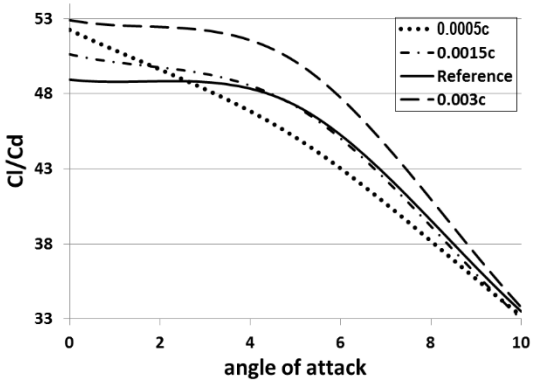
در نهایت در شکل‌های (۱۳-۱۱) مشاهده می‌شود که ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا و همچنین مقدار برآ به پسا در زاویه فلپ ۳۰ درجه نیز مانند زوایای فلپ ۱۰ و ۲۰ درجه، در همه زوایای حمله در مقدار اوورلپ کمتر از مقاله مرجع (۰/۰۰۲۵) بهبود نیافته است و این ضرایب در مقدار اوورلپ ۰/۰۰۳c بهینه می‌شوند. ضریب برآ تا ۷٪ در این زاویه فلپ بهبود یافته است.



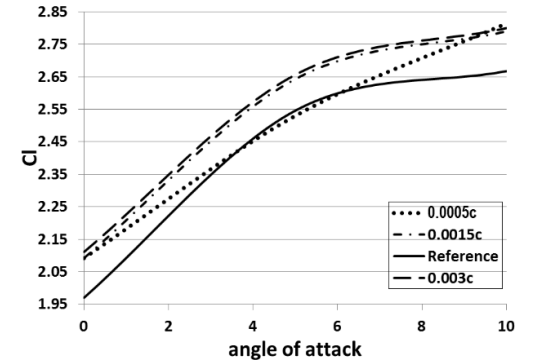
شکل ۸ مقادیر ضریب برآ در زاویه فلپ ۲۰ درجه



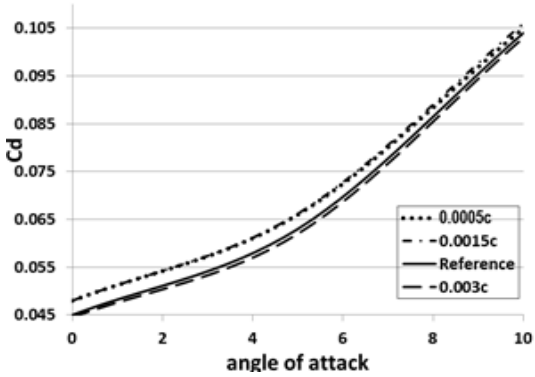
شکل ۹ مقادیر ضریب پسا در زاویه فلپ ۲۰ درجه



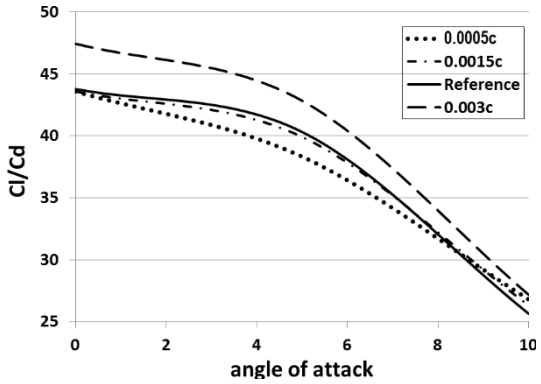
شکل ۱۰ نسبت‌های برآ به پسا در زاویه فلپ ۲۰ درجه



شکل ۱۱ مقادیر ضریب برآ در زاویه فلپ ۳۰ درجه

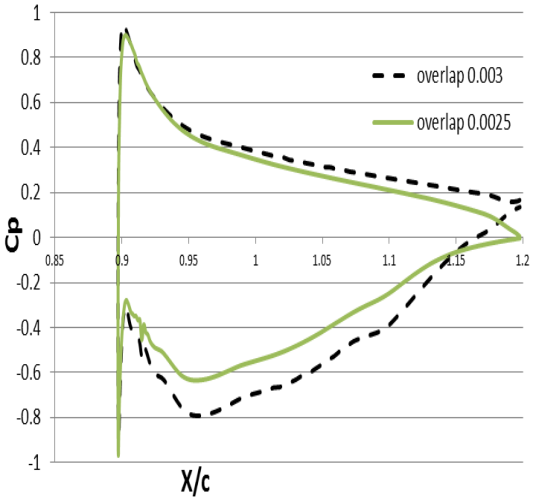


شکل ۱۲ مقادیر ضریب پسا در زاویه فلپ ۳۰ درجه

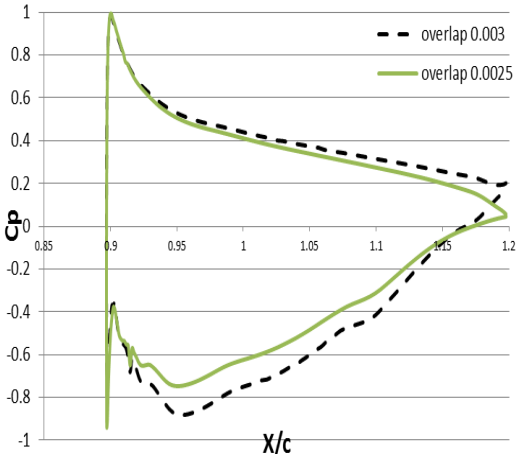


شکل ۱۳ نسبتهای برآ به پسا در زاویه فلپ ۳۰ درجه

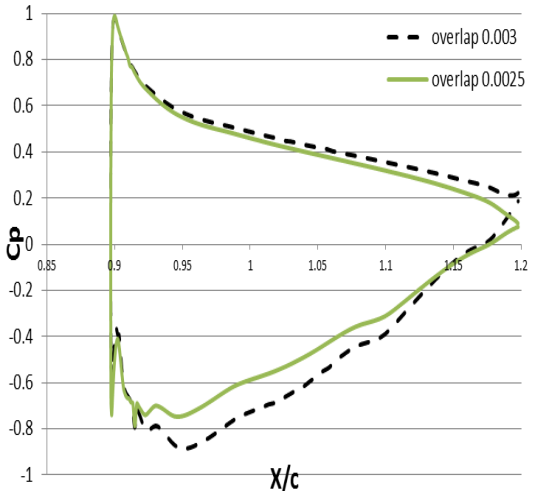
همچنین با مقایسه داده‌ها در زوایای فلپ مختلف می‌توان دریافت، اگرچه در اوورلپ ۰/۰۰۳c بهبود آیرودینامیکی به طور قابل ملاحظه‌ای حاصل می‌شود، اما در زاویه فلپ ۱۰ درجه، بهبود ضرایب آیرودینامیکی با اختلاف بیشتری حاصل شده است. دلیل بهبود پارامترهای آیرودینامیکی در مقدار اوورلپ ۰/۰۰۳c، رفتار جریان و توزیع فشار در هندسه جدید است. توزیع ضریب فشار برای دو مقدار اوورلپ متفاوت ۰/۰۰۲۵c و ۰/۰۰۳c، در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زاویه حمله ۰، بر روی فلپ در شکلهای (۱۶-۱٤) مقایسه شده است که بیانگر تفاوت بین دو نوع پیکربندی می‌باشد. با توجه به شکلهای زیر مشاهده می‌شود فشار در قسمت پایینی فلپ با اوورلپ ۰/۰۰۳c، بیشتر از فلپ با اوورلپ ۰/۰۰۲۵c است و در قسمت بالای فلپ این مقدار فشار کمتر است که این امر موجب برتری ضرایب آیرودینامیکی فلپ با اوورلپ بیشتر شده است.



شکل ۱٤ نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زاویه حمله ۰ درجه

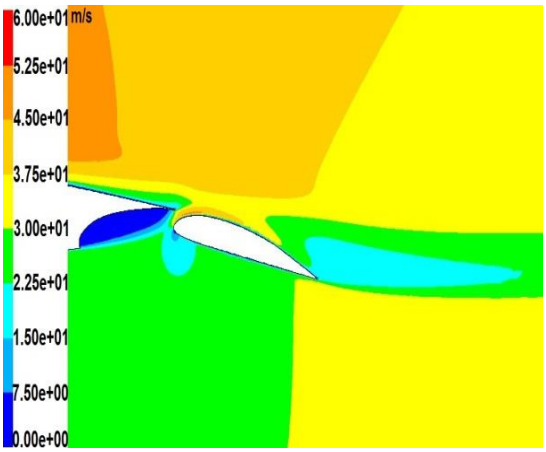


شکل ۱۵ نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زاویه حمله ۵ درجه

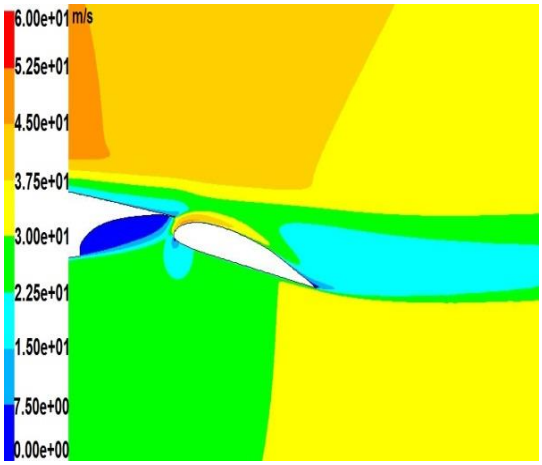


شکل ۱٦ نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زاویه حمله ۱۰ درجه

کانتورهای سرعت در دو مقدار اورلپ متفاوت در شکل‌های (۱۷ و ۱۸) نشان داده شده است. یکی دیگر از نکات قابل توجه که در کانتورهای سرعت ارائه شده در این شکل‌ها قابل رؤیت می‌باشد، جدایش جریان است که به عنوان مثال در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زاویه حمله ۱۰ درجه، با تغییر مقدار اوورلپ به ۰/۰۰۳c، سرعت در سطح بالایی فلپ، افزایش یافته و همین امر موجب تأخیر در جدایش جریان می‌شود. در سایر زوایای حمله و زوایای فلپ نیز همین نتیجه مشاهده شده و می‌توان به این نتیجه کلی رسید که با تغییر مقدار اوورلپ، جدایش جریان به مقدار قابل توجهی به تأخیر می‌افتد.



شکل ۱۷ کانتور سرعت با اوورلپ ۰,۰۰۳c در زاویه فلپ و حمله ۱۰ درجه



شکل ۱۸ کانتور سرعت با اوورلپ ۰,۰۰۲۵c در زاویه فلپ و حمله ۱۰ درجه

خروجی جداول و داده‌های به دست آمده، عملکرد بهتر ایرفویل با مقدار اوورلپ ۰/۰۰۳c را نسبت به مقدار آن در مقاله مرجع (۰/۰۰۲۵c) تأیید می‌کنند. در زاویه حمله ۰ درجه و زاویه فلپ ۱۰ درجه، با بهبود ضریب برآ و همین طور ضریب پسا، نسبت برآ به پسا به مقدار ۳۳٪ بهبود یافته است. با تحلیل داده‌های جداول و شکل‌ها، در جهت بررسی تأثیر تغییرات زاویه فلپ بر عملکرد ایرفویل مجهز به فلپ در دو حالت، می‌توان دریافت که با افزایش بسیار زیاد زاویه فلپ، شیب تغییرات ضرایب آیرودینامیکی کاهش می‌یابد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، جریان حول یک ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه به روش عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. برای مدلسازی هندسی و شبیه‌سازی عددی جریان از نرم‌افزارهای گمبیت و فلوئنت استفاده شده است. پارامترهای محاسبه‌شده شامل ضریب برآ و پسا و نسبت برآ به پسا می‌باشد.

در این تحقیق تأثیر متغیرهای هندسی ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه بر روی ضرایب آیرودینامیکی و به تأخیر انداختن جدایش جریان شبیه‌سازی شد و مورد پژوهش قرار گرفت. از بین عوامل مؤثر بر عملکرد ایرفویل مورد نظر، به مهمترین آنها یعنی پارامترهای گپ و اوورلپ پرداخته شد. نتایج برای حالتهای مختلف هندسی نشان داد که تغییر پارامتر گپ تأثیری بر روی عملکرد آیرودینامیکی نداشته است؛ اما با تغییر در پارامتر اوورلپ، ضرایب آیرودینامیکی بهبود یافته و جابه‌جایی در محل جدایش جریان نیز مشاهده شد. تحت تأثیر افزایش مقدار اوورلپ، بهبود ضرایب آیرودینامیکی به طور قابل ملاحظه‌ای صورت پذیرفت، به این صورت که ضریب برآ در زاویه فلپ ۱۰ درجه تا میزان ۱۵٪ بهبود یافت و نسبتهای برآ به پسا در همه زوایای فلپ و حمله افزایش یافته است.

به طور کلی این پژوهش با استقرار فلپ در موقعیت بهینه و افزایش مقدار اوورلپ تا میزان ۰/۰۰۳c نشان داده است که با پیکربندی جدید، مسیر حرکت جریان هوای خروجی از لبه شکاف، باریکتر شده و هوا با سرعت بیشتری به سمت سطح فوقانی فلپ هدایت می‌شود و همین امر، موجب بهبود راندمان

آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلـپ و نیـز تـأخیر در جـدایش جریان می‌شود. به همین منظور پیشنهاد می‌شود برای رسیدن بـه بهترین پیکربندی ایرفویـل‌هـای چنـدالمانی، سـایر پارامترهـای هندسی تأثیرگذار بر عملکرد آیرودینامیکی وسایل برآافزا ماننـد شکل شکاف، ورودی شکاف و لبه شکاف مـورد مطالعـه قـرار گیرد.

واژه‌نامه

دقت مضاعف	Double Precision
فلپ فولر	Fowler Flap
گپ	Gap Distance
فشار کارکرد	Operating Pressure
اوورلپ	Overlap Distance
خروجی فشار	Pressure Outlet
کا-اپسیلون ریلایزبل	Realizable k-ε
ورودی شکاف	Slot Entry
لبه شکاف	Slot Lip
فلپ شکسته	Split Flap
ضرایب زیر تخفیف	Under Relaxation Factors
ورودی سرعت	Velocity Inlet

تقدیر و تشکر

مراجع

[1] M. Izadi, R. Khaki, A. Shams Taleghani, "A study of the effects of smart flap on model airfoil of fighter," *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 22, no. 2, Pp. 80-97, April 2020. (in Persian)

[2] E. Najafi, S. Abdollahipour, A. Shams Taleghani, "Investigation of synthetic jet actuator position in delaying separation of a supercritical airfoil," *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 24, Issue 2, Pp. 83-96, March 2022.

[3] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, "Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of pressure distribution above a NLF0414 airfoil," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 40, no. 5, Pp. 1434-1440, 2012.

[4] A. Salmasi, A. Shadaram, A. Shams Taleghani, "Effect of plasma actuator placement on the airfoil efficiency at post stall angles of attack," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 41, no. 10, Pp. 3079-3085, 2013.

[5] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, "Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of the pressure distribution over NLF0414 airfoil," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 12, no. 1, pp. 106-114, 2012. (in Persian)

[6] A. Salmasi, A. Shadaram, A. Mirzaei, A. Shams Taleghani, "Numerical and experimental investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 airfoils efficiency after the stall," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 12, no. 6, Pp. 104-116, 2013. (in Persian)

[7] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, "Experimental Investigation of Active Flow Control for Changing Stall Angle of a NACA0012 Airfoil Using Plasma-Actuator," *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, vol. 1, Pp. 89-97, 2012. (in Persian)

[8] M. Mohammadi, A. Taleghani, "Active Flow Control by Dielectric Barrier Discharge to Increase Stall Angle of a Naca0012 Airfoil," *Arab J Sci Eng*, vol. 39, Pp. 2363–2370, 2014.

[9] M. Mirzaei, A. Taleghani, A. Shadaram, "Experimental study of vortex shedding control using plasma actuator," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 186, Pp. 75-86, 2012.

[10] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, S. Abdolahipour, "Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 40, no. 4, Pp.1-13, 2018.

[11] A. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, "Experimental investigation of geometric and electrical characteristics by measurements of the induced flow," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 12, no. 5, Pp. 132- 145, 2012. (in Persian)

[12] A. Shams Taleghani, "Numerical and Parametric investigation of Suction over a Cylinder for Reduction of Flow Unsteadiness and vortex," *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 49, no. 3, Pp. 183-192, 2019. (in Persian)

[13] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, "Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex Generator," *Flow Turbulence Combustion*, vol. 109, Pp. 65–100, 2022.

[14] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, "Enhancing the high-lift properties of a supercritical wing by means of a modulated pulse jet actuator," Technical Physics Letters, . (Berlin: Springer) in press, 2022.

[15] S. Abdolahipour , M. Mani, A. Shams Taleghani, "Experimental Investigation of Flow Control on a High-Lift Wing Using Modulated Pulse Jet Vortex Generator," *Journal of Aerospace Engineering (ASCE)*, vol. 35, Issue 5, 2022.

[16] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, "Parametric study of a frequency-modulated pulse jet by measurements of flow characteristics," *Physica Scripta*, vol. 96, no. 12, 2021.

[17] S. Abdolahipoor, A. Mardani, A. Shams Taleghani, "Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 5,no. 1, Pp. 55-65, 2016. (in Persian)

[18] M. Taeibi Rahni, A. Shams Taleghani, M. Sheikholeslam, M. Ahmadi, "Computational simulation of water removal from a flat plate, using surface acoustic waves," *Wave Motion*, vol. 111, no. 12, 2022.

[19] M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni, A. Shams Taleghani, "Numerical analysis of droplet motion over a flat plate due to surface acoustic waves," *Microgravity Science and Technology*, vol. 32, no. 4, Pp. 647-660, 2020.

[20] M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani, M. Taeibi Rahni, "Surface acoustic waves as control actuator for drop removal from solid surface," *Fluid Dynamics Research*, vol. 53, no. 4, 2021.

[21] M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani, M. Taeibi Rahni, "Phenomenological Investigation of Drop Manipulation Using Surface Acoustic Waves," *Microgravity Science and Technology*, vol. 32, no. 6, Pp. 1147-1158, 2020.

[22] M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni, A. Taleghani, "Effects of contact angle hysteresis on drop manipulation using surface acoustic waves," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, vol. 34, no. 1, Pp. 145-162, 2020.

[23] A. Ghanbari Motlagh, S. Abdolahipour, A. Shams taleghani, "Flow control by magnetohydrodynamic field method at the supersonic air intake," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 9, no. 1,Pp. 157-170, 2020. (in Persian)

[24] A. Shams taleghani, A. Ghanbari Motlagh, S. Abdolahipour, "Numerical Study of the Effects of Magneto hydrodynamic Field on Shock-Induced Flow Separation," *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, vol. 9, no. 2, Pp. 17-28, 2021. (in Persian)

[25] M. Yadegari, A. Shams Taleghani, "Porous Media Applications in Shock Attenuation on Suction side of an Airfoil," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 3, no. 1, Pp. 61-71, 2014. (in Persian)

[26] M. Yadegari, A. Shams Taleghani, "A Parametric Study for Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction of an Airfoil with Porous Media in a Transonic Flow," *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, Vol. 3, Number 4, Pp. 73-86, 2015. (in Persian)

[27] M. Yadegari, A. Shams Taleghani, "Numerical Study of Shock-Boundary Layer Interaction on an Airfoil with Cavity and Porous Surface: Parametric Investigation in a Transonic Flow," *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 6, No. 2, Pp. 271-284, 2016. (in Persian)

[28] R. Hammerton, W. Su, G. Zhu, S. Shan Min Swei, "Optimum distributed wing shaping and control loads for highly flexible aircraft," *Journal of Aerospace Science and Technology, Elsevier Masson SAS*, vol. 79, Pp. 255-265, 2018.

[29] H. Wenxing, L. Chun, "Performance improvement of adaptive flap on flow separation control and its effect on VAWT," *Journal of Energy, Elsevier Ltd*, vol. 213, Pp. 356- 378, 2020.

[30] G. Luiz Olichevis Halila, A. Pequeno Antunes, R. Galdino da Silva, J. Luiz Azevedo, "Effects of boundary layer transition on the aerodynamic analysis of high-lift systems," *Journal of Aerospace Science and Technology, Elsevier Masson SAS*, vol. 90, Pp. 233-245, 2019.

[31] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, "Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of a Supercritical Two-Element High-Lift Airfoil," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, 10, 1, 2021. (in Persian)

[32] K. Biber, "Stall hysteresis of an airfoil with slotted flap," *Journal of Aircraft, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.*, vol. 42, Pp. 1462-1470, 2005.

[33] A. Noriega, M. Balas, P. Anderson, "Robust Adaptive Control of a Weakly Minimum Phase General Aviation Aircraft, Conference of Procedia Computer Science," *Elsevier B.V.*, vol. 95, Pp. 497-506, 2016.

[34] M. Nemati, A. Jahangirian, "Robust aerodynamic morphing shape optimization for high-lift missions," *Journal of Aerospace Science and Technology, Elsevier Masson SAS*, vol. 103, Pp. 167-183, 2020.

[35] S. Chen, F. Zhang, M. Khalid, "Aerodynamic Optimization for a High-Lift Airfoil/Wing Configuration," 22nd *Applied Aerodynamics Conference and Exhibit*, August 2004.

[36] L. Soulat, A. Fosso Pouangué, S. Moreau, "A high-order sensitivity method for multi-element high lift device optimization," *Journal of Computers & Fluids , Elsevier Ltd*, vol. 124, Pp. 105-116, January 2016.

[37] L. Weishuang, T. Yun, L. Peiqing, "Aerodynamic optimization and mechanism design of flexible variable camber trailing-edge flap," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 30, Pp. 988-1003, 2017.

[38] L. Qingsong, M. Weipao, L. Chun, H. Winxing, Z. Haitian, D. Yunhe, "Effects of trailing-edge movable flap on aerodynamic performance and noise characteristics of VAWT," *Journal of Energy, Elsevier Ltd*, vol. 189, 2019.

[39] M. Zhang, Z. Chen, Z. Tan, G. Wenting, D. Li, C. Yuan, B. Zhang, "Effects of stability margin and thrust specific fuel consumption constrains on multi-disciplinary optimization for blended-wing-body design," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 32, Pp. 1847-1859, 2019.

[40] J. N. Kudva, C. A. Martin, L. B. Scherer, A. P. Jardine, A. R. McGowan, R. C. Lake, G. Sendecky, B. Sanders, "Overview of the DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program," *Proceedings Of SPIE*, vol. 3674, Pp. 230-236, 2003.

[41] J. Wild, "Mach and Reynolds Number Dependencies of the Stall Behavior of High-Lift Wing-Sections," *Journal of Aircraft*, vol. 50, no. 4, Elsevier Ltd, vol. 189, 2013.

[42] F. Chen, J. Yu, Y. Mei, "Aerodynamic design optimization for low Reynolds tandem airfoil," *Aerospace Engineering Journal*, vol. 232, June 2017.

[43] K. Mohseni, Mittal, R., "Synthetic Jets: Fundamentals and Applications," CRC Press, 2014.

[44] J. G. Lowry, "wind-tunnel investigation of naca 23012 airfoil with several arrangements of slotted flaps with extended lips," *Technical notes of National Advisory Committee for Aerospace*, no. 808, may1941.

[45] I. Angelov, C. Velcova, "Influence of a slotted flap gap size on the aerodynamic characteristics of a light aircraft wing at taking off and landing," *7th International Conference on Energy Efficiency and Agricultural Engineering*, December, (2020).

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics, 35, 1, 2023.(53-70)

Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Society of Manufacturing Engineering of Iran

Prediction and Optimization of Hardness Value of Mold Steel in Wirecut Process based on Fuzzy Inference System

Research Article

Farshad Rabiei[1], Masoud Seidi[2], Zahra Seydi[3]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.79508.1145

1. Introduction

Cutting dies are of the most widely used types of press dies and at the same time they are the most accurate types of dies that are used to create holes, edges, grooves, etc. on the work piece.

The clearance between above and below dies in the cutting molds is considered to be about 0.1 of the thickness of the sheet to make a proper cut on the sheet. Therefore, the dies must be made very precisely. On the other hand, the dies always involved with the sheet and it needs to have high hardness so that it does not wear out.

Another important issue is the phenomenon of fatigue, because cutting dies produce a piece in every cycle of a few seconds and are continuously subjected to cyclic loading. One of the parameters that can increase the fatigue life of these molds is increasing the hardness value. Therefore, the hardness of these molds increases with several methods.

In 1940, Russian scientist Lazarenko developed the hypothesis of electric discharge process with wire or wirecut. Wirecut is an electrothermal process that is used to make cutting dies. This process has very high dimensional accuracy due to the lack of contact between the tool and the work piece. On the other hand, due to the local increase and decrease of heat, it causes melting and increasing the hardness of the mold steels.

This study investigated an industrial need of the country, which is the production of quality cutting dies. By using the fuzzy inference system, mold hardness changes are predicted according to three parameters of wire speed, wire tension, and generator power. Then, with the done clustering, the optimal amount of hardness is determined based on the range of variables, and in the final phase, these predicted results are tested to extract the highest amount of hardness for the mold.

2. Experimental setup

One of the steels used to make cutting molds is Mo40 steel, which is an alloy of chromium and nickel. In this steel, hardness is possible due to the presence of chromium and strength is possible due to the presence of nickel. This steel is of medium carbon type.

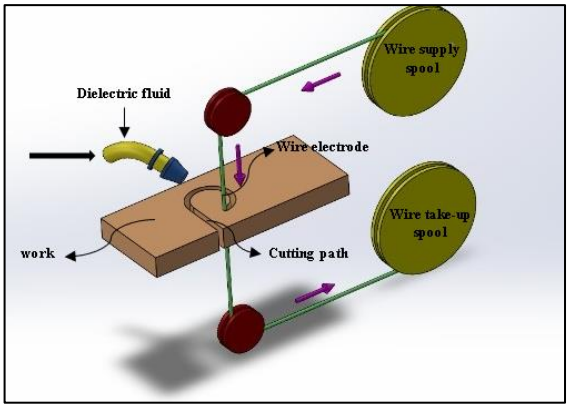


Figure 1. Wirecut schematic

The type of heat treatment that is performed on these steels is austenitizing, then quenching, and then tempering, which is used to harden this steel. This group of steels, due to the fact that they are used as quench tempers, have high strength and hardness, and at the same time, high toughness, and therefore, have a high strength-to-weight ratio. The alloy elements in this steel are carbon, chromium, manganese, molybdenum, and silicon.

In this research, Mo40 steel, which is one of the main steels used in making cutting dies, was used. At first, the Mo40 steel was completely planed using a lathe machine for uniformity in thickness, and it was brought to the final dimensions of 320 x 40 mm and 10 mm thickness. Then it was fixed on the CHARMILLES five-axis wirecut machine (Figure 2).

*Manuscript received, November 8, 2022. Revised, November 30, 2022, Accepted, December 14, 2022.

1. Corresponding author. Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Ilam University, Ilam, Iran.
Email: F.rabiei@ilam.ac.ir.

2 Assistant Professor, Faculty of Engineering, Ilam University, Ilam, Iran.

3 Masters Degree, Faculty of Energy, Kermanshah University of Technology, Kermanshah, Iran.

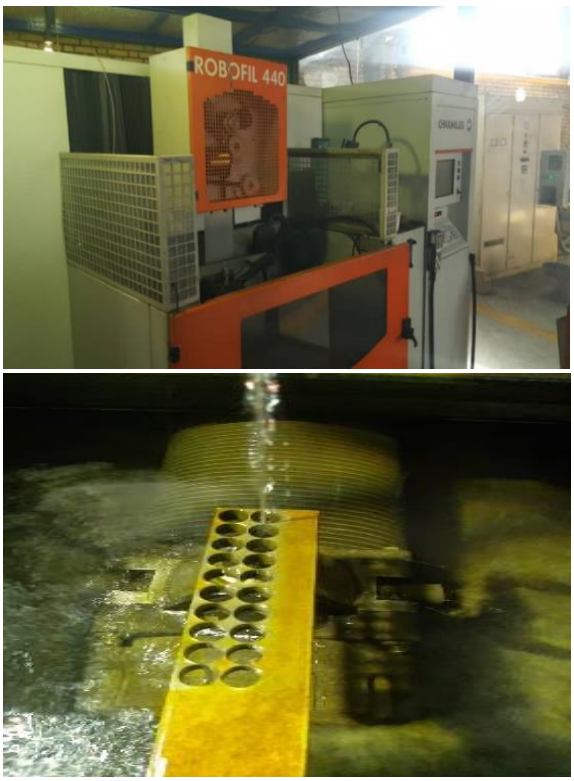


Figure 2. Five-axis wirecut machine and fixing the workpiece on it

Three parameters "wire injection speed", "wire tension", and "generator power" were selected as input parameters. Table 1 shows he range of these parameters.

Table 1. Test conditions

Wire diameter (mm)	0/2
Wire material	copper
Dielectric fluid	Distilled water
Wire injection speed (cm/s)	10-2
Wire tension (kg)	2/5-0/5
Generator power (percentage)	50-10
Initial hardness of the workpiece (Rockwell B)	45

Using the response procedure method, 20 experiments were conducted. For each test, a cylinder with a base diameter of 10 mm and a height of 10 mm was cut from the workpiece. Then, for the produced cylindrical parts, in four points, the hardness value with the machine Leeb Hardness Tester TA-1515 was measured with an accuracy of 0.1. After removing outlier data, the average data was recorded.

3. Prediction and optimization

In this research, it is considered to create a fuzzy inference system to predict and optimize the degree of hardness based on three parameters of speed, traction and power. The creation and use of this system is done in three phases: clustering, extracting if-then rules, and predicting and optimizing difficulty in the inference system built in MATLAB software.

4. Validation test

Based on the prediction charts, in order to validate the model, for the values of stretch 1.67, power 10 and speed 6, an experimental test was performed and the hardness value was obtained as 74.6, which has a very good match (2% error) with the model result (75.9) and it is the highest difficulty value among experimental tests.

5. Conclusion

In this research, the fuzzy inference system was used to predict and optimize the hardness value according to the variables of wire tension, wire feeding speed and generator power in the Mo40 steel wirecut process.

The results clearly show that this system has the ability to be implemented to predict and optimize the hardness in the wirecut process. In order to increase the accuracy of the model, the number of rules was increased from four to nineteen. Based on the extracted diagrams, the maximum hardness value was obtained for the values of 1.67 stretch, 10 power and 6 speed. These values were experimentally tested and a hardness value of 74.6 was obtained, which has a very good agreement with the model result (75.9) (about 2% error) and also shows the highest hardness value among the experimental tests.

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک، ۳۵، ۲، ۱۴۰۲. (۵۳-۷۰)

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

پیش‌بینی و بهینه‌سازی مقدار سختی فولاد قالب در فرایند وایرکات مبتنی بر سیستم استنتاج فازی*

مقاله پژوهشی

فرشاد ربیعی[۱] مسعود صیدی[۲] زهرا صیدی[۳]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.79293.1142

چکیده *قالبهای پرس‌کاری به دلیل سرعت بالای تولید در صنعت کاربرد زیادی دارند. به دلیل لقی بسیار کم بین سنبه و ماتریس و دارا بودن اشکال پیچیده، ساخت این قالبها بسیار گران و هزینه‌بَر است. از سوی دیگر، به واسطه تماس مکرر سنبه و ماتریس با ورق و نیز سرعتِ بالای فرایند، می‌بایست سختی قالب و متعاقباً عمر خستگی آنها بالا باشد. یکی از فرایندهایی که هم توان ایجاد سطوح با دقت ابعادی بالا و اشکال پیچیده را داراست و هم به واسطه ماهیت فرایند می‌تواند منجر به افزایش سختی قالب شود فرایند وایرکات است. در این تحقیق، به منظور بهبود عملکرد و افزایش عمر قالب‌های برش، سختی فولاد Mo40 بهینه‌سازی می‌شود. برای این منظور ابتدا بر اساس روش رویه پاسخ، طراحی آزمایش برای سه پارامتر سرعت تزریق سیم، کشش سیم و توان ژنراتور طراحی شده است. در ادامه داده‌های به دست آمده خوشه‌بندی شده و سپس قواعد فازی با سه ورودی (سرعت، کشش و توان) و خروجی (سختی) استخراج شده‌اند. قواعد به دست آمده در جعبه ابزار سیستم‌های استنتاج فازی نرم‌افزار متلب وارد شدند. بر اساس سیستم استنتاج فازی تعریف شده، امکان پیش‌بینی سختی بر اساس پارامترهای سرعت سیم، کشش سیم و توان ژنراتور فراهم شده است. در فاز بعدی، بر اساس این سیستم و در محدوده متغیرهای موجود، مقدار بهینه سختی و متغیرهای متناظر استخراج گردید. در نهایت این مقادیر به صورت تجربی تست گردید و تطابق آن با مقدار به دست آمده مشاهده گردید.*

واژه‌های کلیدی وایرکات، سرعت تزریق سیم، کشش سیم، توان ژنراتور، سیستم استنتاج فازی، پیش‌بینی و مدل‌سازی، بهینه‌سازی.

Prediction and Optimization of Mold Steel Hardness in Wire Cut Process Based on Fuzzy Inference System

Farshad Rabiei Masoud Seidi Zahra Seidy

Abstract Pressing molds are widely used in the industry due to the high speed of parts production. Due to the very low clearance between the mandrel and the matrix and having complex shapes, the production of these molds is very expensive and costly. The hardness of the mold and subsequently their fatigue life should be high. One of the processes that has the ability to create surfaces with high dimensional accuracy and complex shapes is the wirecut process. In this research, in order to improve the performance and increase the life of cutting dies, the hardness of Mo40 steel is optimized. For this purpose, based on the method of the response procedure, the design of the experiment has been designed for the three parameters of wire feed speed, wire tension and generator power. Next, the obtained data are clustered and then fuzzy rules with three inputs (wire speed, tension and power) and output (hardness) are extracted. The obtained rules were entered in the toolbox of fuzzy inference systems of MATLAB software. Based on the defined fuzzy inference system, it is possible to predict the hardness based on the parameters of wire speed, wire tension and generator power. In the next phase, based on this system and within the range of available variables, the optimal value of hardness and corresponding variables were extracted. In the final phase, these values were experimentally tested and their agreement with the obtained value was observed.

Keywords: Wire Cut, Wire Feed Speed, Wire Tension, Generator Power, Fuzzy Inference System, Prediction and Modeling, Optimization.

*تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۱/۸/۱۷ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۱/۹/۲۳ می‌باشد.

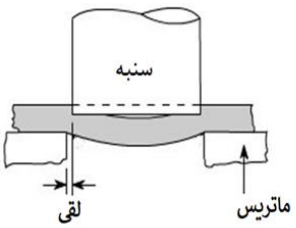
(۱) نویسنده مسئول، استادیار گروه مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه ایلام. **Email**: F.rabiei@ilam.ac.ir

(۲) استادیار، دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه ایلام، ایلام، ایران.

(۳) کارشناس ارشد، دانشکده انرژی، دانشگاه صنعتی کرمانشاه، کرمانشاه، ایران.

مقدمه

قالبهای برش یکی از انواع پرکاربرد قالبهای پرس و در عین‌حال دقیقترین نوع قالبها هستند که برای ایجاد حفره‌ها، سوراخ‌ها، لبه‌ها، شیارها و... روی قطعه کار مورد استفاده قرار می‌گیرند. این قالبها از دو جزء اصلی به نام سنبه و ماتریس تشکیل شده‌اند شکل (۱).

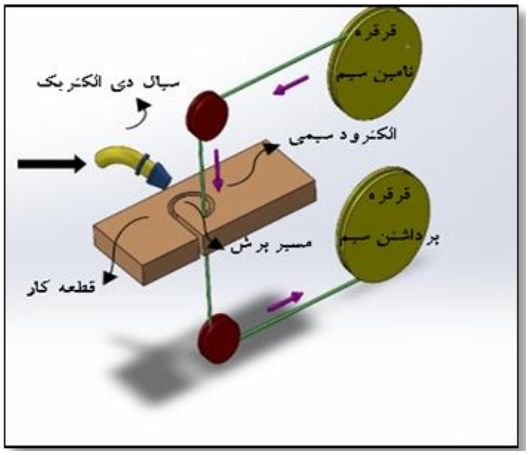


شکل ۱ قالب برش

لقی بین سنبه و ماتریس در قالب‌های برش برای ایجاد برش مناسب بر روی ورق، حدود ۰,۱ ضخامت ورق در نظر گرفته می‌شود. از این رو سنبه و ماتریس باید بسیار دقیق ساخته شوند. از سوی دیگر سنبه همواره با ورق درگیر است و نیاز است که دارای سختی بالایی باشد تا دچار ساییدگی نشود.

یکی دیگر از مسائل حائز اهمیت پدیده خستگی است چرا که قالب‌های برش در هر سیکل چند ثانیه‌ای یک قطعه تولید می‌کنند و به‌طور مداوم تحت بارگذاری سیکلی قرار دارند. یکی از پارامترهایی که می‌تواند عمر خستگی این قالب‌ها را افزایش دهد افزایش مقدار سختی است. از این رو با روشهای متعددی سختی این قالب‌ها افزایش می‌یابد.

سال ۱۹٤۰ لازارنکو دانشمند روسی فرضیه فرایند تخلیه الکتریکی با سیم یا وایرکات را توسعه داد [1]. وایرکات یک فرایند الکترومرمال است که برای ساخت قالب‌های برش مورد استفاده قرار می‌گیرد [2]. این فرایند از یک‌سو به واسطه عدم تماس ابزار با قطعه‌کار دارای دقت ابعادی بسیار بالایی است و از سوی دیگر به واسطه افزایش و کاهش موضعی حرارت سبب آبدیده شدن و افزایش سختی فولادهای قالب می‌شود. از این‌رو تحقیقات متعددی بر روی این فرایند انجام شده است. شماتیک فرایند وایرکات در شکل (۲) نشان داده شده است. وایرکات یک فرایند پیشرفته ماشین‌کاری است که امکان برداربرداری فرسایشی از قطعات رسانا با اشکال پیچیده در صنایع هوافضا، پزشکی، خودروسازی و ساخت قالب را فراهم می‌سازد.



شکل ۲ شماتیک وایرکات

وایرکات مانند سایر فرایندهای ماشین‌کاری، ماده را از سطح قطعه‌کار جدا می‌کند این کار توسط حرکت یک الکترود سیمی در قطعه‌کار اتفاق می‌افتد. پالس‌های DC الکتریکی متوالی بین الکترود سیمی و قطعه‌کار ایجاد می‌شود و بین این دو، مایع دی‌الکتریک قرار می‌گیرد. زمانی که ولتاژ کافی اعمال می‌شود سیال یونیزه شده، سپس یک جرقه کنترل شده با قطعه‌کار برخورد می‌کند و باعث ذوب و بخار شدن آن می‌شود. سیال پرفشار دی‌الکتریک، قطعه‌کار را خنک کرده و باعث جدا شدن مواد دوباره منجمدشده از فاصله هوایی بین الکترود و قطعه‌کار می‌شود. این فاصله هوایی از برخورد الکترود با قطعه‌کار جلوگیری کرده و سیم در طی فرایند برش هیچ‌گاه با قطعه‌کار تماس ندارد. به همین دلیل وایرکات یک فرایند برش بدون ایجاد هر گونه تنش مکانیکی در قطعه‌کار می‌باشد و این یکی از مهم‌ترین مزیت‌های این روش می‌باشد [3-8].

دقت ابعادی قالب مستقیماً دقت ابعادی قطعات ماشین‌کاری شده را تعیین می‌کند، زبری سطح بر روی خستگی، مقاومت در برابر خوردگی، سرعت سایش و خواص تریبولوژیکی قالب‌ها تأثیر می‌گذارد [9-12]. همچنین سختی بالا نشان دهنده عملکرد بهتر در فرایند وایرکات است [13].

تحقیقات متعددی جهت افزایش سختی و نیز افزایش و بهینه‌سازی سختی قالب انجام شده است. نیستانک و همکاران تأثیر پارامترهای مختلف وایرکات بر روی میکروسختی فولاد ساده کربنی St 37 را مورد ارزیابی قرار دادند. آنها گزارش دادند که با تغییر ولتاژ مدار باز، زمان خاموشی پالس و فشار

دی‌الکتریک می‌توان باعث تغییر در میزان نفوذ مس (جنس سیم مورد استفاده در وایرکات) در قطعه‌کار شد و به این ترتیب میزان سختی سطحی آن را تغییر داد [14]. سلیمانی‌مهر و همکاران اثر شدت جریان بر سختی و زبری سطح قطعه فولادی را مورد بررسی قرار دادند و دریافتند که با افزایش ۱۰ برابری شدت جریان میزان سختی سطحی ۰٫۸ برابر شده و زبری سطح دو برابر می‌شود [15].

کیاک و همکاران تأثیر زمان خاموشی پالس، زمان روشنی پالس و ضخامت قالب را بر روی میزان سختی فولاد بررسی کردند. آنها تأثیر مستقیم این پارامترها بر روی سختی سطح را گزارش دادند [16].

بوپاتی و همکاران با استفاده از روش طراحی آزمایش تاگوچی تأثیر پارامترهای مختلف بر روی میزان سختی فولاد زنگ نزن کربونیتریده شده را بررسی کردند و شرایط بهینه‌ای را برای محدوده پارامترهای آزمایشگاهی خود تعیین کردند [17].

پاتوری و همکاران تأثیر فاکتورهای کنترلی مانند زمان روشنی پالس، زمان خاموشی پالس، پیک جریان، ولتاژ و نرخ تغذیه سیم برای فولاد Inconel 718 را بررسی کردند. در این پژوهش شبکه عصبی مصنوعی (ANN)، SVM و الگوریتم ژنتیک (GA) برای مدلسازی و بهینه‌سازی سختی استفاده شد. نتایج نشان داد جریان پیک ۶۰٫۲۱٪ بر زبری سطح تأثیرگذار است [18].

مورالیدهارا و همکاران نیز تأثیر پارامترهای زمان روشنی پالس و زمان خاموشی پالس را بر روی فولاد بررسی کردند. آنها با بررسی مشخصه‌های لایه سفید ایجاد شده به توصیف میزان سختی بر روی سطح پرداختند [19]. داس و همکاران از روش تاپسیس برای بهینه‌سازی پارامترهای مختلف بر روی میزان سختی فولاد استفاده کردند و شرایط بهینه‌ای را برای زمان روشنی پالس، زمان خاموشی پالس و... به دست آوردند [20].

مانجوناتا و همکاران اثر پارامترهای ولتاژ سروو، سرعت ماشین‌کاری، زمان روشنی و خاموشی پالس را بر زبری سطح و سختی بررسی کردند. در این تحقیق از شبکه عصبی مصنوعی برای بهینه‌سازی فرایند وایرکات استفاده شد. نتایج نشان داد، با افزایش ولتاژ سروو دقت ابعادی افزایش می‌یابد [21].

یکی دیگر از تکنیک‌هایی که جهت پیش‌بینی خروجی بر اساس پارامترهای ورودی مورد استفاده قرار گرفته است سیستم استنتاج فازی است. این سیستم در حوزه‌های مختلف مورد استفاده قرار گرفته است و نتایج قابل قبولی استخراج شده است که می‌توان از این قابلیت در پیش‌بینی و بهینه‌سازی سختی در فرایند وایرکات بهره برد. بواد و همکاران با استفاده از نرم‌افزار متلب به طراحی یک سیستم استنتاج فازی برای پیش‌بینی مقاومت فشاری سیمان تقویت شده با مواد مختلف پرداختند. نتایج نشان داد سیستم مدلسازی استنتاج فازی نتایج معقولی را در مقایسه با مطالعات قبلی ارائه می‌دهد [22]. ویچوونه و همکاران به منظور تغییر مسیر خودکار هنگام نزدیک شدن به یک مانع در ماشینهای اتومات، یک مدل تغییر مسیر بر اساس سیستم استنتاج فازی طراحی کردند. در این پژوهش یک ارزیابی مقایسه‌ای بین دو مدل بر اساس سیستم استنتاج فازی تطبیقی و استنتاج عصبی- فازی انجام شد. این مدل‌ها با استفاده از مجموعه داده‌های آزمایش تغییر مسیر اجباری ارزیابی شدند. بر اساس نتایج مدل استنتاج فازی- عصبی تغییر مسیر صحیحتری را ارائه می‌دهد [23]. وو و همکاران به منظور پیش-بینی الگوهای جریان سیال و ایجاد یک مدل پیش‌بینی سازگار، یک سیستم استنتاج فازی با مدل فازی ممدانی طراحی کردند. نتایج نشان داد سیستم استنتاج فازی در مقایسه با الگوریتم شبکه عصبی از دقت و پایایی بالاتری برخوردار است. هزینه-های تولید تا حد زیادی کاهش و عملکرد ایمن تجهیزات افزایش یافت [24]. بو و همکاران برای کنترل بهینه خودروهای الکتریکی هیبریدی، به منظور عملکرد دینامیکی و مصرف سوخت بهتر، یک سیستم استنتاج فازی شبکه تطبیقی طراحی کردند. قوانین و پارامترهای فازی را به صورت آنلاین از طریق الگوریتم یادگیری Q مشخص کردند. روش کنترل QLFIS را با روش برنامه‌ریزی پویا (DP) از طریق شبیه‌سازی مقایسه کردند. همچنین گزارش دادند نتایج شبیه‌سازی عملکرد دینامیکی خودرو و مصرف سوخت با توجه به روش کنترل QLFIS بهبود یافته است، در حالی که زمان محاسبه در مقایسه با روش DP بسیار کاهش یافته است [25]. ولی‌زاده و همکاران با استفاده از سیستم استنتاج فازی و استنتاج فازی- عصبی به تعیین همزمان سالمترول و فلوتیکازون در مخلوطهای دارویی پرداختند. آنها با گزارش آزمون آنالیز واریانس نشان دادند با استفاده از سیستم استنتاج فازی، دقت روش اسپکتروفتومتری با روش کروماتو گرافی مایع با کارایی بالا برابری می‌کند؛ بنابراین

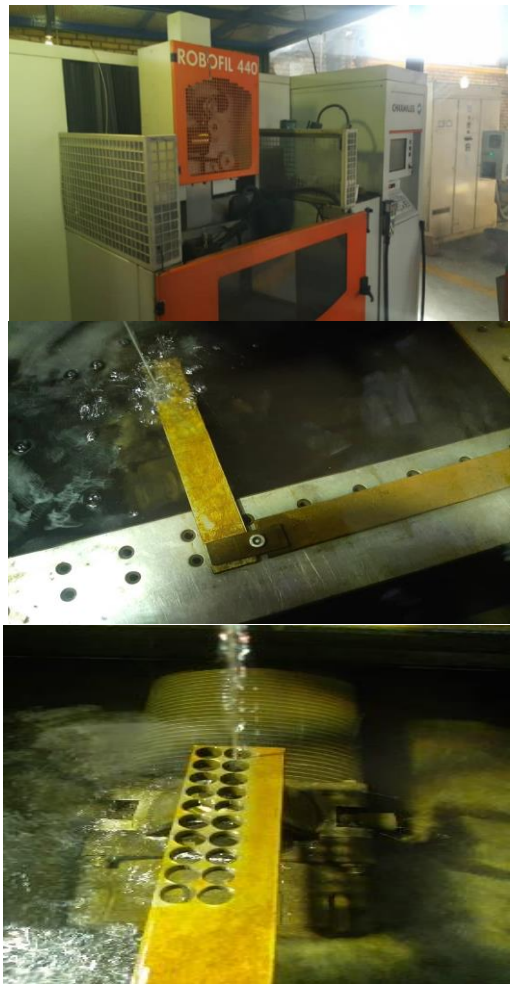
این روش می‌تواند گزینه‌ای مناسب برای آنالیز همزمان داروها در مقایسه با روش پرهزینه کروماتوگرافی مایع با کارایی بالا باشد [26].

در تحقیق حاضر یک نیاز صنعتی کشور که ساخت قالب های برش با کیفیت است مورد بررسی قرار گرفته است. در این تحقیق، با استفاده از سیستم استنتاج فازی، تغییرات سختی قالب برحسب سه پارامتر سرعت سیم، کشش سیم و توان ژنراتور پیش‌بینی می‌شود. سپس با خوشه‌بندی‌های انجام‌شده مقدار بهینه سختی بر اساس محدوده متغیرها تعیین می‌شود و در فاز نهایی این نتایج پیش‌بینی شده مورد تست قرار می‌گیرد تا بالاترین میزان سختی برای قالب استخراج گردد.

شرایط آزمایشگاهی

یکی از فولادهایی که برای ساخت قالب‌های برش مورد استفاده قرار می‌گیرد فولاد Mo40 است که آلیاژی از کروم و نیکل است. در این فولاد به واسطه حضور کروم امکان سختی و به واسطه حضور نیکل امکان استحکام برای فولاد فراهم شده است. این فولاد از نوع کربن متوسط است. نوع عملیات حرارتی که روی این فولادها انجام می‌شود، عملیات آستنیته کردن و بعد کوئنچ و سپس تمپر کردن است که جهت سخت کردن این فولاد به کار می‌رود. این گروه فولادها با توجه به اینکه به صورت کوئنچ تمپر به کار می‌روند، دارای استحکام بالا و سختی و در عین حال چقرمگی بالایی هستند و بنابراین، دارای نسبت استحکام به وزن بالایی می‌باشند. عناصر آلیاژی در این فولاد عبارتند از: کربن، کرم، منگنز، مولبیدن و سیلیسم. در این پژوهش از فولاد Mo40 که یکی از اصلی‌ترین فولادهای مورد استفاده در ساخت قالب‌های برش است استفاده شده است. در ابتدا فولاد Mo40 جهت یکنواختی در ضخامت با استفاده از دستگاه صفحه تراش کاملاً کف‌تراشی شد و به ابعاد نهایی ۳۲۰ در ۴۰ میلی‌متر و ضخامت ۱۰ میلی‌متر رسانده شد. سپس بر روی دستگاه وایرکات پنج محور CHARMILLES (شکل ۳) تثبیت شد.

سه پارامتر سرعت تزریق سیم، کشش سیم و توان ژنراتور به عنوان پارامترهای ورودی انتخاب شد. محدوده این پارامترها در جدول (۱) نشان داده شده است.



شکل ۳ دستگاه وایرکات پنج محوره و تثبیت قطعه‌کار بر روی آن

جدول ۱ شرایط انجام آزمایش

قطر سیم (میلی‌متر)	۰,۲
جنس سیم	مس
سیال دی الکتریک	آب مقطر
سرعت تزریق سیم (سانتی‌متر بر ثانیه)	۲-۱۰
کشش سیم (کیلوگرم)	۰,۵-۲,۵
توان ژنراتور (درصد)	۱۰-۵۰
سختی اولیه قطعه‌کار (راکول بی)	٤٥

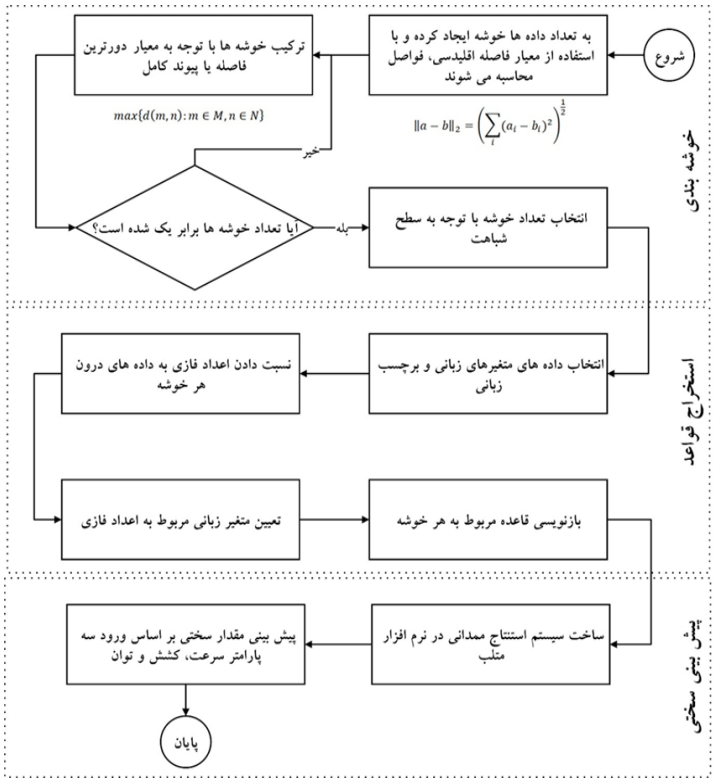
با استفاده از روش رویه پاسخ، ۲۰ آزمایش مطابق با جدول (۲) انجام شد. برای هر تست، یک استوانه به قطر قاعده ۱۰ میلی‌متر و ارتفاع ۱۰ میلی‌متر از قطعه‌کار برش‌کاری شد. سپس برای قطعات استوانه‌ای تولید شده، در چهار نقطه مقدار سختی با دستگاه Leeb Hardness Tester TA-1515 با دقت ۰,۱ اندازه‌گیری شد (شکل ٤) و پس از حذف داده‌های پرت، میانگین داده‌ها در جدول (۲) ثبت شد.

جدول ۲ آزمایش‌های انجام شده

ردیف	کشش (کیلوگرم)	سرعت (سانتی‌متر بر ثانیه)	توان ژنراتور (درصد)	سختی (راکول بی)
۱	۰,۵	۲	۵۰	٦٨
۲	۰,۵	۲	۱۰	٦٧,٥
۳	۲,۵	٦	۳۰	٦٨,٢
٤	۰,۵	۱۰	۱۰	٦٨,٦
٥	۰,۵	٦	۳۰	٦٥
٦	۱,۵	٦	۳۰	٦٨,٧
٧	۱,۵	٦	۳۰	٧٢,٣
٨	۱,۵	٦	۳۰	٦٩,٢
٩	۱,۵	٦	۳۰	٦٧,٥
۱۰	۱,۵	٦	۳۰	٦٦,٧
۱۱	۲,۵	۱۰	۵۰	٦٧,١
۱۲	۱,۵	۱۰	۳۰	٦٧,٢
۱۳	۲,۵	۱۰	۱۰	٧٠
١٤	۱,۵	٦	۱۰	٧٣,٥
١٥	۱,۵	٦	۳۰	٦٨
١٦	۱,۵	۲	۳۰	٧٠,٣
١٧	۲,۵	۲	۵۰	٦٨,٤
١٨	۰,۵	۱۰	۵۰	٦٧,٩
١٩	۱,۵	٦	۳۰	٦٦,٤
٢٠	۲,۵	۲	۱۰	٦٩,٧



شکل ٤ دستگاه سختی سنج مورد استفاده



شکل ۵ چهارچوب پیشنهادی

پیش‌بینی و بهینه‌سازی

در این تحقیق، ایجاد یک سیستم استنتاج فازی جهت پیش‌بینی و بهینه‌سازی میزان سختی بر اساس سه پارامتر سرعت، کشش و توان مد نظر است. ایجاد و استفاده از این سیستم در سه فاز انجام می‌شود: فاز یک: خوشه‌بندی، فاز دو: استخراج قواعد اگر- آن‌گاه و فاز سه: پیش‌بینی و بهینه‌سازی سختی در سیستم استنتاج ساخته‌شده در نرم‌افزار متلب. جزئیات چهارچوب پیشنهادی در شکل (۵) نشان داده شده است.

الگوریتم خوشه‌بندی سلسله مراتبی

الگوریتمهای خوشه‌بندی سلسله مراتبی در دو دسته: ۱) بالا به پایین یا ۲) پایین به بالا، قرار می‌گیرند. الگوریتمهای پایین به بالا که در این تحقیق از آن استفاده شده است، هر نقطه داده را در ابتدا به عنوان یک خوشه واحد در نظر می‌گیرند و سپس به طور پی‌درپی جفت خوشه‌ها را ادغام می‌کنند (یا جمع می‌شوند) تا زمانی که همه خوشه‌ها در یک خوشه واحد ادغام می‌شوند که شامل تمام نقاط داده است. ازاین‌رو خوشه‌بندی سلسله مراتبی از پایین به بالا را خوشه‌بندی جمع‌بندی سلسله مراتبی گفته می‌شود. این خوشه‌های سلسله مراتبی به عنوان یک درخت نشان داده می‌شود. ریشه درخت یک خوشه منحصر به فرد است که همه نمونه‌ها را جمع می‌کند، برگهای خوشه فقط یک نمونه هستند. مراحل الگوریتم به صورت زیر است:

فاز یک: با پردازش هر نقطه داده به عنوان یک خوشه واحد شروع می‌شود، یعنی اگر N داده در مجموعه داده وجود داشته باشد، N خوشه هم وجود دارد. سپس یک معیار فاصله انتخاب می‌شود. به عنوان مثال، فاصله بین دو خوشه را میانگین فاصله بین نقاط داده در خوشه اول و نقاط داده در خوشه دوم تعریف می‌شود.

فاز دو: در هر تکرار، دو خوشه با هم ترکیب می‌شود. دو خوشه‌ای که باید ترکیب شوند با توجه به معیار دورترین فاصله با پیوند کامل با هم ترکیب شوند.

فاز سه: فاز دوم تکرار می‌شود تا زمانی که به ریشه درخت می‌رسد، یعنی فقط یک خوشه وجود دارد که شامل تمام نقاط داده است. به این ترتیب می‌توان انتخاب کرد که در پایان چه تعداد خوشه مد نظر است، به سادگی با انتخاب زمان متوقف کردن ترکیب خوشه‌ها خوشه‌بندی سلسله مراتبی نیازی به تعیین تعداد خوشه ندارد و حتی می‌توان بعد از ساختن درخت تعیین کرد که تعداد خوشه‌ها چقدر باشد مناسبتر است. علاوه بر این، الگوریتم به انتخاب اندازه فاصله حساس نیست. در حالی که در

الگوریتمهای دیگر خوشه‌بندی، انتخاب اندازه فاصله بسیار مهم است. یک مورد استفاده از روش‌های خوشه‌بندی سلسله مراتبی این است که داده‌ها دارای ساختار سلسله مراتبی هستند و هدف بازیابی سلسله مراتب است. پس از اجرای روش خوشه‌بندی سلسه مراتبی در نرم‌افزار مینی‌تب نتایج در جدول (۳) آورده شده است.

جدول ۳ نتایج خوشه‌بندی جمع‌بندی سلسله مراتبی

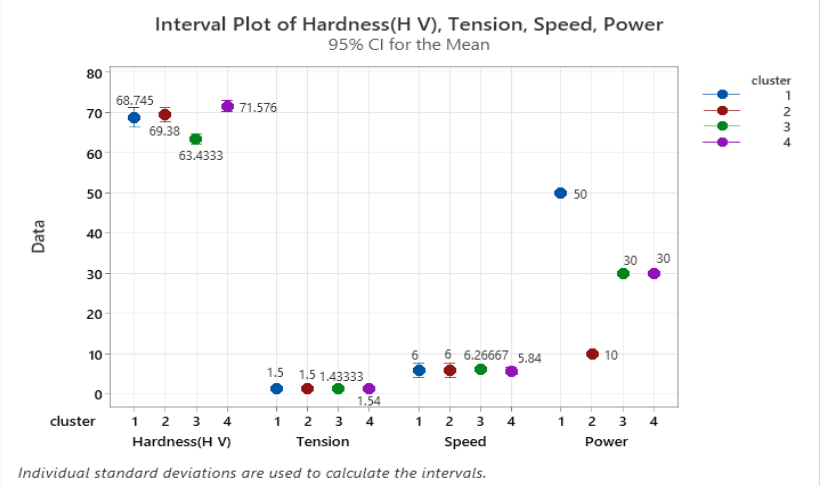
گام	تعداد خوشه‌ها	سطح شباهت	سطح فاصله	گام	تعداد خوشه‌ها	سطح شباهت	سطح فاصله
1	79	100.000	0.0000	15	65	98.889	0.5000
2	78	100.000	0.0000	16	64	98.222	0.8000
3	77	100.000	0.0000	17	63	98.222	0.8000
4	76	100.000	0.0000	18	62	97.778	1.0000
5	75	99.778	0.1000	19	61	97.778	1.0000
6	74	99.778	0.1000	20	60	97.767	1.0050
7	73	99.778	0.1000	21	59	97.734	1.0198
8	72	99.778	0.1000	22	58	97.734	1.0198
9	71	99.778	0.1000	23	57	97.556	1.1000
10	70	99.556	0.2000	24	56	97.516	1.1180
11	69	99.333	0.3000	25	55	97.154	1.2806
12	68	99.111	0.4000	26	54	97.111	1.3000
13	67	98.889	0.5000	27	53	97.111	1.3000
14	66	98.889	0.5000	28	52	96.889	1.4000
29	51	96.857	1.4142	55	25	90.172	4.4227
30	50	96.667	1.5000	56	24	89.961	4.5177
31	49	96.529	1.5620	57	23	89.817	4.5826
32	48	96.529	1.5620	58	22	89.756	4.6098
33	47	96.222	1.7000	59	21	89.150	4.8826
34	46	95.556	2.0000	60	20	88.669	5.0990
35	45	95.468	2.0396	61	19	88.537	5.1585
36	44	95.213	2.1541	62	18	88.264	5.2811
37	43	95.031	2.2361	63	17	87.429	5.6569
38	42	95.031	2.2361	64	16	82.222	8.0000
39	41	94.928	2.2825	65	15	81.947	8.1240
40	40	94.699	2.3854	66	14	81.620	8.2710
41	39	94.444	2.5000	67	13	81.307	8.4119
42	38	94.021	2.6907	68	12	81.014	8.5440
43	37	94.017	2.6926	69	11	80.981	8.5586
44	36	93.870	2.7586	70	10	80.413	8.8142
45	35	92.973	3.1623	71	9	79.006	9.4472
46	34	92.667	3.3000	72	8	74.859	11.3137
47	33	92.533	3.3601	73	7	74.000	11.7000
48	32	92.222	3.5000	74	6	73.572	11.8929
49	31	92.222	3.5000	75	5	66.501	15.0748
50	30	92.172	3.5228	76	4	59.051	18.4272
51	29	91.802	3.6892	77	3	54.889	20.3000
52	28	91.778	3.7000	78	2	37.460	28.1432
53	27	91.778	3.7000	79	1	0.000	45.0004
54	26	90.457	4.2942				

جدول ٤ توزیع مشاهدات در خوشه‌بندی با تعداد خوشه ثابت چهار

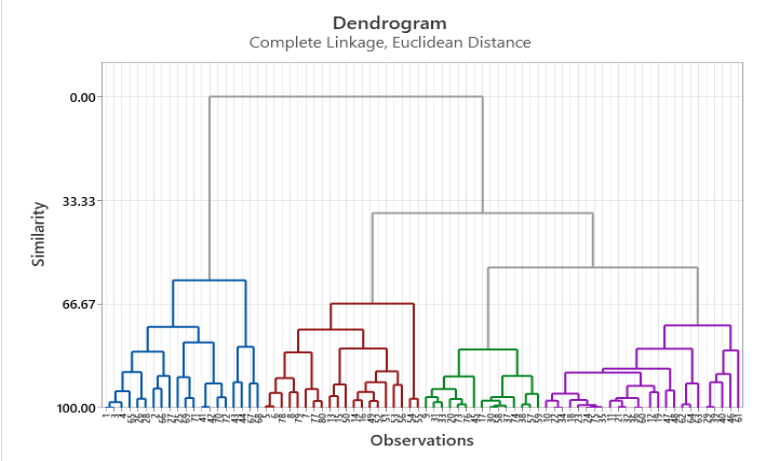
خوشه‌ها	تعداد مشاهدات	مجموع مربعات درون خوشه	میانگین فاصله از مرکز	حداکثر فاصله از مرکز
خوشه ۱	20	798.650	5.76043	11.2293
خوشه ۲	20	543.272	4.91257	9.1200
خوشه ۳	15	91.060	2.01756	4.7413
خوشه ٤	25	399.266	3.45312	7.7433

جدول ٥ ماتریس فواصل در خوشه‌بندی با تعداد خوشه ثابت چهار

	خوشه ١	خوشه ٢	خوشه ٣	خوشه ٤
خوشه ١	0.0000	40.0050	20.6952	20.2000
خوشه ٢	40.0050	0.0000	20.8672	20.1209
خوشه ٣	20.6952	20.8672	0.0000	8.1545
خوشه ٤	20.2000	20.1209	8.1545	0.0000



شکل ٦ نمودار فاصله‌ای خوشه‌ها



شکل ٧ نمودار درختی خوشه‌ها

همان طور که در ستون سطح شباهت مشاهده می‌شود از تعداد خوشه دو به بعد، میزان شباهت از ١٠ درصد که در خوشه‌بندی آستانه در نظر گرفته می‌شود بیشتر است. بنابراین تعداد مورد قبول خوشه‌ها از دو بیشتر می‌تواند باشد. بعد از انجام مجدد خوشه‌بندی مشخص می‌شود که اگر تعداد خوشه‌ها ٤ در نظر گرفته شود توزیع داده‌ها به صورت یکنواختتر در خوشه‌ها انجام می‌شود. نتایج خوشه‌بندی با تعداد خوشه ثابت چهار در جداول (٤) و (٥) نشان داده شده است.

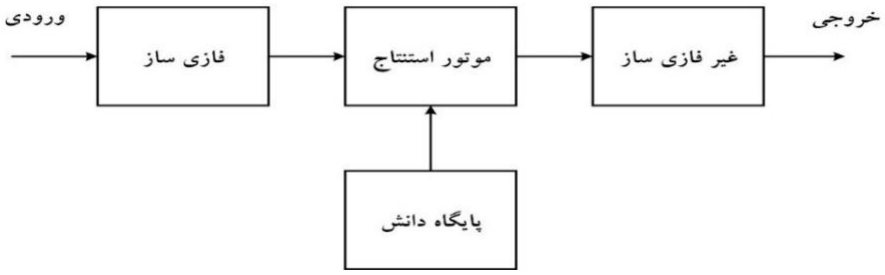
شایان ذکر است گه الگوریتم خوشه‌بندی سلسله مراتبی دو بار انجام می‌شود: یکبار بدون تعیین تعداد خوشه‌ها و دفعه دوم با توجه به سطح شباهت به دست آمده از اجرای اول الگوریتم با تعیین تعداد خوشه‌ها. نمودار فاصله‌ای و درختی مربوط به خوشه‌ها به ترتیب در شکل (٦) و شکل (٧) آمده‌اند.

سیستمهای استنتاج فازی

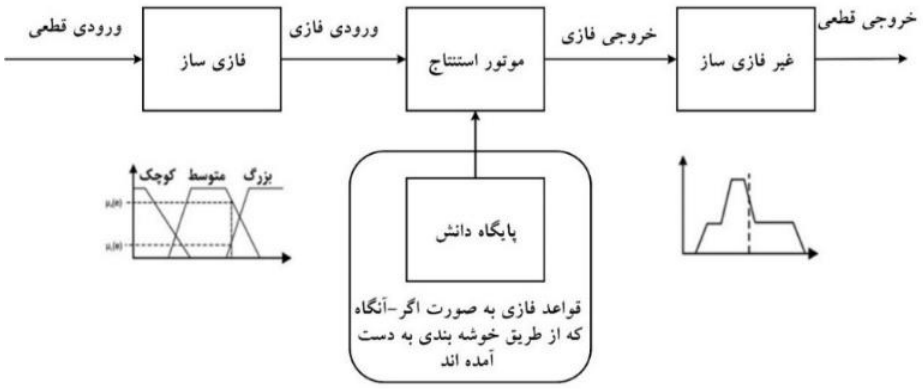
در شکل (۸) یک سیستم استنتاج فازی نشان داده شده است. همان‌طور که نشان داده است هر سیستم استنتاج فازی به طور کلی متشکل از چار بخش: ۱) فازی‌ساز، ۲) موتور استنتاج فازی ۳) پایگاه دانش ٤) غیرفازی‌ساز، می‌باشد. عملیات تبدیل متغیرهای قطعی به متغیرهای زبانی را فازی‌سازی می‌گویند. موتور استنتاج با استفاده از الگوریتم‌های استنتاج، قوانین را ارزیابی و استنتاج می‌کند و پس از تجمیع قوانین خروجی توسط واحد غیرفازی‌ساز، به مقدار قطعی تبدیل می‌شود. در واقع استنتاج فازی فرایند نگاشت مجموعه ورودی داده شده به یک مجموعه خروجی با استفاده از منطق فازی است. به عبارتی، از سیستم استنتاجگر فازی به عنوان یک روش دانش پایه، در جهت پیش‌بینی خروجی‌ها می‌توان استفاده کرد.

الگوریتم استنتاج ممدانی

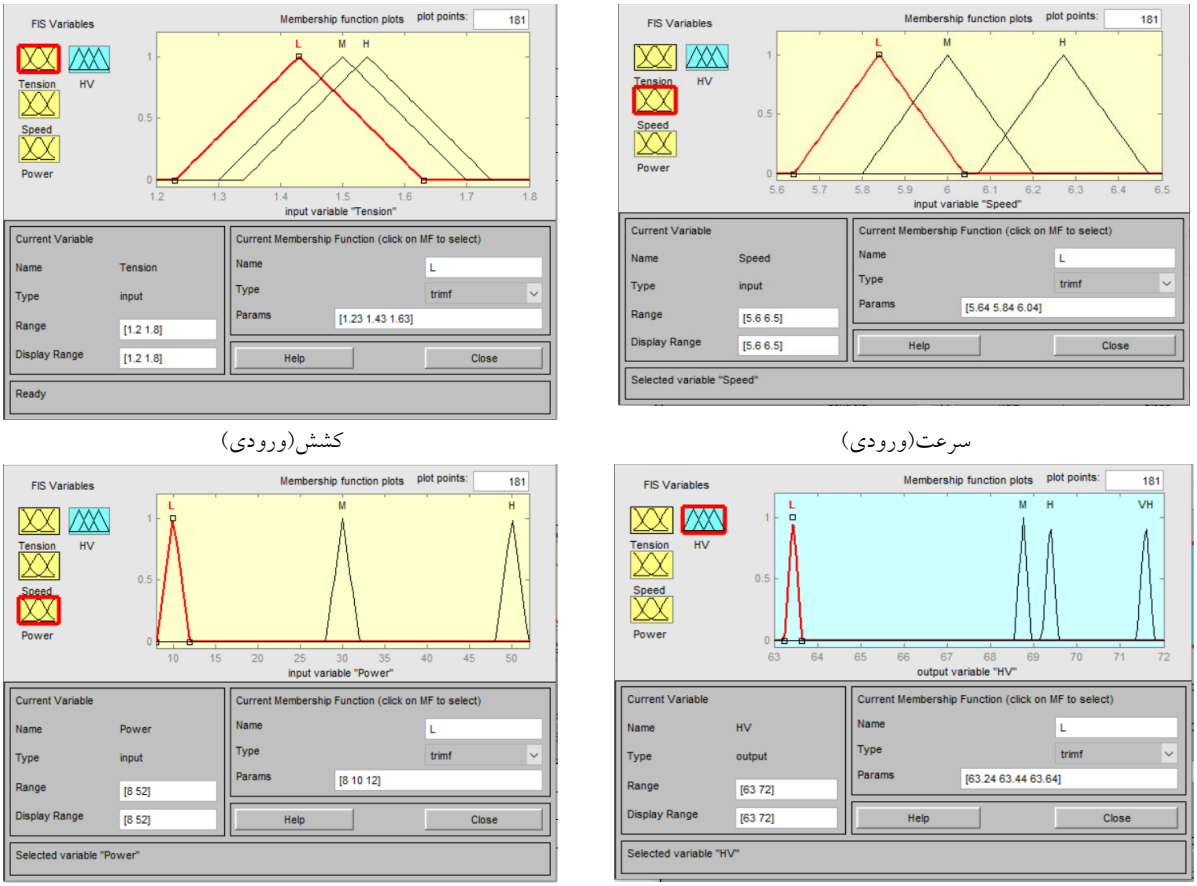
سیستم استنتاج ممدانی را ممدانی و اسیلیان در سال ۱۹۷۵ پیشنهاد دادند. این سیستم‌ها به دلیل داشتن طبیعت بصری و تفسیری از قوانین می‌توانند به طور گسترده‌ای در سیستم‌های پشتیبانی تصمیم استفاده شوند، همچنین دارای قدرت بیانی بالایی هستند و می‌توانند به هر دو صورت چندورودی و چندخروجی و چندورودی و یک خروجی پیاده‌سازی شوند [27]. دیاگرام کلی سیستم استنتاج فازی ممدانی در شکل (۹) نشان داده شده است، سیستم استنتاج ممدانی از مجموعه‌های فازی به عنوان نتیجه قانون استفاده می‌کند و خروجی هر قانون به صورت غیرخطی و فازی است. همچنین از لحاظ روش غیرفازی‌سازی با بقیه سیستم‌های استنتاج متفاوت است. جعبه ابزار ساخت این سیستم استنتاج در نرم‌افزار متلب وجود دارد که در این مقاله از آن استفاده شده است. در شکل (۱۰)، سه ورودی (کشش، سرعت و توان) و خروجی (سختی) در نرم‌افزار تعریف شده‌اند.



شکل ۸ سیستم استنتاج فازی



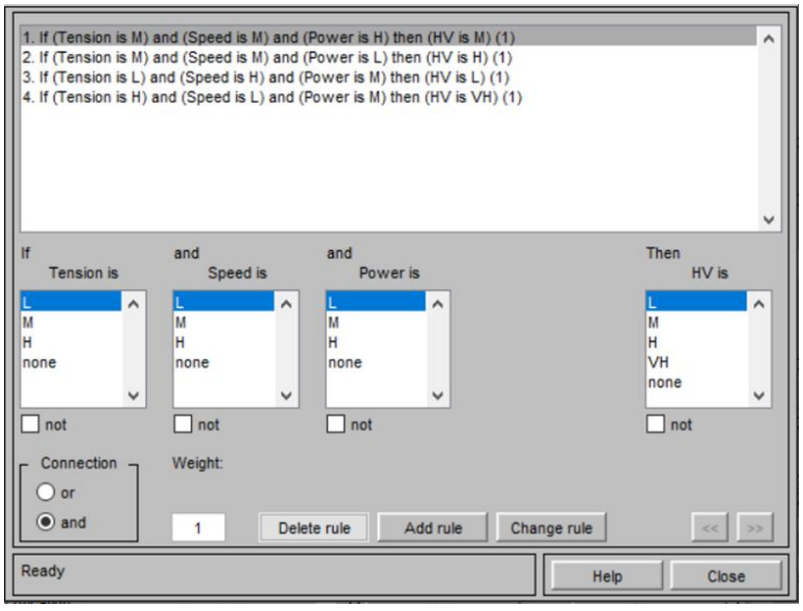
شکل ۹ سیستم استنتاج فازی ممدانی



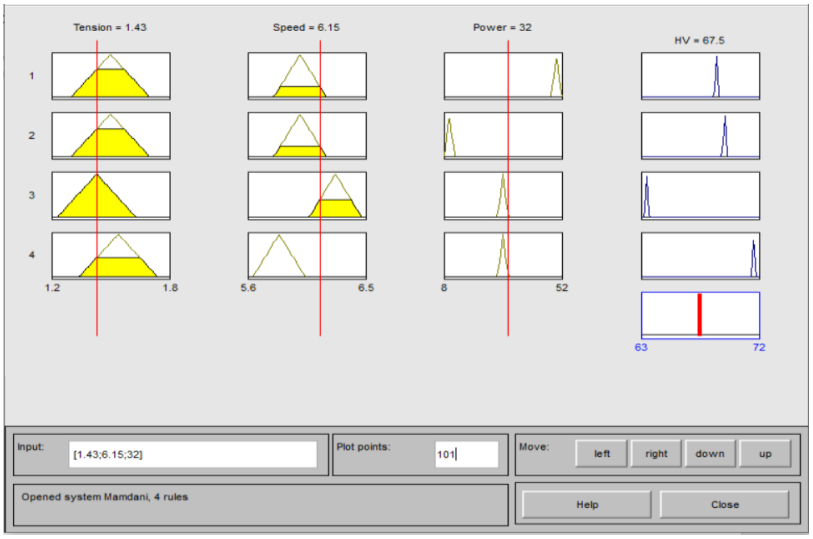
کشش(ورودی) سرعت(ورودی)

توان(ورودی) سختی(خروجی)

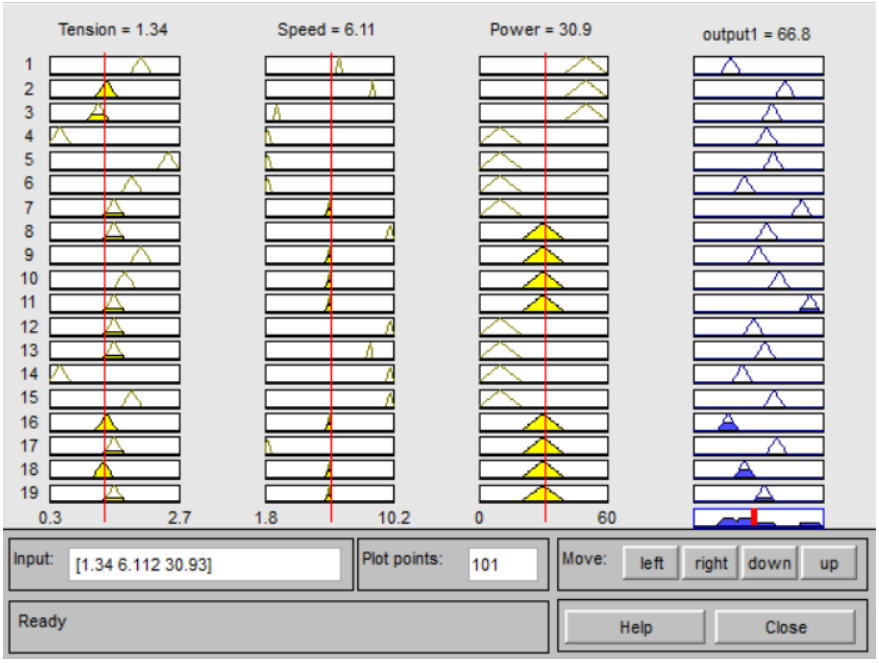
شکل ۱۰ تعریف ورودی‌ها و خروجی در سیستم استنتاج ممدانی



شکل ۱۱ پایگاه قواعد تعریف شده بر اساس نتایج خوشه‌بندی (چهار خوشه)



شکل ١٢ پیش‌بینی مقدار سختی (چهار قاعده)



شکل ١٣ پیش‌بینی مقدار سختی (نوزده قاعده)

همان‌طور که در شکل (١١) و (١٢) مشاهده می‌شود، قواعد به صورت زیر است:

١) اگر کشش «متوسط» و سرعت «متوسط» و توان «زیاد» باشد آنگاه سختی «متوسط» است.

٢) اگر کشش «متوسط» و سرعت «متوسط» و توان «کم» باشد آنگاه سختی «زیاد» است.

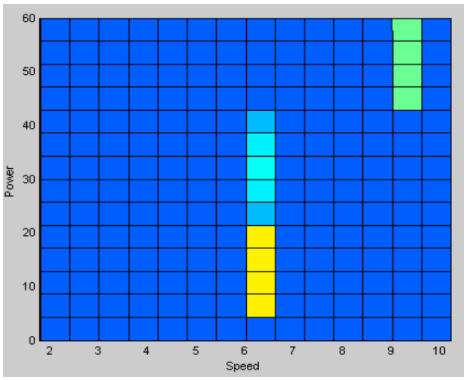
٣) اگر کشش «کم» و سرعت «زیاد» و توان «متوسط» باشد آنگاه سختی «کم» است.

٤) اگر کشش «زیاد» و سرعت «کم» و توان «متوسط» باشد آنگاه سختی «خیلی زیاد» است.

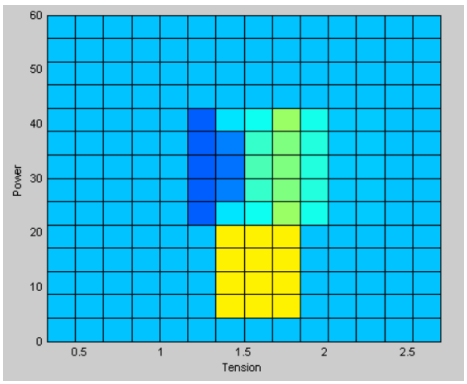
به عنوان مثال به ازای کشش برابر ١/٤٣، سرعت برابر ٦/١٥ و توان برابر ٣٢ ، آنگاه سختی برابر ٦٧/٥ خواهد شد. در این سیستم ایجاد شده، می‌توان به ازای مقادیر مختلف ورودی، مقدار سختی را پیش‌بینی کرد. هر چه تعداد قواعد بیشتر باشد، میزان پیش‌بینی‌ها دقیقتر خواهد شد و البته میزان محاسبات نیز افزایش خواهد یافت. بنابراین برای افزایش دقت پیش‌بینی، در شکل (١٣) یک پایگاه قاعده نوزده‌تایی طراحی شده است. بر این اساس و به عنوان نمونه، به ازای کششِ ١/٣٤، سرعتِ

٦/١١ و توان ٣٠,٩٣، آنگاه سختی برابر ٦٦,٨ خواهد شد. در ادامه و جهت پیداکردن مقادیر بهینه متغیرهای ورودی، نمودار و شبه‌نمودار متغیر سختی به ازای متغیرهای ورودی رسم شد.

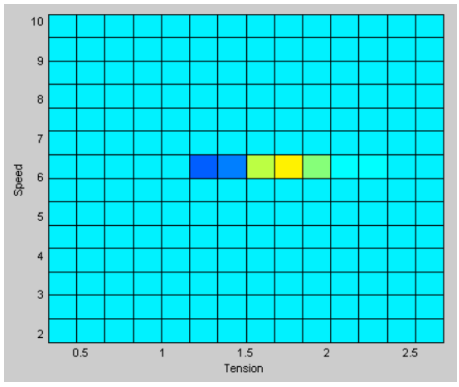
در شکل (١٤- الف) با توجه به پایگاه قواعد نوزده‌تایی، مقدار سختی به ازای مقادیر مختلف کشش و توان به صورت رویه رسم شده است. همان طور که مشاهده می‌شود مقادیر بیشینه سختی به ازای ١,٦٧ ≤ کشش≤ ١,٣٣ و ١٥ ≤ توان≤ ١، اتّفاق افتاده است (یک ناحیه). در شکل (١٤-ب)، مقدار سختی به ازای مقادیر مختلف کشش و سرعت به صورت رویه رسم شده است. همان طور که مشاهده می‌شود مقادیر بیشینه سختی به ازای ١,٦٧٦= کشش و ٦= سرعت، اتفّاق افتاده است (یک نقطه). در شکل (١٤-ج)، مقدار سختی به ازای مقادیر مختلف توان و سرعت به صورت رویه رسم شده است. همان طور که مشاهده می‌شود مقادیر بیشینه سختی به ازای ٢٠≤ توان ≤٥ و ٦= سرعت، اتفّاق افتاده است (یک خط). مقادیر بهینه سه متغیر کشش، توان و سرعت در فصل مشترک جواب‌های مشخص شده اتفّاق می‌افتد. به عبارت دیگر اگر ١,٦٧= کشش، ١٥≤ توان ≤٥ و ٦= سرعت باشند مقدار سختی (٧٥,٩) بیشینه می‌شود.



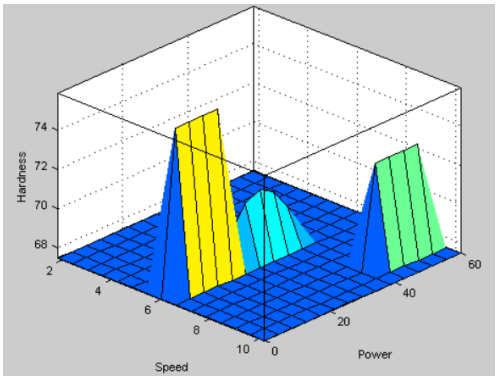
الف) شبه نمودار سختی به ازای توان و سرعت



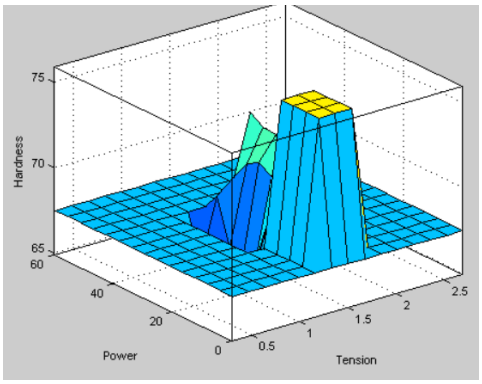
ب) شبه نمودار سختی به ازای کشش و توان



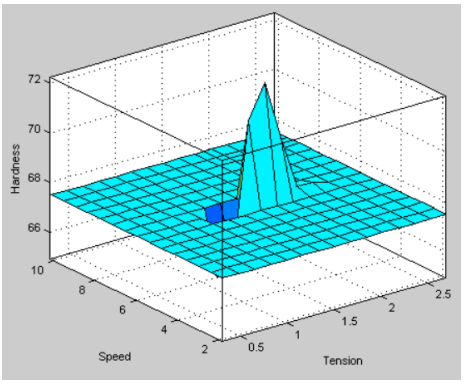
ج) شبه نمودار سختی به ازای کشش و سرعت



الف) نمودار سختی به ازای توان و سرعت



ب) نمودار سختی به ازای کشش و توان



ج) نمودار سختی به ازای کشش و سرعت

شکل ١٤ شبه نمودار سختی بر حسب متغیرهای ورودی

تست اعتبارسنجی

بر اساس نمودارهای پیش‌بینی، جهت اعتبارسنجی مدل، برای مقادیر کشش ١,٦٧، توان ١٠ و سرعت ٦، تست تجربی انجام گردید و مقدار سختی برابر ٧٤,٦ به دست آمد که هم دارای تطابق بسیار خوبی (٢ درصد خطا) با نتیجه مدل (٧٥,٩) است و هم بیشترین مقدار سختی در میان تست‌های تجربی است.

نتیجه‌گیری

در این پژوهش سیستم استنتاج فازی برای پیش‌بینی و بهینه-سازی مقدار سختی بر حسب متغیرهای کشش سیم، سرعت تغذیه سیم و توان ژنراتور در فرایند وایرکات فولاد Mo40 مورد استفاده قرار گرفت.

نتایج به خوبی نشان می‌دهد که این سیستم قابلیت پیاده-سازی جهت پیش‌بینی و بهینه‌سازی سختی در فرایند وایرکات را دارا می‌باشد. جهت افزایش دقت مدل، تعداد قواعد از چهار به نوزده افزایش یافت. بر اساس نمودارهای استخراج شده مقدار بیشینه سختی برای مقادیر کشش ١,٦٧، توان ١٠ و سرعت ٦، به دست آمد. این مقادیر به صورت تجربی تست گردید و مقدار سختی برابر ٧٤,٦ به دست آمد که هم دارای تطابق بسیار خوبی با نتیجه مدل (٧٥,٩) است (حدود ٢ درصد خطا) و هم بیشترین مقدار سختی در میان تست‌های تجربی را نشان می‌دهد.

واژه نامه

وایرکات(ماشینکاری تخلیه‌الکتریکی‌سیمی)	Wirecut
سیستم‌استنتاج‌فازی	Fuzzy Inference System
مایع‌دی‌الکتریک	Dielectric fluid
سرعت‌تزریق‌سیم	Wire injection speed
کشش‌سیم	Wire tension
توان ژنراتور	Generator power
قطعه‌کار	Workpiece
سختی	Hardness

تقدیر و تشکر

مراجع

[1] Singh, S. and Bhardwaj, A., "Review to EDM by using water and powder-mixed dielectric fluid," *Minerals and Materials Characterization and Engineering*, vol. 10, no. 2, pp. 199, 2011.

[2] Majumder, H. and Maity, K., "Prediction and optimization of surface roughness and micro-hardness using grnn and MOORA-fuzzy-a MCDM approach for nitinol in WEDM," *Measurement*, vol. 118, pp. 1-13, 2018.

[3] Singh, J., Singh, R. and Kumar, R., "Review on effects of process parameters in wire cut EDM and wire electrode development," *International Journal of Innovative Research in Science*, vol. 2, pp. 701-706, 2016.

[4] Ho, K.H., Newman, S.T., Rahimifard, S. and Allen, R.D., "State of the art in wire electrical discharge machining (WEDM)," *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, vol. 44, pp. 12-13, 2004.

[5] Snoeys, R. and Van Dijck, F., "Plasma channel diameter growth affects stock removal in EDM," vol. 21, no.1, pp. 39-40, 1972.

[6] Pandit, S.M. and Rajurkar, K.P., "A stochastic approach to thermal modeling applied to electro-discharge machining," *Heat Transfer*, vol. 105, pp. 555-562, 1983.

[7] Pandey, P.C. and Jilani, S.T., "Plasma channel growth and the resolidified layer in EDM," *Precision Engineering*, vol. 8, pp. 104-110, 1986.

[8] Shankar, P., Jain, V.K. and Sundararajan, T., "Analysis of spark profiles during EDM process," *Machining Science and Technology*, vol. 1, pp. 195-217, 1997.

[9] Guu, Y.H. and Hocheng, H., "Improvement of fatigue life of electrical discharge machined AISI D2 tool steel by

TiN coating,” *Materials Science and Engineering*, vol. 318, pp. 155-162, 2001.

[10] Jeelani, S. and Collins, M.R., “Effect of electric discharge machining on the fatigue life of Inconel 718,” *International Journal of Fatigue*, vol. 10, pp. 121-125, 1988.

[11] Zeid, O.A., “On the effect of electrodischarge machining parameters on the fatigue life of AISI D6 tool steel,”*Journal of Materials Processing Technology*, vol. 68, pp. 27-32, 1997.

[12] Ramulu, M., Paul, G. and Patel, J., “EDM surface effects on the fatigue strength of a 15 vol% SiCp/Al metal matrix composite material,” *Composite Structures*, vol. 54, pp. 79-86, 2001.

[13] Khan, N., Wahid, M., Singh, S., Siddiquee, A. and Khan, Z., “A study on micro hardness in wire electrical discharge machining based on taguchi method,” *International Journal of Mechanical and Production Engineering*, vol. 1, pp.10-15, 2013.

[14] Lotfi Neyestanak, A., Daneshmand, S. and Adib Nazari, S., “The effect of operational cutting parameters in the wire electro discharge machining (WEDM) on micro hardness of alloy surface layer,” *International Journal of Advanced design and Manufacturing Technology*, vol. 2, no. 4, pp.51-58, 2010. (In Persian)

[15] Mahmoudinia, I., Soleimanimehr, H., maghsoudpour, A. and Etemadi Haghighi, S.H., “Fractal-based analysis of the influence of current intensity on surface hardness and surface roughness of Steel workpiece in Electrical Discharge process,” *Iranian Journal of Manufacturing Engineering*, vol. 7, no. 11, pp. 21-33, 2021. (In Persian)

[16] Kiyak, M., “Investigation of effects of cutting parameters on surface quality and hardness in the wire-EDM process,” *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, vol. 119, pp. 647-655, 2022.

[17] Kavitha, C., Malini, P.G., Kantumuchu, V.C., Kumar, N.M., Verma, A. and Boopathi, S., “An experimental study on the hardness and wear rate of carbonitride coated stainless steel,” *Materials Today: Proceedings*, vol. 1, 2022.

[18] Paturi, U.M.R., Cheruku, S., Pasunuri, V.P.K., Salike, S., Reddy, N.S. and Cheruku, S., “Machine learning and statistical approach in modeling and optimization of surface roughness in wire electrical discharge machining,” *Machine Learning with Applications*, vol. 6, 2021.

[19] Rao, M., Vijayan, V., Anil, A., Rai, P.K. and Jain, N. R., “Effect of wire electrode discharge machining process parameters on the surface roughness, hardness, and microstructure of the high carbon steels,” *Materials Today: Proceedings*, vol.46, pp. 2625-2629, 2021.

[20] Das, P.P. and Chakraborty, S., “A grey correlation-based TOPSIS approach for optimization of surface roughness and micro hardness of Nitinol during WEDM operation,” *Materials Today: Proceedings*, vol. 28, pp. 568-573, 2020.

[21] Manjunatha, B.B., Ravindra, H.V. and Kuruvila, N., “Estimation of surface roughness and dimentional accuracy using process parameters in wire cut EDM by attificial neural network,” *International of Symposium on Measurement and Quality Control*, vol. 1, 2007.

[22] Boadh, R., Yadav, S.N., Tiwari, A., Rajoria, Y.K. and Singh, J. “Application of fuzzy inference system (FIS) for assessment and predication of compressive asset of concrete containing fly ash,” *Materials Today: Proceedings*, vol. 69, pp. 107-111, 2022.

[23] Vechione, M. and Cheu, R.L., “Comparative evaluation of adaptive fuzzy inference system and adaptive neuro-

fuzzy inference system for mandatory lane changing decisions on freeways**,**" *Intelligent Transportation Systems*, vol. ٢٦, pp. 746-760, 2021.

[24] Wu, Y., Guo, H., Song, H. and Deng, R., "Fuzzy inference system application for oil-water flow patterns identification**,**" *Energy*, vol. 239, pp. 122359, 2022.

[25] Bo, L., Han, L., Xiang, C., Liu, H. and Ma, T., "A Q-learning fuzzy inference system based online energy management strategy for off-road hybrid electric vehicles**,**" *Energy*, vol. 252, pp. 123976, 2022.

[26] Valizadeh, M., Braki, Z.A., Rashidi, R., Maghfourian, M. and Shenas, A.T., "Fuzzy inference system and adaptive neuro-fuzzy inference system approaches based on spectrophotometry method for the simultaneous determination of salmeterol and fluticasone in binary mixture of pharmaceutical formulation**,**" *Optik*, vol. 244, pp. 167599, 2021.

[27] Mamdani, E.H. and Assilian, S., "An Experiment in Linguistic Synthesis with a Fuzzy Logic Controller**,**" *International Journal of Man-Machine Studies*, vol. 7, pp. 1-13, 1975.

Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Society of Manufacturing Engineering of Iran

Large Eddy Simulation of Film Cooling in Single Hole and Multi-Holes

Research Article

Yaser Taheri[1], Mehran Rajabi Zargarabadi[2], Mehdi Jahromi[3]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.78932.1140

1. Introduction

An effective method for improve the engine power and thermal efficiency of modern gas turbines is increasing the turbine inlet temperature, although, due to thermal stresses, this method may lead to the failure of high temperature components. Film cooling is a common technique of external cooling which plays an important role to prevent overheating of the hot section components. In film cooling, cooling air is ejected through the holes in the desired surface to generate a layer of insulation over the surface, which helps in maintaining the surfaces at the desired temperature.

The process of manufacturing a cylindrical hole is convenient, so these holes are widely used in film cooling techniques. But due to the jet lift off and the undesirable effects of the counter-rotating vortex pair (CRVP) of cylindrical holes especially at high blowing ratios, other shape of holes have been considered to improve the film cooling effectiveness. Many studies considered the impacts of various geometric parameters on the cooling performance of fan-shaped holes. In recent years, some researcher have developed novel ideas to optimize the film cooling effectiveness without using holes by shaped exits.

The interaction between coolant flow and hot mainstream leads to the formation of complicated vortical structures. These vortexes have a significant impact on the performance of film cooling. RANS numerical approaches are fraught with modeling uncertainties and give time-averaged results, while LES can more accurately capture the flow physics. Some researchers have demonstrated that the inaccuracies inherent in turbulence models result in inaccurate predictions, the flow fields, and surface heat transfer. They showed that LES solutions predicted mean velocities and turbulent stresses better than RANS models.

The present study introduces a novel multi-hole with cylindrical shapes for increasing the film cooling effectiveness. The flow structure and adiabatic cooling effectiveness of the multi-holes were compared with a single cylindrical hole. Numerical results (RANS and LES) of the present study confirm that applying the multi-holes with shaped arrangement significantly increase the film cooling effectiveness in comparison with a single cylindrical hole.

2. Computational domain

A single cylindrical hole with 11.1 mm diameter is utilized as the reference case for further comparisons with multi cylindrical holes. The hole geometry has an injection angle and length to diameter ratio of 35º and 4.0, respectively. The computational domain of the multi-hole is obtained by replacing the single cylindrical hole with 14 cylindrical holes with the same diameter of 2.97 mm. Multi-holes was arranged in fan shaped configurations. The center-to-center spacing of adjacent holes in these configurations was set to 1.5 D (Figure 1).

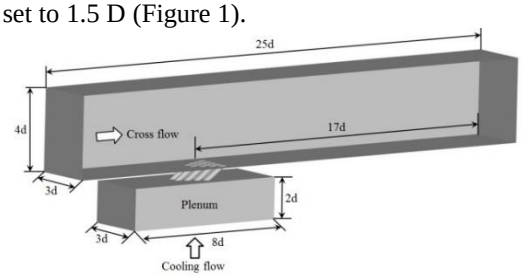


Figure 1. Computational domain of present study.

3. Large eddy simulation

The multi-block structural meshes (Figure 2) were constructed with Ansys ICEM and grid nodes considerably refined in the near-wall region to make sure that $Y^+<1$. The stretching factor in the wall-normal direction is 1.05. A fully developed turbulent profile (1/7th law, boundary thickness $\delta=0.5D$) is used at the mainstream inlet. The simulation is performed at the operating parameters of the experimental study of Schmidt et al. at M=1.25. The time step is set to 2×10^{-5} which provides the CFL lower than 1. Time-averaging values are calculated after a semi-steady state operating condition is reached (ten times sweep of the domain by the mainstream velocity) and continued until acceptable statistical convergence is achieved. Smagorinsky turbulent model with Smagorinsky constant $C_s=0.1$ is used to model the large eddy subgrid.

4. Results

Figure 3 compares the centerline film cooling effectiveness of single cylindrical hole and fan-shaped multi-holes which obtained from the RANS and LES

*Manuscript received, September 25, 2022. Revised, November 8, 2022, Accepted, December 14, 2022.

[1]. Department of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran

[2]. Corresponding author. Department of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran. **Email**: rajabi@semnan.ac.ir

[3]. Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

(time-averaged) numerical studies. This figure indicates that the multi-holes have a significant impact on the film cooling. Based on the Sakai et al., as the blowing ratio increases (M > 0.5), the coolant jet penetrates into the mainstream, thus, the film cooling effectiveness immediately downstream of the hole exit decreases. Then, the coolant jet reattaches to the wall surface and the film cooling effectiveness recovers. This is clearly shown in Figure 3(a). It seems that by using multi-holes, this phenomena take place at farther region downstream of the holes (X/D>10) and effectiveness near the hole exits is in ideal condition.

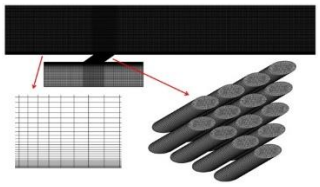
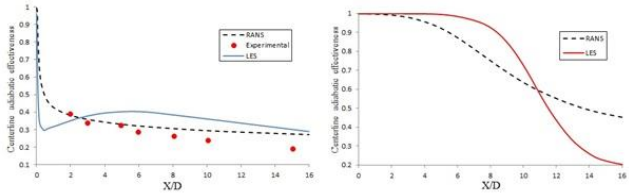


Figure 2. Computational grid for fan-shaped multi-holes in LES



(a) (b)

Figure 3. Centerline adiabatic effectiveness of a) single cylindrical and b) fan-shaped multi-holes

Q-criterion method is used for identifying coherent structures. Figure 4 shows the coherent structures of single cylindrical hole and fan-shaped multi-holes. The entrainment effects of hairpin vortexes, especially the vortexes' horizontal legs correspond to CRVPs, promotes mixture of mainstream and coolant, and deteriorates cooling performance.

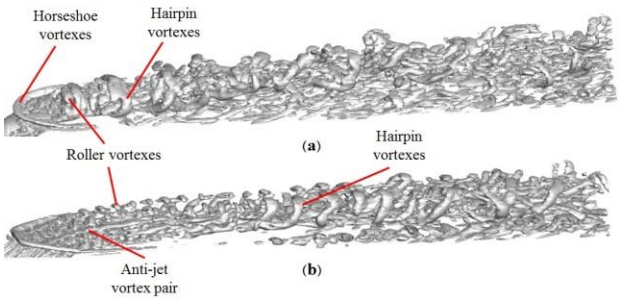


Figure 4. Coherent structures for a) single cylindrical hole, and b) fan-shaped multi-holes (Value of iso-surface: 1×10^6)

The scale of these hairpin vortexes for fan-shaped multi-holes is smaller than that for single hole and formation of them take place in farther downstream region of the hole. Because of the shear effect in the boundary layer, the roller vortexes gradually grow horizontal legs, and eventually evolve into hairpin vortexes. This evolve for single hole occurs immediately near the hole exit, but for multi-holes it goes to farther downstream region of the hole exits.

The formation of anti-CRVP is the most difference between the coherent structures of two cases of the study. The rotation direction of these vortex pair is contrary to that of jet vortex pair, so, is named anti-jet vortex pair. The entrainment effect of anti-CRVPs forms a low temperature region below the vortexes which leads to increasing the film cooling effectiveness.

Figure 5 shows instantaneous distribution of film cooling impact on the test surface. The entrainment effect of horseshoe vortexes results in the formation of high-effectiveness leg pair wrapped around the round hole. At downstream of the jet, reattachment of jet is occur at X/D=2~3. Due to the jet lift-off and mixing the coolant with hot mainstream, the values of cooling effectiveness in both streamwise and spanwise directions is very low for the single hole. When the multi-holes are used, the mixing of coolant and mainstream air decreases and consequently the lateral and streamwise effectiveness increases. As shown in Figure 5, the coverage of coolant for fan-shaped multi-holes is better in streamwise and spanwise directions, especially at near of the hole exits.

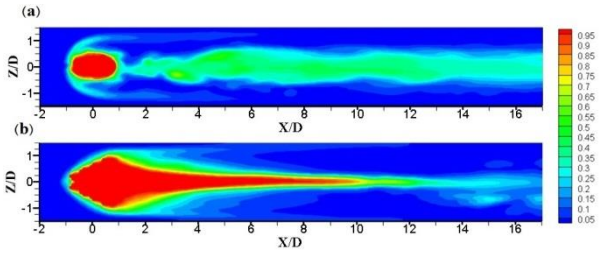


Figure 5. Instantaneous distribution of film cooling effectiveness on the test surface for a) single cylindrical hole, and b) fan-shaped multi-holes

5. Conclusion

Numerical investigation with RANS and large eddy simulations are performed to enhance the cooling effectiveness over a flat plate by applying shaped multi-holes. A single cylindrical film cooling hole with 11.1 mm diameter was replaced with 14 small holes with 2.97 mm diameter. The multi-holes (14 small holes) were arranged in fan-shaped configuration. Large eddy simulation is performed by using Smagorinsky turbulent model at M=1.25 to investigate the vortex structures. It was observed that replacing a single hole with the multi-hole leads to a considerable increase in film cooling effectiveness in both axial and lateral directions.

This study showed that the multi-hole configurations have a notable impact on the flow structure and heat transfer. Roller vortexes or heads of hairpin vortexes which promote the mixture between mainstream and coolant, in single cylindrical hole are stronger than that for fan-shaped multi-holes. Moreover, the scale of hairpin vortexes for fan-shaped multi-holes is smaller than that for single hole and formation of them occures in farther downstream region of the hole.

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک، ۳۵، ۱، ۱۴۰۲. (۸۶-۷۱)

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

انجمن مهندسی ساخت و تولید ایران

شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ جریان خنک‌کاری لایه‌ای تک مجرا و مجموعه سوراخ خنک‌کاری*

مقاله پژوهشی

یاسر طاهری[۱] مهران رجبی زرگرآبادی[۲] مهدی جهرمی[۳]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.78932.1140

چکیده *در این مطالعه جریان خنک‌کاری لایه‌ای بر روی یک صفحه تخت به منظور بررسی اثرات به‌کارگیری مجموعه سوراخ بر اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای با استفاده از رهیافت RANS و LES شبیه‌سازی شده است. هندسه‌های مورد مطالعه شامل تک سوراخ استوانه‌ای با قطر ۱۱/۱ mm و یک مجموعه سوراخ با ۱۴ سوراخ استوانه‌ای ۲/۹۷ میلی‌متری می‌باشند، به طوری که سطح مقطع خروجی لوله خنک‌کاری در هر دو حالت یکسان است. این مجموعه سوراخ به شکل ذوزنقه‌ای چیده‌مان شده است. شبیه‌سازی عددی در نسبت چگالی ۱/۶، نسبت طول به قطر ۴، زاویه ۳۵ درجه و نسبت دمش ۱/۲۵ صورت گرفته است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهند که جایگزینی یک تک سوراخ با مجموعه سوراخ شکل داده شده، منجر به افزایش قابل توجهی در اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در هر دو جهت طولی و عرضی می‌گردد، به طوری که افزایش در حدود ۹۴ درصدی در میانگین سطحی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را در پی دارد. این افزایش در پی تغییر در ساختار گردابه‌ها حاصل می‌گردد. در مجموعه سوراخ خنک‌کاری، مقیاس گردابه‌های سنجاقی شکل کوچکتر از گردابه‌های تک سوراخ است و شکل‌گیری آنها در مکانی دورتر از سوراخ خنک‌کاری صورت می‌گیرد. در ساختار مجموعه سوراخ جفت گردابه‌های anti-jet تشکیل می‌شوند که جهت چرخش این گردابه‌ها بر خلاف جهت CRVP است.*

واژه‌های کلیدی خنک‌کاری لایه‌ای، مجموعه سوراخ، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، ساختارهای منسجم.

Large Eddy Simulation of Film Cooling in Single Hole and Multi-holes

Yaser Taheri Mehran Rajabi Zargarabadi Mehdi Jahromi

Abstract *In this research, numerical studies have been performed by Reynolds averaged Navier Stokes (RANS) and large eddy simulations (LES) to investigate the effect of a novel film cooling design multi-holes on the film cooling effectiveness over a flat surface. A single cylindrical hole with 11.1 mm diameter and multi-holes (14 holes with a diameter of 2.97 mm) with fan configuration are considered for simulations. Numerical simulations are performed at a fixed density ratio of 1.6, length-to-diameter of 4, an inclined angle of 35° and blowing ratio 1.25. The results of the present study show that replacing a single hole with multi-holes results in a considerable increase in film cooling effectiveness in both axial and lateral directions, so that leads to an increase of about 94 percent in the area-averaged film cooling effectiveness. In the fan-shaped configuration, the scale of hairpin vortices is smaller than the single cylindrical hole, and forming of the vortices occurs in farther regions downstream of the hole. A pair of anti-jet vortices is formed in the structure of the multi-holes and the rotation direction of these vortices is opposite to the CRVP direction.*

Keywords film cooling, multi-holes, large eddy simulation, coherent structures.

*تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۱/۷/۳ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۱/۹/۲۳ می‌باشد.

(۱) دانشجوی دکترا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان.

(۲) نویسنده مسئول: دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان

Email: rajabi@semnan.ac.ir

(۳) استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر.

مقدمه

خنک‌کاری لایه‌ای یکی از تکنیک‌های مفیدی است که به طور گسترده در ساخت توربینهای گازی مورد استفاده قرار می‌گیرد و به توربینهای گازی امروزی اجازه می‌دهد تا راندمانی بالا و متعاقب آن عمر طولانیتر را به دست آورند. در خنک‌کاری لایه‌ای، هوای خنک از طریق سوراخهای خنک‌کاری بر روی سطح مورد نظر تزریق و یک لایه نازک نسبتاً خنک بر روی سطح تشکیل می‌دهد که منجر به محافظت مؤثر سطح جامد از جریان اصلی دما بالا می‌گردد [1]. از آنجایی که سیال خنک‌کاری از کمپرسور استخراج می‌شود، استفاده از کمترین مقدار سیال خنک‌کاری برای محافظت سطح در برابر دمای جریان اصلی و دستیابی به راندمان بالای چرخه توربین گازی مورد توجه طراحان می‌باشد.

سوراخ استوانه‌ای ساده‌ترین هندسه سوراخ خنک‌کاری است که به طور معمول دارای زاویه‌ای در حدود ۳۰ تا ۳۵ درجه می‌باشند [2]. تحقیقات زیادی به منظور بررسی اثر پارامترهای هندسی بر عملکرد خنک‌کاری سوراخ‌های استوانه‌ای صورت گرفته است [3-5]. با توجه به بلند شدن جت و اثرات نامطلوب جفت گردابه‌های ضد چرخش (CRVP) در سوراخ‌های استوانه‌ای به خصوص در نسبت دمش‌های بالا، هندسه‌های جایگزین به منظور اثربخشی بهتر در پایین دست جریان در نظر گرفته شده‌اند. از جمله می‌توان به سوراخهای گسترش یافته [6,7] و سوراخهای با زاویه ترکیبی [8,9] اشاره نمود. جون کیم و وانگ کیم نیز [10] یک سوراخ استوانه‌ای با ورودی همگرا را شبیه‌سازی و پارامترهای مؤثر بر عملکرد آن را مورد بررسی قرار دادند. در این زمینه الی و جوبران [11] به مطالعه عددی طرح جدیدی از خنک‌کاری لایه‌ای با استفاده از سوراخ‌های متقارن وابسته پرداختند. نتایج آنها نشان می‌دهد که استفاده از این سوراخ‌ها به طور قابل توجهی جفت ورتکس اولیه گردابه‌ای را کاهش می‌دهد و همچنین بهبود قابل توجهی در اثربخشی خنک‌کاری در تمامی نسبتهای دمش ایجاد می‌کنند.

در بسیاری از مطالعات، تأثیر پارامترهای هندسی مختلف بر عملکرد سوراخ‌های فن شکل ارائه شده است [12-15]. نتایج این مطالعات نشان می‌دهد که به‌کارگیری این نوع سوراخ با ایجاد تغییر در ساختار گردابه‌ها نسبت به تک سوراخ استوانه‌ای، با کاهش ضخامت لایه مرزی موجب افزایش اثربخشی می‌گردند. اما نکته قابل توجه این است که اگرچه سوراخ‌های با هندسه‌های مختلف در خروجی، اثربخشی بالاتری را نسبت به سوراخهای استوانه‌ای معمول فراهم می‌کنند، اما سوراخ‌های شکل‌دار در مقایسه با سوراخ استوانه‌ای گران‌قیمت بوده و ساخت آنها دشوار است [16]. در سال‌های اخیر، محققان برای بهینه‌سازی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بدون از سوراخ‌های شکل‌دار در خروجی نتایج جدیدی را ارائه نموده‌اند. از جمله این موارد می‌توان به به‌کارگیری پله با هندسه‌های مختلف در بالادست جریان [16,17]، استفاده از ریب با زوایای مختلف در درون سوراخ خنک‌کاری [18]، ایجاد سوراخهای anti-vortex [19]، استفاده از سوراخ‌های با پاشش معکوس [20] و سوراخ سه شاخه‌ای [21] اشاره نمود. بنابراین یافتن طرحهای خنک‌کاری جدید با استفاده از هندسه ساده برای سوراخ‌های استوانه‌ای متداول به منظور دستیابی به اثربخشی خنک‌کاری مشابه و حتی بهتر از سوراخهای شکل‌دار می‌تواند ارزشمند باشد.

فعل و انفعال بین جت و جریان اصلی منجر به تشکیل ساختارهای پیچیده گردابه‌ای می‌شود که این ساختارهای گردابه‌ای تأثیر بسیاری در عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای دارند. رویکردهای مبتنی بر RANS مملو از عدم قطعیتهای مدل‌سازی و داده‌هایی با متوسط‌گیری زمانی را ارائه می‌دهند و قادر به ضبط پدیده‌های وابسته به زمان نظیر شکست گردابه یا جدایش دوره‌ای ساختارهای جریان نیستند. آچاریا و همکاران [22] نشان دادند که عدم دقت در مدلهای آشفتگی، منجر به پیش‌بینی‌های نادرست در حوزه جریان و انتقال حرارت سطح می‌شود. همچنین نشان دادند که راه حلهای LES میانگین سرعت و استرس‌های آشفتگی را بهتر از مدلهای RANS پیش‌بینی کرده است. از این رو برای بررسی تکامل گردابه‌ها در خنک‌کاری لایه‌ای، از شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ استفاده شده است [23-25].

تیاگی و آچاریا [26] با به‌کارگیری LES به بررسی جریان یک ردیف سوراخ استوانه‌ای زاویه‌دار در نسبت دمش ۰/۵ و ۱ پرداختند. همچنین ساکای و همکاران [27] با شبیه‌سازی جریان جت گرد شیبدار در نسبت دمشهای مختلف با استفاده از LES دریافتند که CRVPهای موجود که با متوسط‌گیری زمانی حوزه جریان قابل مشاهده می‌باشند، در واقع از ساختارهای مختلف

گردابه‌ای سرچشمه می‌گیرند که این ساختارها با نسبت دمش تغییر می‌کنند. به‌کارگیری سوراخ‌های شکل‌دار و افزایش اثربخشی آدیاباتیک این نوع سوراخها نسبت به سوراخ‌های استوانه‌ای متداول، محققان را به بررسی دقیقتر رفتار گردابه‌های حاصل از این نوع سوراخ‌ها با استفاده از رهیافت LES ترغیب نموده است [28,29]. لیدوم و آچاریا [30] فیزیک جریان برخاسته از سوراخهای گسترش‌یافته جانبی و کنسول را با سوراخ استوانه‌ای مقایسه نمودند و دریافتند که شکل سوراخ خنک‌کاری نقش مهمی در توزیع و پوشش سیال خنک‌کاری دارد. وانگ و همکاران [31] رفتار گردابه‌های سوراخ ذوزنقه‌ای شکل را با LES مطالعه نموده و دریافتند که سوراخ‌های ذوزنقه‌ای به دلیل سرعت پایین جت، گردابه‌های غلتکی و نعل اسبی ضعیفتری را نسبت به سوراخ‌های گرد از خود نشان می‌دهند.

هدف اصلی در این مطالعه افزایش اثربخشی خنک‌کاری با به‌کارگیری ساختار ساده سوراخ استوانه‌ای و عدم مواجهه با مشکلات موجود در فرایند ساخت سوراخ‌های شکل‌دار می‌باشد. از این رو با معرفی راهکار جدیدی به جای استفاده از تک سوراخ استوانه‌ای از مجموعه‌ای از سوراخ‌های استوانه‌ای که با چیدمان ذوزنقه‌ای در کنار یکدیگر قرار گرفته، استفاده شده است. علاوه بر شبیه‌سازی با رهیافت RANS، به منظور شبیه‌سازی دقیقتر و درک بهتر رفتار جریان خنک‌کاری لایه‌ای حاصل از تک سوراخ و مجموعه سوراخ خنک‌کاری، رهیافت LES نیز مورد استفاده قرار گرفته است. نتایج شبیه‌سازی RANS و LES مطالعه حاضر تأیید می‌کند که استفاده از چندین سوراخ با چیدمان شکل‌داده شده به طور قابل توجهی باعث افزایش اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در مقایسه با تک سوراخ استوانه‌ای می‌شود.

مدل RANS

معادلات ناویراستوکس متوسط‌گیری‌شده رینولدزی (RANS) پایا با استفاده از یک روش حجم محدود مبتنی بر المان و با گسسته‌سازی مکانی معادلات حاکم حل می‌گردند. مدل ریاضی خنک‌کاری لایه‌ای شامل معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی در حالت پایا عبارتند از [32]:

$$\frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \quad (۱)$$

$$\rho U_i \frac{\partial U_i}{\partial x_i} = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + \mu \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x_i \partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho \overline{u_\iota u_j}\right) \quad (۲)$$

$$\rho \overline{u_i u_j} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3}\left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k}\right)\delta_{ij} \quad (۳)$$

$$U_i \frac{\partial \Theta}{\partial x_i} = \alpha \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x_i \partial x_i} - \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\overline{u_\iota \theta}\right) \quad (٤)$$

در این مطالعه برای مدلسازی تانسور تنش رینولدزی ($\overline{u_i u_j}$) از realizable k–ε با enhanced wall treatment استفاده شده است [33]:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho k u_j\right) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right] + G_k + G_b - \rho\epsilon - Y_M + S_k \quad (۵)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\rho \varepsilon u_j\right) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}\right] + \rho C_1 S\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu\varepsilon}} + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (٦)$$

μ_t به عنوان تابعی از k و ε به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (۷)$$

که در آن C_μ مقدار ثابتی نیست. جزئیات مربوط به معادلات فوق برای انرژی جنبشی آشفتگی (k)، نرخ اتلاف آن (ε)، ثابتهای مدل و تعریف C_μ را می‌توان در مراجع [32,33] مشاهده نمود.

مدل LES

LES مبتنی بر فیلترگیری مکانی میدان جریان می‌باشد. ساختارهایی از میدان جریان، که بزرگتر از پهنای فیلتر می‌باشند به صورت مستقیم از معادلات ناویراستوکس محاسبه می‌گردند، در حالی که سایر ساختارهای جریانی کوچکتر از پهنای فیلتر، به عبارت دیگر مقیاس‌های زیر شبکه، مدل‌سازی می‌گردند. معادلات حاکم در LES عبارتند از [32]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho \bar{u}_i\right) = 0 \quad (۸)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\bar{u}_i)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\bar{u}_i\bar{u}_j)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu\frac{\partial\bar{u}_i}{\partial x_j}\right)-\frac{\partial\bar{p}}{\partial x_i}-\frac{\partial\tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (۹)$$

$$\frac{\partial\rho\bar{h}_s}{\partial t}+\frac{\partial\rho\bar{u}_i\bar{h}_s}{\partial x_i}-\frac{\partial\bar{p}}{\partial t}-\bar{u_j}\frac{\partial\bar{p}}{\partial x_i}-\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\lambda\frac{\partial\bar{T}}{\partial x_i}\right)=-\frac{\partial q_j}{\partial x_j} \quad (۱۰)$$

q_j فلاکس آنتالپی زیرشبکه است و به صورت زیر مدل می‌شود:

$$\rho\left(\overline{u_i h_s}-\bar{u}_i\bar{h}_s\right)=-\frac{\mu_{SGS}C_P}{Pr_{SGS}}\frac{\partial\bar{T}}{\partial x_j} \quad (۱۱)$$

که در رابطه بالا μ_{SGS} و Pr_{SGS} به‌ترتیب ویسکوزیته و عدد پرانتل زیرشبکه می‌باشد. تنش برشی (τ_{ij}) به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\tau_{ij}-\frac{1}{3}\tau_{kk}\delta_{ij}=-2\mu_t\bar{S}_{ij} \quad (۱۲)$$

که $\bar{S}_{ij}$ نرخ تانسور کرنش است:

$$\bar{S}_{ij}\equiv\frac{1}{2}\left(\frac{\partial\bar{u}_i}{\partial x_j}+\frac{\partial\bar{u}_j}{\partial x_i}\right) \quad (۱۳)$$

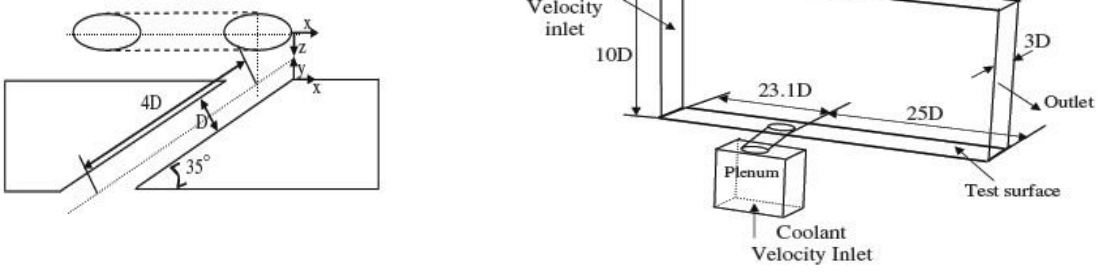
در مدل آشفتگی اسماگورینسکی [34] ویسکوزیته مقیاس زیرشبکه با رابطه زیر مدل‌سازی می‌شود:

$$\mu_t=\rho(C_S\Delta)^2|\bar{S}| \quad (۱۴)$$

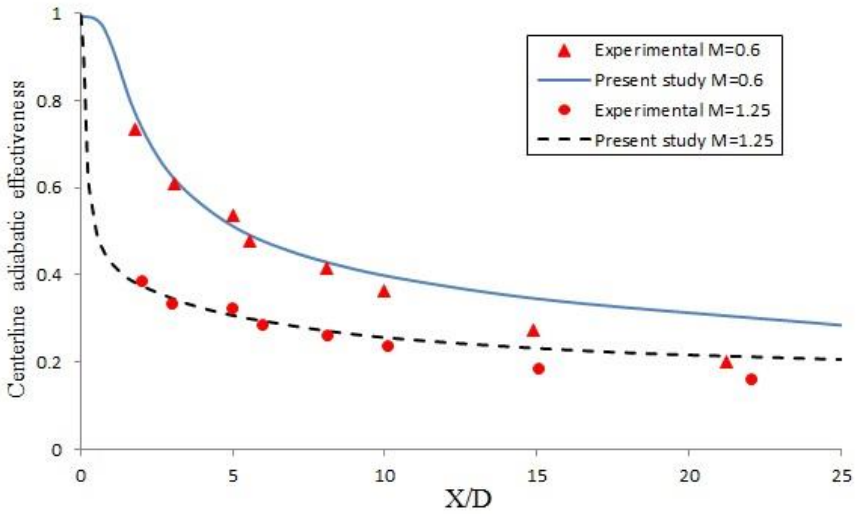
که C_S ثابت اسماگورینسکی و مقدار ۰/۱ در محاسبات لحاظ شده است و Δ طول مشخصه است.

دامنه محاسباتی و شرایط مرزی

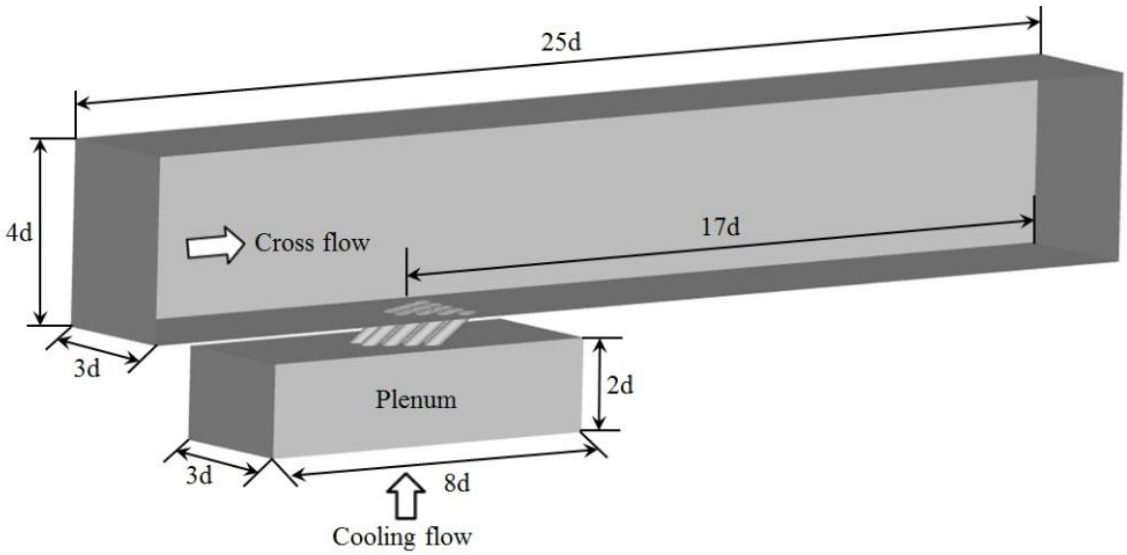
دامنه محاسباتی در این مطالعه به منظور اعتبارسنجی نتایج حاصل از تک سوراخ استوانه‌ای بر پایه هندسه مطالعه تجربی اشمیت و همکاران [35] می‌باشد که بر روی یک صفحه تخت با یک ردیف سوراخ استوانه‌ای با قطر ۱۱/۱ میلی‌متر انجام گرفته است (شکل ۱). دامنه محاسباتی برای هندسه مورد نظر شامل پلنوم، و داکت دربرگیرنده صفحه تست می‌باشد. به منظور افزایش دقت در پیش‌بینی نتایج مربوط به مدل‌سازی عددی، در نظر گرفتن منبع تغذیه پلنوم در دامنه محاسباتی امری ضروری است و انجام این کار موجب بهبود پیش‌بینی اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای مخصوصاً در نسبت‌های دمش پایین و در مقادیر کم نسبت‌های طول به قطر سوراخ می‌شود. با توجه به پیچیدگی رفتار جریان، ناحیه ورودی هوای خنک از پلنوم به سوراخ و ناحیه خروج هوای خنک از سوراخ به جریان اصلی به شبکه‌بندی دقیقتری نیازمندند. تمامی شرایط مرزی و سرعت ورودی بر مبنای آزمایش‌های اشمیت و همکاران در شبیه‌سازی اولیه به منظور اعتبارسنجی لحاظ شده است. نتیجه شبیه‌سازی در نسبت دمش ۰/۶ و ۱/۲۵ در شکل (۲) نشان داده شده است که مطابقت خوبی با نتایج تجربی دارد. اما از آنجایی که به‌کارگیری این دامنه محاسباتی برای حل LES مستلزم شبکه‌بندی با تعداد بسیار زیادی گره می‌باشد، از این رو دامنه محاسباتی با ابعادی کوچکتر و تغییر در شرط مرزی سرعت ورودی جریان اصلی برای شبیه‌سازی RANS و LES در این مطالعه در نظر گرفته شده است (شکل ۳).



شکل ۱ دامنه محاسباتی و شرایط مرزی مربوط به تک سوراخ خنک‌کاری اشمیت و همکاران [35]



شکل ۲ مقایسه اثربخشی خط مرکزی با نتایج آزمایشگاهی تک سوراخ استوانه‌ای



شکل ۳ دامنه محاسباتی برای تک سوراخ و مجموعه سوراخ خنک‌کاری در رهیافت LES

برای دامنه محاسباتی مجموعه سوراخ‌ها، سوراخ با قطر ۱۱/۱ میلی‌متر، به ١٤ سوراخ با قطر ۲/۹۷ میلی‌متر تقسیم شده است به طوری که فاصله مرکز به مرکز سوراخها ۱/۵ برابر قطر سوراخها می‌باشد. در هر دو دامنه محاسباتی، مساحت خروجی سوراخ خنک‌کاری برابر می‌باشد. سایر پارامترها مورد بررسی به جز تعداد و اندازه سوراخ‌ها در هر دو دامنه محاسباتی یکسان می‌باشد. هندسه سوراخها دارای زاویه تزریق ۳۵ درجه و نسبت طول به قطر لوله ٤ می‌باشند. یک پروفیل آشفته کاملاً توسعه یافته (قانون توانی ۱/۷ با ضخامت لایه مرزی δ=۰/۵D) در ورودی جریان اصلی در نظر گرفته شده است [29,31]. سرعت ورودی یکنواخت پلنوم و سرعت متوسط جریان اصلی برای به دست آوردن نسبت دمش M=۱/۲۵ تنظیم شده است. دمای سیال خنک‌کاری و جریان اصلی به ترتیب ۱۸۷/۵ و ۳۰۰ درجه کلوین است. شدت آشفتگی جریان آزاد و جریان خنک‌کاری به ترتیب ۰/۲٪ و ۰/۱٪ در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی تقارن در دیواره بالایی و طرفین جریان اصلی اعمال شده است. صفحه تست، لوله‌های خنک‌کاری و پلنوم با شرط مرزی دیواره آدیاباتیک بدون لغزش شبیه‌سازی شده‌اند.

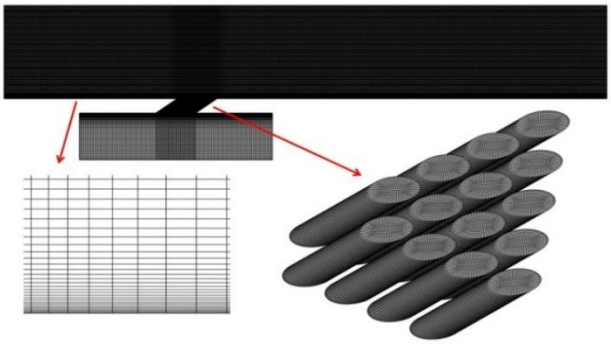
حل عددی

در تحقیق حاضر از شبکه‌ای سازمان یافته و غیر یکنواخت برای گسسته‌سازی میدان حل استفاده شده است. نمونه‌ای از شبکه‌بندی در شکل (٤) نشان داده شده است. ساختار این شبکه‌بندی در نزدیکی دیواره به گونه‌ای پالایش شده است که

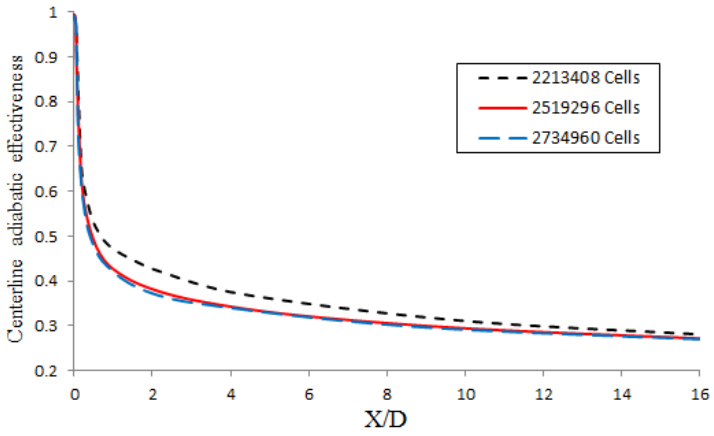
مقدار y^+ در نزدیکی اولین شبکه کمتر از یک باشد. ضریب انبساط در جهت دیواره عمودی ۱/۰۵ است. شبیه‌سازی‌ها با به‌کارگیری نرم‌افزار ANSYS fluent انجام شده است. در هر دو رهیافت برای کوپلینگ فشار–سرعت از الگوریتم «سیمپل‌سی» استفاده شده است. نتیجه استقلال حل از شبکه برای تک سوراخ استوانه‌ای در رهیافت RANS در شکل (۵) نشان داده شده است. مقادیر خطای باقی‌مانده برای همگرایی در مقدار 10^{-4} برای معادله پیوستگی و 10^{-6} برای معادلات مومنتوم و انرژی تنظیم شده است. در حل LES، گام زمانی ($\Delta t=2\times10^{-5}$) به گونه‌ای انتخاب شده است که عدد CFL در تمامی دامنه محاسباتی کمتر از یک باقی بماند. مقادیر متوسط زمانی در t=۱۰T ($T = L/u_\infty$)، ده بار جاروب نمودن دامنه با سرعت جریان اصلی) محاسبه شده است. برای حل LES از سیستم محاسبات سنگین دانشگاه سمنان استفاده شده است. این سیستم دربرگیرنده ۶۰ هسته ۲/۲ GHz است که به صورت موازی و در زمانی در حدود ۲۴۰ ساعت به کار گرفته شده است تا نتایج مورد نظر ثبت گردد.

نتایج

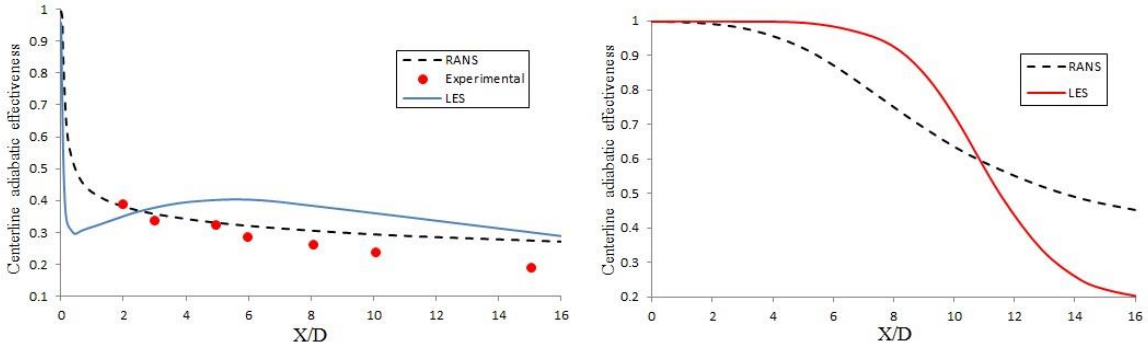
اثربخشی آدیاباتیک خط مرکزی حاصل از شبیه‌سازی RANS و LES (متوسط زمانی) مربوط به هر دو هندسه مورد مطالعه، در شکل (۶) با یکدیگر مقایسه شده است. همان طور که در شکل (۶) مشاهده می‌شود استفاده از مجموعه سوراخ به طور قابل توجهی افزایش اثربخشی خنک‌کاری را در پی دارد. بر طبق نتایج LES ساکای و همکاران [27] با افزایش نسبت دمش (M>۰/۵) در یک سوراخ استوانه‌ای به دلیل lift-off جت، جت خروجی به درون جریان متقاطع نفوذ می‌کند، بنابراین، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بلافاصله در پایین دست خروجی سوراخ کاهش می‌یابد. سپس، جت خارج شده مجدداً به سطح دیوار متصل می‌گردد و اثر خنک‌کاری لایه‌ای بهبود می‌یابد. این موضوع در شکل (۶-الف) کاملاً مشهود است. به نظر می‌رسد با به‌کارگیری مجموعه سوراخ، این شرایط به جای عملکرد در خروجی سوراخ، به پایین دست آن (X/D>۱۰) منتقل می‌گردد و شرایط در نزدیکی سوراخ خنک‌کاری در حالت ایدئالی باقی می‌ماند.



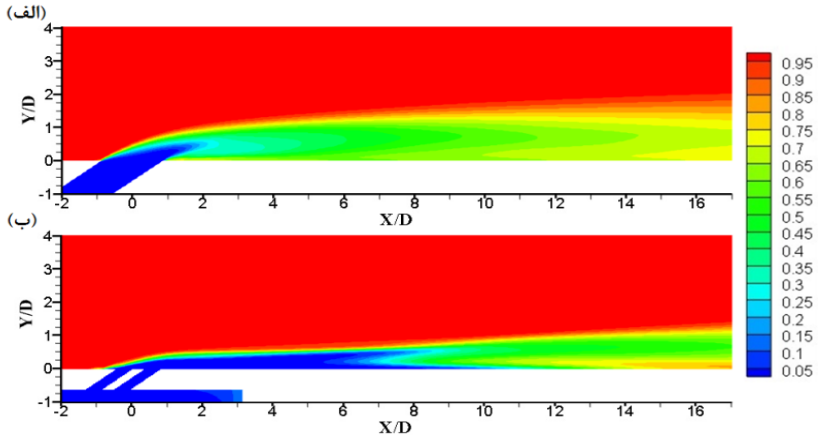
شکل ٤ ساختار شبکه‌بندی مجموعه سوراخ خنک‌کاری ذوزنقه‌ای



شکل ۵ حساسیت ساختار شبکه‌بندی برای تک سوراخ استوانه‌ای در نسبت دمش ۱/۲۵



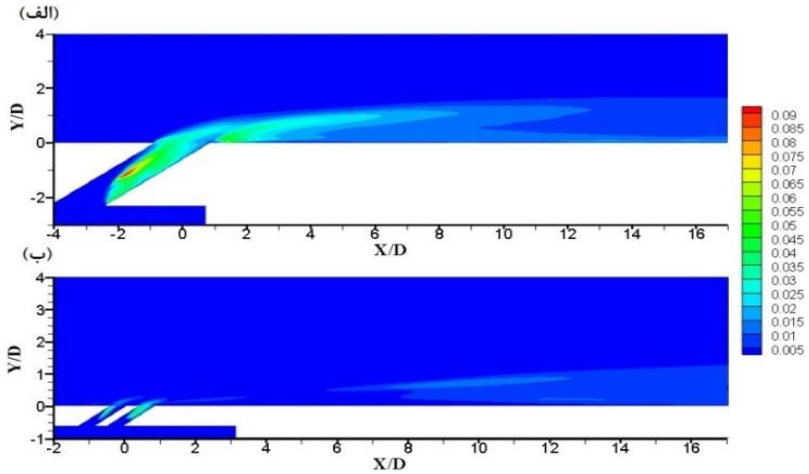
شکل ٦ مقایسه اثربخشی خنک‌کاری خط مرکزی الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ خنک‌کاری ذوزنقه‌ای



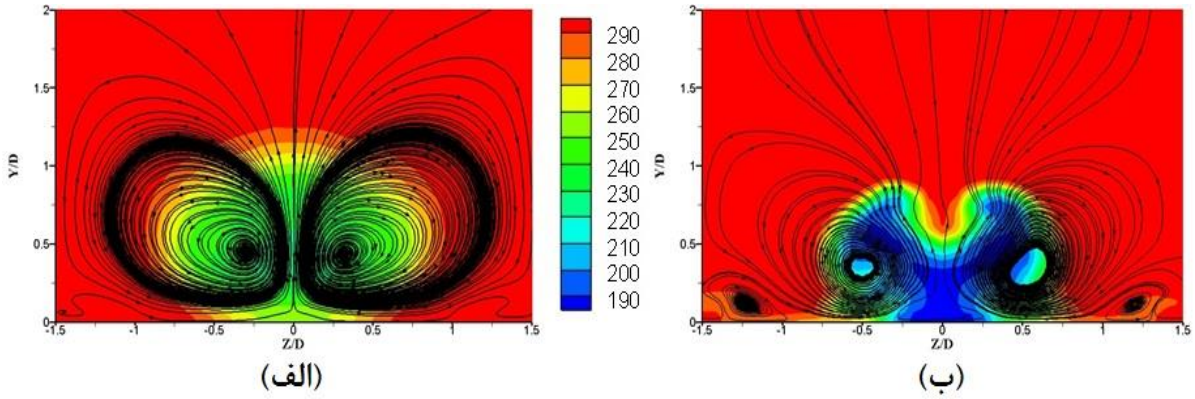
شکل ۷ متوسط زمانی دمای بی‌بعد بر روی صفحه مرکزی (Z/D=۰)، الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ ذوزنقه‌ای

همان طور که در شکل (۷) نشان داده شده است نفوذ سیال خنک‌کاری به درون جریان اصلی و اختلاط با آن، در مجموعه سوراخ بسیار کمتر از تک سوراخ است که این امر منجر به پوشش بهتر این نوع چیدمان می‌شود. توزیع لحظه‌ای انرژی جنبشی آشفتگی بی‌بعد نیز در شکل (۸) نشان داده شده است. همان طور در شکل (۸) دیده می‌شود، مقادیر بالای آشفتگی در دو ناحیه مهم رخ می‌دهد. یک ناحیه بر روی دیواره پایینی سوراخ خنک‌کاری است و ناحیه دیگر در خروجی جت و پایین دست آن می‌باشد. در ناحیه اول، جدایش لایه مرزی منجر به گرادیان سرعت بالا و افزایش انرژی جنبشی آشفتگی می‌شود. در ناحیه دوم، فعل و انفعال لایه مرزی جریان اصلی با حلقه گردابه‌ای جت، منجر به تنش برشی بالا و تولید بالاترین سطح آشفتگی می‌شود [29]. این سطح آشفتگی بالا برای تک سوراخ استوانه‌ای به افزایش اختلاط بین سیال خنک‌کاری و جریان اصلی منجر می‌شود. از شکل (۸- ب) کاملا آشکار است به‌کارگیری مجموعه سوراخ منجر به کاهش قابل توجهی در سطح ناحیه انرژی جنبشی آشفتگی در خروجی جت و مقادیر آن در پایین دست جریان نسبت به تک سوراخ استوانه‌ای شده است که این موضوع کاهش اختلاط سیال خنک‌کاری و جریان اصلی و افزایش اثربخشی خنک‌کاری را نیز به دنبال دارد.

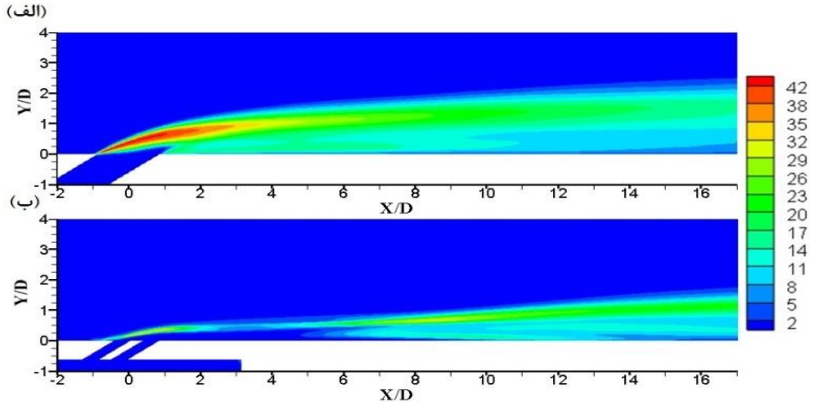
توزیع متوسط زمانی خطوط جریان بر روی صفحه عرضی در مقطع X/D=۳ با کانتور دما شکل (۹) نشان داده شده است. CRVP مهمترین دلیل کاهش اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای است که در اثر برهمکنش بین جت و جریان اصلی ایجاد می‌شود و جریان اصلی گرم را به درون هوای خنک‌کاری می‌کشد. این جفت ورتکس‌ها در تک سوراخ استوانه‌ای بسیار مشهود و قدرتمند می‌باشند شکل (۹- الف). افزایش فاصله جانبی و جدایش گردابه‌ها باعث کاهش قدرت جفت ورتکس‌ها شده [36,37] و منجر به تمایل بیشتر سیال خنک‌کاری به باقی ماندن در نزدیکی سطح می‌شود. همان طور که در شکل (۹- ب) نشان داده شده است، این امر با به‌کارگیری مجموعه سوراخ خنک‌کاری محقق شده است و افزایش اثربخشی خنک‌کاری را در پی دارد.



شکل ۸ توزیع لحظه‌ای انرژی جنبشی آشفتگی بی‌بعد بر روی صفحه مرکزی (Z/D=۰)، الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ ذوزنقه‌ای

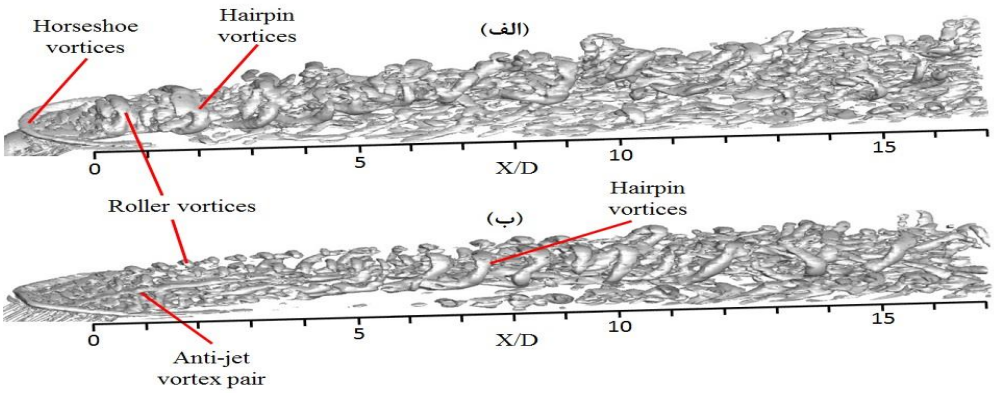


شکل ۹ توزیع متوسط زمانی خطوط جریان بر روی X/D=۳، الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ ذوزنقه‌ای



شکل ۱۰ توزیع مقادیر دمای نوسانی بر روی صفحه مرکزی (Z/D=۰)، الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ ذوزنقه‌ای

سطح مشترک بین جت خنک‌کاری و جریان اصلی با استفاده از اندازه‌گیری دمای نوسانی (T_{rms}) مشخص می‌شود [38]. شکل (۱۰) کانتور دمای نوسانی بر روی صفحه مرکزی را نشان می‌دهد. خط مشترک جت و جریان اصلی با محل دمای نوسانی بالا تعریف می‌شود. همان طور که در شکل (۱۰) مشاهده می‌شود در تک سوراخ استوانه‌ای فعل و انفعال قوی بین حوزه جریان گرم و سرد روی می‌دهد در حالی که در مجموعه سوراخ، مقادیر دمای نوسانی و توزیع ناحیه انرژی سینتیک (شکل ۸) در مقایسه با تک سوراخ بسیار کمتر است. این امر نشان دهنده مقادیر کمتر اختلاط آشفتگی جت با جریان اصلی در این چیدمان می‌باشد.



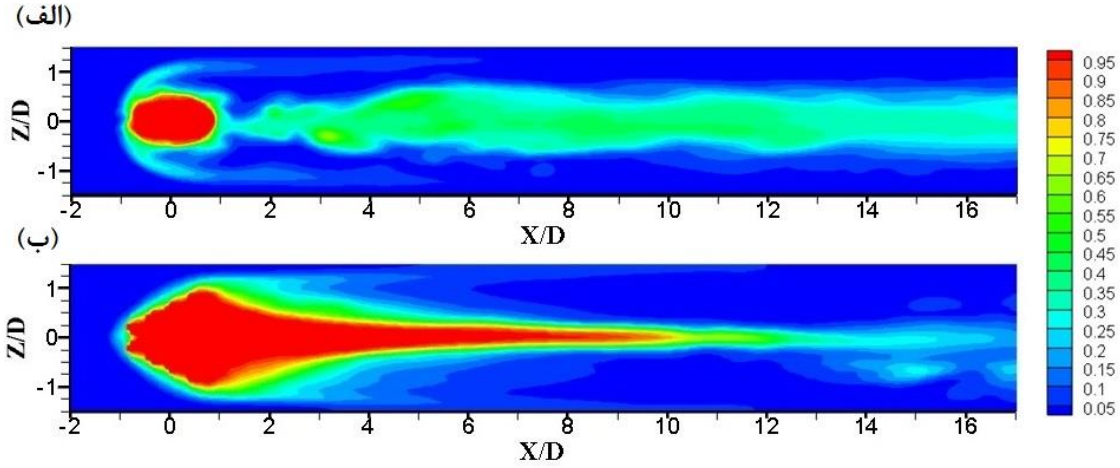
شکل ۱۱ ساختارهای منسجم خنک‌کاری لایه‌ای (Value of iso-surface:1×10^6)، الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ ذوزنقه‌ای

در این مطالعه از روش معیار-Q برای تشخیص ساختارهای منسجم استفاده شده است. شکل (۱۱) ساختارهای منسجم خنک‌کاری لایه‌ای تک سوراخ و مجموعه سوراخ خنک‌کاری را نشان می‌دهد. گردابه‌های سنجاقی شکل، گردابه‌های متداول در حوزه جریان جت با جریان اصلی هستند. اثر گردابه‌های سنجاقی شکل، به خصوص پایه افقی آن که مطابق با CRVP است [39]، اختلاط جریان اصلی و سیال خنک‌کاری را تقویت نموده و اثربخشی خنک‌کاری را کاهش می‌دهد. در زیر ساختارهای سنجاقی شکل، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای اندک است.

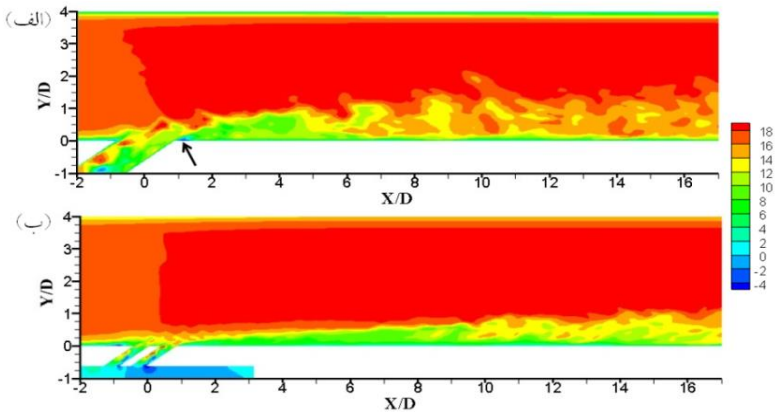
تشکیل گردابه‌های نعل اسبی (horseshoe vortices) بلافاصله در بالادست خروجی سوراخ به دلیل گرادیان فشار است [40]. با توجه به شکل (۱۱) می‌توان مشاهده کرد خطی از چندین گردابه سنجاقی شکل در پایین دست سوراخ ایجاد می‌شود که توزیع آنها در پایین دست جریان نامنظم است. اما در مجموعه سوراخ خنک‌کاری، مقیاس این گردابه‌های سنجاقی شکل کوچکتر از گردابه‌های تک سوراخ است و شکل‌گیری آنها در مکانی دورتر از سوراخ خنک‌کاری صورت می‌گیرد. به دلیل اثر برشی در لایه مرزی، گردابه‌های غلتکی که در نزدیکی حوزه جریان سوراخ خنک‌کاری موجود می‌باشند، به تدریج رشد نموده و درنهایت به صورت گردابه‌های سنجاقی شکل تکامل می‌یابند. این تکامل گردابه‌ای در تک سوراخ به سرعت در نزدیکی سوراخ صورت می‌گیرد اما در مجموعه سوراخ تا حد بسیار زیادی این تکامل به پایین دست جریان منتقل شده و تشکیل گردابه‌های سنجاقی شکل را به تعویق می‌اندازد.

یکی دیگر از ساختارهای مهم اطراف سوراخ، گردابه‌های شناور (hovering) است. این گردابه‌ها از دیوار جدا شده و بسیاری از گردابه‌های شکسته شده در مقیاس کوچک تولید می‌کنند. برخی از این گردابه‌های در مقیاس کوچک، با انتهای گردابه‌های غلتکی ادغام شده و تا حدی شکل‌گیری گردابه‌های غلتکی را تقویت می‌کنند. در هر دو طرف مجموعه سوراخ، یک جفت نوار گردابه تولید شده و در اطراف سوراخ پیچیده می‌شود. تفاوت مهم در ساختار مجموعه سوراخ نسبت به تک سوراخ، تشکیل گردابه‌های anti-CRVP است. جهت چرخش این گردابه‌ها بر خلاف جهت CRVP است که به همین علت جفت ورتکس anti-jet نامیده می‌شوند. در شکل (۱۰-ب) این ورتکسها در قسمت بالای CRVP مشهود است، که برخلاف تک سوراخ که جهت چرخش تمامی خطوط جریان در یک جهت می‌باشد، در مجموعه سوراخ این گونه نیست. این نوع گردابه‌ها با ایجاد سطحی دما پایین در لایه پایینی خود، موجب افزایش اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای می‌شوند.

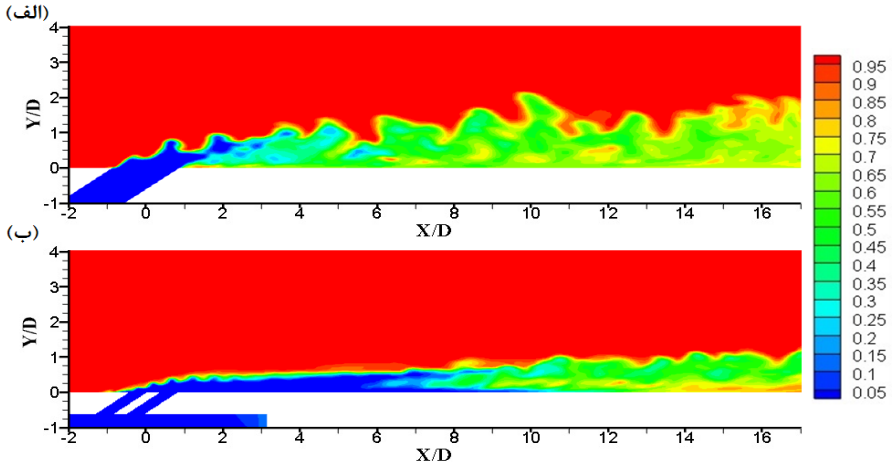
شکل (۱۲) توزیع لحظه‌ای اثربخشی خنک‌کاری بر روی صفحه تست را نشان می‌دهد. مطابق شکل (۱۲) برای حالت تک سوراخ استوانه‌ای، اثر ورتکس نعل اسبی منجر به تشکیل یک جفت ساقه (leg) با اثربخشی بالا می‌شود که ورتکس نعل اسبی دور سوراخ پیچیده شده است. در پایین دست سوراخ نیز اتصال مجدد جت خنک‌کاری تقریباً در X/D=۲~۳ رخ می‌دهد. جدایی جریان در نزدیکی خروجی تک سوراخ خنک‌کاری در شکل (۱۳) نیز قابل مشاهده است. این جدایی منجر به مقادیر منفی سرعت محوری در نزدیکی خروجی تک سوراخ شده است. در مقایسه با تک سوراخ استوانه‌ای، همان طور که در شکل (۱۲) دیده می‌شود مجموعه سوراخ اثربخشی خنک‌کاری بسیار بهتری در نواحی نزدیک به سوراخ خنک‌کاری بدون جدایش جریان و همچنین در پایین دست جریان نشان می‌دهد.



شکل ۱۲ توزیع لحظه‌ای اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بر روی صفحه تست، الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ ذوزنقه‌ای



شکل ۱۳ توزیع لحظه‌ای سرعت محوری بر روی صفحه مرکزی (Z/D=0)، الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ ذوزنقه‌ای



شکل ۱٤ توزیع لحظه‌ای دمای بی‌بعد بر روی صفحه مرکزی (Z/D=۰)، الف) تک سوراخ و ب) مجموعه سوراخ ذوزنقه‌ای

شکل (۱٤) توزیع لحظه‌ای دمای بی‌بعد بر روی صفحه مرکزی را نشان می‌دهد. در تک سوراخ استوانه‌ای به محض ورود جت و اختلاط با جریان اصلی، درجه حرارت آن به سرعت در جهت پایین دست کاهش می‌یابد. جت تزریق شده از سطح پایین دست تزریق جدا شده و سیال جریان متقاطع به زیر جت نفوذ می‌کند. اما در مجموعه سوراخ خنک‌کاری درجه حرارت جت تا X/D~۱۰ تقریباً در مقدار اولیه خود باقی می‌ماند که نشان از عدم نفوذ سیال جریان اصلی به درون جت

می‌باشد. مرز بین جریان اصلی و سیال خنک‌کاری بیان کننده توزیع موج در نزدیکی حوزه جریان است. نقطه اوج موج متناسب با گردابه‌های غلتکی یا سرهای گردابه‌های سنجاقی شکل می‌باشد. گردابه‌های غلتکی اختلاط بین جریان اصلی و سیال خنک‌کاری را تقویت می‌نماید که این موضوع اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را کاهش می‌دهد [29]. در مقایسه با تک سوراخ استوانه‌ای، جت سیال خنک‌کاری حاصل از مجموعه سوراخ به سطح نزدیکتر است و توانایی نفوذ ضعیفتری را در جهت عمودی نشان می‌دهد و اثربخشی خنک‌کاری بهتری را فراهم می‌نماید. همچنین از شکل (١٤-ب) مشخص است که گردابه‌های غلتکی در مجموعه سوراخ دارای قدرت کمتری می‌باشند.

نتیجه‌گیری

در این مطالعه جریان خنک‌کاری لایه‌ای بر روی یک صفحه تخت با استفاده از رهیافت RANS و LES به منظور بررسی اثرات به‌کارگیری مجموعه سوراخ بر اثربخشی خنک‌کاری لایه-ای شبیه‌سازی شده است. هندسه‌های مورد مطالعه در این شبیه-سازی شامل تک سوراخ استوانه‌ای با قطر ۱۱/۱ mm و یک مجموعه سوراخ با ١٤ سوراخ استوانه‌ای ۲/۹۷ میلی‌متری می-باشند. این مجموعه سوراخ به شکل سوراخ ذوزنقه‌ای چیدمان شده است. شبیه‌سازی عددی در نسبت چگالی ١/٦، نسبت طول به قطر ٤، زاویه ۳۵ درجه و نسبت دمش ۱/۲۵ صورت گرفته است. نتایج به دست آمده از هر دو رهیافت نشان می‌دهد که جایگزینی تک سوراخ با مجموعه سوراخ شکل داده شده، منجر به افزایش قابل توجهی در اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای در هر دو جهت طولی و عرضی می‌گردد که این افزایش در پی تغییر در ساختار گردابه‌ها حاصل می‌گردد.

فعل و انفعال بین جت و جریان اصلی منجر به تشکیل ساختارهای پیچیده گردابه‌ای می‌شود که این ساختارهای گردابه‌ای تأثیر بسیاری در عملکرد خنک‌کاری لایه‌ای دارند. رویکردهای مبتنی بر RANS قادر به ضبط پدیده‌های وابسته به زمان نظیر شکست گردابه یا جدایش ساختارهای جریان نیستند. به همین دلیل نتایج دو رهیافت متفاوت است. نتایج حاصل از رهیافت LES نشان می‌دهد که در یک سوراخ استوانه‌ای به دلیل lift-off جت، اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای بلافاصله در پایین دست خروجی سوراخ کاهش یافته و سپس، جت خارج شده مجدداً به سطح دیوار متصل می‌گردد. با به‌کارگیری مجموعه سوراخ، این شرایط به جای عملکرد در خروجی سوراخ، به پایین دست آن (X/D>۱۰) منتقل شده و شرایط در نزدیکی سوراخ خنک‌کاری در حالت ایدئالی باقی می‌ماند. در مجموعه سوراخ، مقادیر دمای نوسانی و توزیع ناحیه انرژی سینتیک در مقایسه با تک سوراخ بسیار کمتر است، که نشان‌دهنده مقادیر کمتر اختلاط آشفتگی جت با جریان اصلی در این چیدمان می‌باشد.

در مقایسه با تک سوراخ استوانه‌ای، جت سیال خنک‌کاری حاصل از مجموعه سوراخ به سطح نزدیکتر است و توانایی نفوذ ضعیف‌تری را در جهت عمودی نشان می‌دهد و اثربخشی خنک‌کاری بهتری را فراهم می‌نماید. به دلیل اثر برشی در لایه مرزی، گردابه‌های غلتکی که در نزدیکی حوزه جریان سوراخ خنک‌کاری موجود می‌باشند، به تدریج رشد نموده و درنهایت به صورت گردابه‌های سنجاقی شکل تکامل می‌یابند. این تکامل گردابه‌ای در تک سوراخ به سرعت در نزدیکی سوراخ صورت می‌گیرد اما در مجموعه سوراخ تا حد بسیار زیادی این تکامل به پایین دست جریان منتقل شده و تشکیل گردابه‌های سنجاقی شکل را به تعویق می‌اندازد. گردابه‌های غلتکی که اختلاط بین جریان اصلی و سیال خنک‌کاری را تقویت نموده و اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای را کاهش می‌دهند، در مجموعه سوراخ دارای قدرت کمتری می‌باشند. در مجموعه سوراخ خنک‌کاری، مقیاس گردابه‌های سنجاقی شکل کوچکتر از گردابه‌های تک سوراخ است و شکل‌گیری آنها در مکانی دورتر از سوراخ خنک‌کاری صورت می‌گیرد. در ساختار مجموعه سوراخ جفت گردابه‌های anti-jet تشکیل می‌شوند که جهت چرخش این گردابه‌ها بر خلاف جهت CRVP است و برخلاف CRVP اثربخشی خنک-کاری لایه‌ای را بهبود می‌بخشند.

فهرست علائم

CFL	پارامتر Courant, Freidricks, Levy= $\frac{U\Delta t}{\Delta x}$
D	قطر سوراخ
h_s	آنتالپی محسوس
L	طول کانال جریان اصلی
M	نسبت دمش= $(\rho U)_c/(\rho U)_\infty$
Re	عدد رینولدز
T	دما
t	زمان

TKE	انرژی سینتیک آشفتگی بی‌بعد $=\frac{1/2(u_{rms}^2+v_{rms}^2+w_{rms}^2)}{u_\infty^2}$
Tu	شدت آشفتگی
u, v, w	مولفه‌های سرعت در راستای x، y و z

علائم یونانی

ρ	چگالی سیال
λ	ضریب هدایت حرارتی
η (eta)	اثربخشی خنک‌کاری لایه‌ای آدیاباتیک، $\eta=\frac{T_{aw}-T_\infty}{T_C-T_\infty}$
μ_t	ویسکوزیته مقیاس زیرشبکه
θ	دمای بی‌بعد، $\theta=\frac{T-T_C}{T_\infty-T_C}$
Δ	طول مشخصه
Θ	انرژی داخلی

زیرنویس

c	سیال خنک‌کاری
aw	دیواره آدیاباتیک
∞	جریان اصلی

واژه نامه

Large eddy simulation	شبیه سازی گردابه های بزرگ
CRVP	جفت گردابه های عکس گرد
Horseshoe vortices	گردابه های نعل اسبی
RANS	معادلات متوسط گیری شده رینولدز

تقدیر و تشکر

مراجع

[1] J. C. Han, S. Dutta, and S. V. Ekkad, "Gas turbine heat transfer and cooling technology", Taylor and Francis Publications, New York, USA, 2000.

[2] P. L. Johnson, and V. Shyam, "Large Eddy Simulation of a Film Cooling Flow Injected from an Inclined Discrete Cylindrical Hole into a Crossflow with Zero-Pressure Gradient Turbulent Boundary Layer", NASA/TM, No. E-18382, 2012

[3] M. Zolfagharian, M. Rajabi-Zargarabadi, A. S. Mujumdar, M. S. Valipour and M. Asadollahi, "Optimization of turbine blade cooling using combined cooling techniques" *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, vol. 3, Pp. 462-475, 2014.

[4] M. Rajabi- Zargarabadi, and F. Bazdidi- Tehrani, "Implicit algebraic model for predicting turbulent heat flux in film cooling flow" *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 64, Pp. 517-531, 2010.

[5] S. R. Shine, S. Sunil Kumar, and B. N. Suresh, "Internal wall-jet film cooling with compound angle cylindrical holes", Energy Conversion and Management, vol. 68, Pp. 54-62, 2013.

[6] A. Moeini, and M. Rajabi Zargarabadi, "Genetic algorithm optimization of film cooling effectiveness over a rotating blade" *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 125, Pp. 248-255, 2018.

[7] A. Azzi, and B. A. Jubran, "Numerical modeling of film cooling from converging slot-hole", *Heat and Mass Transfer*, vol. 43, Pp. 381–388, 2007.

[8] H. Nasir, S. V. Ekkad, and S. Acharya, "Effect of compound angle injection on flat plate surface film cooling with large stream wise injection angle", *Experimental Thermal and Fluid Science*, vol. 25, Pp. 23-29, 2001.

[9] H. W. Lee, J.J. Park, and J. S. Lee, "Slow visualization and film cooling effectiveness measurements around shaped holes with compound angle orientations", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 45, Pp. 145-156, 2002.

[10] J. H. Kim, and K. Y. Kim, "Film-cooling performance of converged-inlet hole shapes", *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 124, Pp. 196–211, 2018.

[11] M. J. Ely, and B. A. Jubran, "A numerical study on increasing film cooling effectiveness through the use of sister holes", ASME Paper, GT-50366, 2008.

[12] C. Saumweber, and A. Schulz, "Effect of geometry variations on the cooling performance of fan-shaped cooling holes", *Proceedings of ASME Turbo Expo 2008*, GT2008–51038, (2008).

[13] W. S. Fua, W. S. Chaoa, M. Tsubokura, C. G. Lic, and W. H. Wangd, "Investigation of boundary layer thickness and turbulence intensity on film cooling with a fan-shaped hole by direct numerical simulation", *International Communications in Heat and Mass Transfer*, vol. 96, Pp. 12–19, 2018.

[14] Lee, K. D., and Kim, K. Y., "Shape optimization of a fan-shaped hole to enhance film cooling effectiveness", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 53, Pp. 2996–3005, (2010).

[15] M. Fraas, T. Glasenapp, A. Schulz, and H. Bauer, "Optimized inlet geometry of a laidback fan-shaped film cooling hole – Experimental study of film cooling performance", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 128, Pp. 980–990, 2019.

[16] A. M. M. Abdala, and F. N. M., Elwekeel "An influence of novel upstream steps on film cooling performance", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 93, Pp. 86–96, 2016.

[17] F. Zhang, X. Wang, and J. Li, "The effects of upstream steps with unevenly spanwise distributed height on rectangular hole film cooling performance", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 102, Pp. 1209–1221, 2016.

[18] L. Ye, C. Liu, H. Liu, H. Zhu, and J. Luo, "Experimental and numerical study on the effects of rib orientation angle on film cooling performance of compound angle holes", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 126, Pp. 1099–1112, 2018.

[19] C. Leblanc, D. Narzary, and S. V. Ekkad, "Film cooling performance of an anti-vortex hole on a flat plate", AJTEC2011-44161, AJTEC, Hawaii, (2011).

[20] K. Singh, B., Premachandran, and M. R. Ravi, "Experimental and numerical studies on film cooling with reverse/backward coolant injection", *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 111, Pp. 390-408, 2017.

[21] Z. Chi, J. Ren, H. Jiang, and S. Zang, "Geometrical optimization and experimental validation of a tripod film cooling hole with asymmetric side holes", *Journal of Heat Transfer*, vol. 138, 061701, 2016.

[22] S. Acharya, M. Tyagi, and A. Hoda, "Flow and Heat Transfer Predictions for Film Cooling", Heat Transfer in gas turbine systems, Annals of the New York Academy of Sciences, vol. 934, Pp. 100-125, 2001.

[23] X. Guo, W. Schroder, and M. Meinke, "Large-eddy simulations of film cooling flows", Computers & Fluids, vol. 35, Pp. 587-606, 2006.

[24] L. Zhong, C. Zhou, Z. Sun, and S. Chen, "Heat transfer mechanisms of inclined jets in cross flow with different holes", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 131, Pp. 664-674, 2019.

[25] R. Hou, F. Wen, S. Wang, Y. Luo, and X. Tang, "Large eddy simulation of the trenched film cooling hole with different compound angles and coolant inflow orientation effects", *Applied Thermal Engineering*, vol. 163, 114397,

2019.

[26] M. Tyagi, and S. Acharya, "Large eddy simulation of film cooling flow from an inclined cylindrical jet", *ASME Journal of Turbomachinery*, vol. 125, Pp. 734-742, 2003.

[27] E. Sakai, T. Takahashi, and H. Watanabe, "Large-eddy simulation of an inclined round jet issuing into a crossflow", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, vol. 29, Pp. 300-310, 2014.

[28]A. Zamiri, S. J. You, and J. T. Chung, "Large Eddy Simulation of Unsteady Turbulent Flow Structures and Film-Cooling Effectiveness in a Laidback Fan-Shaped Hole", *Aerospace Science and Technology*, 105793, 2020.

[29] C. Wang, F. Fan, J. Zhang, Y. Huang, and H. Feng, "Large eddy simulation of film cooling flow from converging slot-holes", *International Journal of Thermal Sciences*, vol. 126, Pp. 238–251, 2018.

[30] D. H. Leedom, and S. Acharya, "Large Eddy Simulation of Film Cooling Flow Field from Cylindrical and Shaped Holes", ASME Turbo Expo 2008, Paper No. GT2008-51009, June 9–13, Berlin, Germany, (2008).

[31] C. Wang, J. Zhang, H. Feng, and Y. Huang, "Large Eddy Simulation of Film Cooling Flow from A Fanshaped Hole", *Applied Thermal Engineering*, vol. 129, Pp. 855-870, 2018.

[32] ANSYS Inc. ANSYS FLUENT theory guide, ANSYS FLUENT 16.0.0, Cononsburg, PA, USA, 2014.

[33] T. H. Shih, W. W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, and J. Zhu, "A New k-ε Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation", *Computers Fluids*, vol. 24, Pp. 227–238, 1995.

[34] J. Smagorinsky, "General circulation experiments with the primitive equations: I. The basic experiment", *Mon Weather Rev*, vol. 91, Pp. 99-164, 1963.

[35] D. L. Schmidt, B. Sen, and D. G. Bogard, "Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness", *Journal of Turbomachinery*, vol. 118, Pp. 807-813, 1996.

[36] B. A. Haven, and M. Kurosaka, "Kidney and anti-kidney vortices in crossflow jets", *Journal of Fluid Mechanic*, vol. 352, Pp. 27-64, 1997.

[37] D. K. Walters, and J. H. Leylek, "A detailed analysis of film-cooling physics: Part I– streamwise injection with cylindrical holes", *ASME Journal of Turbomachinery*, vol. 122, Pp. 102-112, 2000.

[38] A. Kohli, and D. G. Bogard, "Turbulent transport in film cooling flows", *Journal of Heat Transfer*, vol. 127, Pp. 513-520, 2005.

[39]T. F. Fric, A. Roshko, "Vortical structure in the wake of a transverse jet", *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 279, Pp. 1-47, 1994.

[40] F. Muldoon, and S. Acharya, "Numerical investigation of the dynamical behavior of a row of square jets in cross flow over a surface", ASME paper no. 99-GT-127, (1999).

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics, 35, 1, 2023. (87-106)

Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Society of Manufacturing Engineering of Iran

VIV Control in the Flow over a Circular Cylinder Using an Axial Magnetic Field

Research Article

Amir Aslan Mosaferi[1], Mostafa Esmaeili[2], Amir hossein Rabiee[3]

DOI: 10.22067/JACSM.2022.76843.1122

1. Introduction

Vortex-induced vibration (VIV) is a frequently reported phenomenon in nature and engineering technologies. The vibration in "locking" region cause fatigue and damage to various structures such as marine structures, tall buildings, etc. As a result, a considerable endeavor has been done to control and suppress the VIV. Vibration suppression can be done through the active (open loop and closed loop) and the passive control methods. The existence of a sensor is necessary for the closed-loop active control methods, while in passive methods, the flow is modified without entering energy and external force. In the closed-loop active control methods, the controller input is changed by changing the flow characteristic, but in passive methods, it is often associated with the modification of the structure's geometry and can be intrusive and non-intrusive. The control device should be connected to the considered structure in numerous methods of controlling the flow-induced vibrations. The magnitude of vibrations and instability may be amplified if the flow around the structure is interrupted due to the connection of the control device (or control actuator) with the structure.

The fact that the actuator is not connected to the structure is one benefit of employing the magnetic field to suppress the VIV. Recently, the impact of applying a magnetic field in the stream-wise and transverse directions (x and y) on the flow-induced motion of a circular cylinder was numerically evaluated by Mosafari et al. They concluded that unlike the magnetic field perpendicular to the flow direction, the application of the magnetic field in the flow direction at reduced velocities greater than 5 not only does not reduce the vibrations, but also leads to an increase the vibrations amplitude.

In this research, numerical simulations were used to evaluate the fluid flow around a circular cylinder placed on an elastic support when the external magnetic field is acting in the z direction of the coordinate axis. The purpose of the study is to determine whether installing magnets perpendicular to the cylinder's axis (in the z direction) can effectively decrease and suppress vibrations. This point is valuable from a practical standpoint since the method of arranging magnets to apply magnetic fields in some directions may be impractical. The influence of magnetic field intensity (increasing Stuart number) on VIV reduction is also addressed in the present study.

2. Modeling and Numerical Solution Method

The rigid cylinder containing diameter D is placed on the elastic support in this research and can oscillate freely in longitudinal and transverse directions. Before the vibration onset, the center of the cylinder matches up to the origin of the coordinates. It is impacted by a uniform flow with free-stream velocity of U_∞. Figure 1 schematically depicts the computational domain and the applying magnetic field. This investigation only considers the magnetic field perpendicular to the xy-plane (in the z-direction).

Ansys Fluent software and the finite volume method are used to numerically solve the unsteady, incompressible continuity and momentum equations in each time step. To apply the impacts of the magnetic field in the z-direction employing the UDF, a source term was incorporated into the momentum equations. Figure 2 shows a square region with a structured grid surrounding the cylinder and a region with a unstructured triangular grid surrounding the circular areas make up the various configurations of the computational grid.

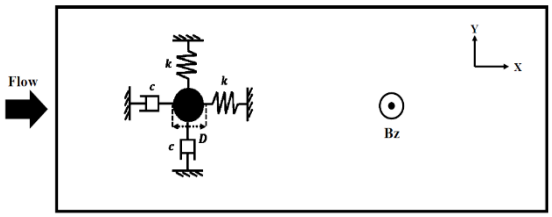


Figure 1. Computational domain in the flow over an elastically supported circular cylinder impacted by an axial magnetic field.

*Manuscript received, May 23, 2022, Revised, August 16, 2022, Accepted, November 26, 2022.

[1] MSc, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Kharazmi University, Tehran, Iran.

[2] Corresponding author. Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Kharazmi University, Tehran, Iran. **Email**: m.esmaeili@khu.ac.ir.

[3] Assistant Professor, School of Mechanical Engineering, Arak University of Technology, Arak, Iran.

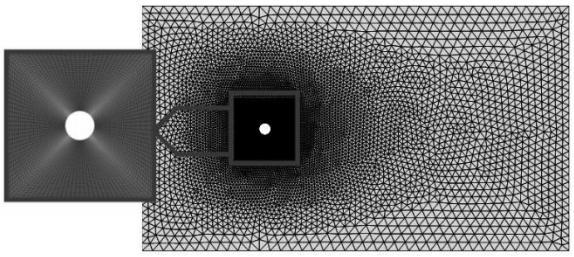


Figure 2. A close-up view of the region around the cylinder for various computational grids

3. Results

Figure 3 shows the variations of Y_{max} in terms of reduced velocity for the various magnetic field intensities applied in the z direction. In addition, the findings for the $N = 0$ are provided for the comparison. The vibrations were controlled appropriately at all reduced velocities, as shown in this figure, by applying the B_z and intensifying the magnetic field.

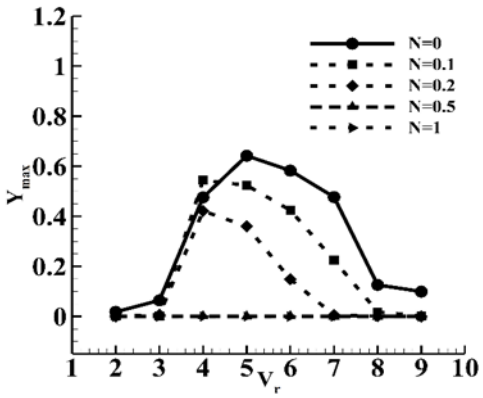


Figure 3. The impact of intensifying the z-direction magnetic field (increasing the Stuart number) on the maximum of transverse vibration amplitude

4. Discussion

In the present study, the impact of a uniform magnetic field perpendicular to xy-plane (z-direction) on the active control of VIV of a circular cylinder placed on an elastic support. The cylinder is rigid and capable of free vibration in the X and Y directions. The most significant finding of the present fluid-structure interaction modeling is that decreasing the cylinder's transverse displacement at all reduced velocities was achieved by the magnetic field intensification in the z-direction. Additionally, the findings of the frequency response diagrams demonstrated that although the application of the magnetic field was able to decrease the cylinder's displacement range, it had little impact on the frequency response.

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک ،۳۵، ۱، ۱۴۰۲. (۸۷-۱۰۶)

علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

انجمن مهندسی ساخت و تولید ایران

کنترل ارتعاشات ناشی از گردابه در جریان حول استوانه دایروی با استفاده از میدان مغناطیسی محوری*

مقاله پژوهشی

امیر اصلان مسافری[۱] مصطفی اسماعیلی[۲] امیرحسین ربیعی[۳]

DOI: 10.22067/JACSM.2022.76843.1122

چکیده *در مطالعه حاضر مشخصات ارتعاشات ناشی از گردابه سیال هادی جریان الکریسیته حول استوانه قرار گرفته بر بستر الاستیک به صورت عددی بررسی شده است. جریان سیال تحت تأثیر میدان مغناطیسی یکنواخت در راستای محور استوانه بوده تا کارایی این روش کنترل فعال حلقه باز در کاهش ارتعاشات ناشی از گردابه سازه مورد ارزیابی قرار گیرد. به منظور تحلیل این مسئله دو طرفه تعامل سازه و سیال، روش عددی حجم محدود برای حل معادلات پیوستگی، مومنتوم حاکم بر جریان سیال و روش انتگرال صریح برای حل معادلات حرکت سازه صلب استفاده شده است. شبیه سازی‌ها به ازای سرعت‌های کاهش یافته ۲ تا ۹ و مقادیر مختلف عدد استورات انجام شده است. نتایج شبیه سازی نشان می‌دهد، اثربخشی میدان بسیار خوب بوده و ارتعاش عرضی و طولی به صورت کامل (۱۰۰٪) کاهش یافته است. برای تمام سرعت‌های کاهش یافته، با افزایش قدرت میدان مغناطیسی، رفته‌رفته روند ریزش گردابه‌ها متوقف شده تا جایی‌که به طور کلی یک دنباله متقارن تشکیل شده و با عبور از شدت میدان مغناطیسی بحرانی حتی دنباله گردابه متقارن نیز ناپدید می‌شود.*

واژه‌های کلیدی ارتعاشات القایی ناشی از گردابه، تعامل سازه و سیال، میدان مغناطیسی، شبیه‌سازی عددی.

VIV suppression in the flow over a circular cylinder using axial magnetic field

Amir Aslan Mosaferi Mostafa Esmaeili Amir Hossein Rabiee

Abstract *The present study numerically evaluates vortex-induced vibration (VIV) for an electrically conductive fluid around a cylinder on an elastic support. The flow is subjected to a uniform magnetic field in the z-direction to evaluate the VIV attenuation performance of this open-loop active control method. To analyze this fluid-structure interaction (FSI) problem, the finite volume method (FVM) was employed based on the SIMPLE algorithm to solve the governing continuity and momentum equations of the fluid flow and an explicit integration method to solve the motion equations of the rigid structure. Simulations were carried out at reduced velocities of 2-9 and different Stuart numbers. The simulation results demonstrated that the magnetic field was significantly effective and wholly (100%) suppressed transverse and longitudinal VIVs. A rise in the magnetic field magnitude eliminated vortex shedding for all the reduced velocities, leading to a symmetric wake. The symmetric vortex even disappeared above the critical Stuart number.*

Key Words Vortex-Induced Vibration, Fluid-structure interaction (FSI), Magnetic field, Numerical simulation.

* تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۱/۳/۲ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۱/۹/۵ می‌باشد.

(۱) کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه خوارزمی، تهران.

(۲) نویسنده مسئول، استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه خوارزمی، تهران. **Email:** m.esmaeili@khu.ac.ir

(۳) استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اراک، اراک.

مقدمه

ارتعاشات القایی گردابه، یک پدیده مرسوم در طبیعت و کاربردهای مهندسی بوده و می‌تواند در شرایطی که پدیده «قفل شدگی» و «تشدید» رخ دهد، باعث خستگی و آسیب بسیاری از سازه‌ها مانند سازه‌های دریایی، ساختمان‌های بلند، دودکش‌ها، دسته لوله‌ها در مبدل‌های حرارتی و غیره شود. بنابراین، تلاش‌های گسترده‌ای برای کنترل و کاهش ارتعاشات ناشی از گردابه صورت گرفته است. از جمله این اقدامات می‌توان به کنترل غیرفعال و کنترل فعال (حلقه باز و حلقه بسته) اشاره کرد. در روش‌های فعال، کنترل از طریق تزریق انرژی خارجی به جریان صورت می‌گیرد در حالی که در روش‌های غیر فعال، جریان بدون ورود انرژی و نیروی خارجی اصلاح می‌شود. در روش‌های کنترل فعال حلقه بسته، وجود سنسور الزامی و ورودی کنترلر با تغییر حالت جریان عوض می‌شود اما در روش‌های غیر فعال اغلب با تصحیح هندسه سازه همراه بوده و می‌توانند مداخله‌گرانه یا غیر مداخله‌گرانه باشند [1-5]. این روش‌ها نسبت به روش‌های فعال کم‌هزینه‌تر و ساده‌تر بوده ولی با این حال باعث تغییر نیروها و ممان‌های وارد بر سازه شده و قابلیت تطبیق با تغییر شرایط جریان را دارا نیستند [6]. برخلاف روش‌های کنترل غیر فعال، روش‌های فعال در برابر تغییرات شرایط جریان و محیط به راحتی انطباق پیدا می‌کنند و بدون نیاز به اصلاح هندسه، ارتعاشات ناشی از گردابه را به شکل مؤثری کنترل می‌کنند. از این رو، قابلیت تطبیق‌پذیری در برابر تغییرات شرایط جریان، تنظیم‌پذیری آسان برای دست‌یابی به اثر بهینه و انعطاف‌پذیری در برابر تغییرات مربوط به مشخصات سازه منجر شده است که مطالعات مختلفی به کنترل فعال جریان بپردازند [7]. رویکردهای رایجی چون تزریق مومنتوم به جریان در اطراف استوانه [1,8]، کنترل به روش لایه مرزی متحرک [9]، استوانه‌های در حال چرخش و نوسان [12-10]، نیروهای کنترلی مخالف [17-13] و کنترل حرارتی با استفاده از گرانش [20-18] از جمله روش‌های رایج کنترل فعال محسوب می‌شوند. کنترل ارتعاشات القایی گردابه با استفاده از روش تزریق مومنتوم در جریان با عدد رینولدز پایین حول استوانه قرار گرفته بر بستر الاستیک توسط ونگ و همکاران مورد بررسی قرار گرفته است [21]. در روش مورد استفاده آنها، یک جفت جت مکش در جلو و یک جفت جت در پشت استوانه بر روی سطح سازه قرار می‌گیرند. آنها از هر دو روش کنترلی حلقه باز و حلقه بسته برای کنترل ارتعاشات القایی گردابه استوانه دایروی استفاده کردند. آنها دریافتند که در روش کنترل حلقه باز، کارایی روش مورد استفاده در کنترل ارتعاشات از روش‌های مکش و دمش خالص بیشتر است. همچنین در مورد روش کنترل حلقه باز، آنها نتیجه گرفتند که کنترل ارتعاشات، مستقل از موقعیت سنسور است. کورکیچکو و مینقینی، به صورت آزمایشگاهی کاهش ارتعاش ناشی از گردابه با استفاده از روش کنترل لایه مرزی مرز متحرک را در اعداد رینولدز ۱۶۰۰ تا ۷۵۰۰ مورد ارزیابی قرار دادند [9]. در این روش کنترل فعال حلقه بسته، کنترل ارتعاشات از طریق قرار گرفتن دو استوانه کوچک چرخان در لایه مرزی حول استوانه اصلی صورت می‌گیرد تا جدایش لایه مرزی به تأخیر بیفتد. آنها نتیجه گرفتند نسبت به حالت بدون کنترل، استفاده از این روش منجر به کاهش ضریب درگ متوسط، کاهش فرایند تشکیل گردابه‌های فن کارمن و در نتیجه کاهش قابل ملاحظه ارتعاشات عرضی ناشی از گردابه می‌گردد. نکته قابل ملاحظه این است که اساس هر دو روش کنترل فعال استفاده شده در مراجع [8,9,21,22]، کنترل ارتعاشات القایی گردابه‌ها، از طریق کاهش قدرت آنها در دنباله استوانه حاصل می‌شود. حال آنکه روش دیگر برای دور شدن از ناحیه تشدید، منحرف کردن فرکانس ریزش گردابه از فرکانس طبیعی سازه به جای تضعیف قدرت گردابه است. دو و وسان، با استفاده از این مفهوم، از طریق نوسانات چرخشی استوانه دایروی، ارتعاشات القایی گردابه‌ها را کنترل کردند [10]. آنها نتیجه گرفتند با انتخاب مقدار مناسب برای سرعت و فرکانس چرخشی، می‌توان ارتعاشات سازه را به کمتر از یک درصد قطر استوانه کاهش داد. وان و پاتنایک، جریان سیال هم‌راستا با نیروی گرانش حول استوانه دایروی داغ قرار گرفته بر یک بستر الاستیک را به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند [23]. آنها نتیجه گرفتند که در این روش کنترل فعال حلقه باز، با افزایش پارامتر کنترل گرمایی (عدد ریچاردسون) دامنه ارتعاشات عمود بر جریان کاهش یافته و حتی با تجاوز از یک مقدار ریچاردسون بحرانی، ارتعاشات به صورت کامل کاهش می‌یابد. اخیراً اسماعیلی و ربیعی با استفاده از یک روش کنترل حلقه بسته، بر اساس اعمال نیروی مخالف، کاهش ارتعاش ناشی از گردابه استوانه دایروی در اعداد رینولدز ۱۷۰۰ تا ۱۳۰۰۰ را به صورت عددی مورد بررسی قرار داده‌اند [24]. آنها با استفاده از روش (TDE-iPID) به عنوان

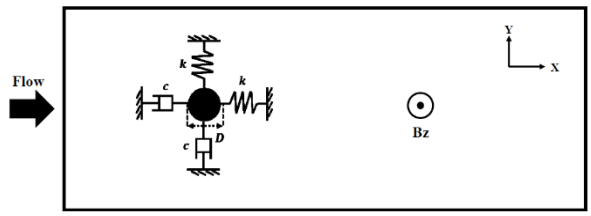
استراتژی کنترل و مدل‌سازی آشفتگی با استفاده از (URANS-K-W-SST) نتیجه گرفتند که دامنه عرضی و طولی ارتعاشات در سرعت کاهش یافته ۵ (بیشینه ارتعاشات در ناحیه قفل شدگی) به صورت کامل (۱۰۰٪) کاهش می‌یابد. یکی از روش‌های غالب در کنترل فعال جریان حول اجسام بلافی شکل، دستکاری کردن دنباله جریان و در نتیجه، مهار تشکیل و ریزش گردابه از طریق اعمال نیروهای الکترومغناطیسی به جریان است. آرتانا و همکاران، دو الکترود که بر روی سطح استوانه ثابت قرار گرفته را در مسیر جریان تعبیه کردند و با اعمال جریان DC به محرک‌های الکتروهیدرودینامیکی یک لایه پلاسما در مجاورت سطح استوانه ایجاد کردند [25]. آنها نتیجه گرفتند که اعمال نیروی الکتریکی باعث افزایش مومنتوم سیال مجاور دیواره، کوچک شدن ناحیه جدایش و در نتیجه متوقف کردن فرایند ریزش گردابه می‌گردد. کرافورد و کارنیداکیس، تأثیر میدان‌های مغناطیسی و الکتریکی یکنواخت بر جریان سیال هادی جریان الکتریکی حول یک استوانه و یک نیم‌استوانه در اعداد رینولدز ۱۰۰ تا ۵۰۰ را به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند [25]. آنها دریافتند با اعمال نیروی لورانتس (ناشی از اعمال میدان‌های الکترو مغناطیسی)، جریان و در نتیجه آن ریزش گردابه کنترل گشته و در عین حال نیروی درگ حول استوانه افزایش می‌یابد. کنترل ریزش گردابه در جریان حول استوانه ثابت، با استفاده از تکنیک مگنتوهیدرودینامیک توسط یوون و همکاران [26]، ویبر و همکاران [27]، بواند و همکاران [28]، لی و همکاران [29] مورد ارزیابی قرار گرفته است. با توجه به تأثیر کاهش نیروی لورانتس بر فرایند ریزش گردابه، کنترل VIV استوانه دایروی با استفاده از اعمال میدان‌های الکترومغناطیسی دور از انتظار نیست. ژی و همکاران، کنترل حلقه باز VIV استوانه دایروی را با قرار دادن مگنت و الکترود بر روی سطح استوانه و تولید نیروی لورانتس به صورت عددی و آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند [30]. کنترل الکترومگنتیک ارتعاشات یک درجه آزادی ناشی از گردابه استوانه دایروی با استفاده از روش عددی تاوایی- خط جریان توسط ژانگ و همکاران، مورد بررسی قرار گرفته است [31]. آنها ترتیب قرارگیری آهن‌ربا و الکترود را طوری در نظر گرفتند (بر اساس مطالعه ویبر و همکاران [27]) که نیروی لورانتس به موازات سطح استوانه گسترش یافته و با دور شدن از سطح استوانه (افزایش شعاع) به صورت نمایی کاهش یابد. آنها دریافتند که نیروی لورانتس میدان، منجر به کاهش نیروی درگ شده در حالی که نیروی لورانتس دیواره، باعث متقارن شدن جریان حول استوانه و کاهش نیروی نوسانی لیفت می‌گردد. در ادامه این مطالعه، ژانگ و همکاران، نشان دادند با استفاده از نیروی متقارن لورانتس، ارتعاشات دو درجه آزادی سیلندر کاملاً کاهش می‌یابد [32].

اخیراً مسافری و همکاران [33] تأثیر اعمال میدان مغناطیسی در جهت جریان و عمود بر جهت جریان (راستای x و y) را بر ارتعاشات ناشی از جریان حول استوانه را به صورت عددی مورد بررسی قرار دادند. آنها نتیجه گرفتند بر خلاف میدان مغناطیسی عمود بر جهت جریان، اعمال میدان مغناطیسی در جهت جریان در سرعت‌های کاهش یافته بزرگتر از ۵ نه تنها موجب کاهش ارتعاشات نمی‌گردد بلکه منجر به افزایش و بهبود ارتعاشات نیز می‌شود. از مزایای بهره‌گیری از میدان مغناطیسی برای کاهش ارتعاشات ناشی از جریان، می‌توان به عدم اتصال عملگر به سازه مورد نظر اشاره نمود. در بسیاری از روش‌های کنترل ارتعاشات ناشی از جریان که به دو روش کنترل غیر فعال (بدون استفاده از منبع انرژی خارجی)، و کنترل فعال (با استفاده از منبع انرژی خارجی) تقسیم‌بندی می‌شوند، ابزار کنترلی می‌بایست به سازه مورد نظر متصل شود. اتصال ابزار کنترلی (یا عملگر کنترلی) با سازه در بعضی از موارد به خودی خود می‌تواند باعث بر هم خوردن جریان حول سازه، و به تبع آن افزایش دامنه ارتعاشات و ناپایداری شود. در مطالعه حاضر جریان حول استوانه قرار گرفته بر بستر الاستیک، تحت تأثیر میدان مغناطیسی خارجی (در جهت عمود بر صفحه دوبعدی جریان یا در راستای z محور مختصات) به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. هدف از مطالعه فعلی بررسی کارایی قرارگیری مگنت‌ها عمود بر محور استوانه (راستای z) در کاهش و فرونشاندن کامل ارتعاشات است (مانند آنچه در مرجع [33] در مورد میدان مغناطیسی در جهت عمود بر جریان (راستای y) نتیجه گرفته شد). این مطلب از نقطه‌نظر کاربردی می‌تواند مهم باشد، زیرا نحوه چیدمان مگنت‌ها برای اعمال میدان مغناطیسی در بعضی جهات ممکن است از نظر عملی ناممکن باشد. در ضمن، بررسی جهت قرارگیری مگنت‌ها برای کنترل حلقه بسته بسیار مهم می‌باشد. با توجه به نتایج به دست آمده در مطالعه حاضر، نویسندگان دریافتند که اگر سیستم کنترل حلقه بسته مطابق با جهت قرارگیری مگنت‌ها به گونه‌ای

که در پژوهش [1] استفاده شده بود (در جهت جریان) پیاده‌سازی شود، سیستم کنترل عملکرد مناسبی نخواهد داشت و حتی ممکن است منجر به ناپایداری شود. در نقطه مقابل، نتایج تحقیق حاضر نشان می‌دهد که با اعمال میدان در جهت محور استوانه، سیستم کنترل حلقه بسته بهترین عملکرد ممکن را خواهد داشت و در بدترین حالت پایداری را برقرار می‌سازد. در مطالعه حاضر، عدد رینولدز جریان برابر با مقدار ثابت ۱۵۰ بوده و سرعت کاهش یافته بین ۲ تا ۹ تغییر می‌کند. تأثیر شدت میدان مغناطیس (افزایش عدد استوارت) بر کاهش ارتعاشات، مورد بررسی قرار می‌گیرد. با توجه به مرور بر منابع انجام شده، اصلی‌ترین نوآوری‌های مطالعه حاضر که در مطالعات پیشین دیده نشده است، کنترل و کاهش دو درجه آزادی استوانه دایروی با استفاده از میدان مغناطیسی یکنواخت عمود بر صفحه جریان و در راستای z، می‌باشد.

مدل‌سازی و روش حل عددی

در مطالعه حاضر تأثیر میدان مغناطیسی یکنواخت بر مشخصات ارتعاشات ناشی از گردابه در جریان تراکم‌ناپذیر و آرام حول استوانه دایروی مورد بررسی قرار گرفته است. استوانه صلب با قطر D بر روی یک تکیه‌گاه الاستیک قرار داشته و می‌تواند آزادانه در راستای طولی و عرضی حرکت کند. مرکز استوانه، پیش از شروع ارتعاش منطبق بر مبدأ مختصات بوده و تحت تأثیر جریان آزاد با سرعت U_∞ است. در شکل (۱) ناحیه محاسباتی و نحوه اعمال میدان‌های مغناطیسی به صورت شماتیکی نشان داده شده است. در این مطالعه فقط میدان مغناطیسی عمود بر صفحه جریان (در جهت z) در نظر گرفته شده است. هدف از اعمال میدان مغناطیسی، بررسی امکان کنترل ارتعاشات است. جریان حول استوانه به ترتیب در جهت طولی x، عرضی y ناحیه محاسباتی مستطیلی $-10D \le x \le 25D$ و $-10D \le y \le 10D$ را پوشش می‌دهد. فاصله بین مرز ورودی تا مرکز استوانه (L1) و فاصله مرکز استوانه تا مرز خروجی (L0) به ترتیب 10D و 25D در نظر گرفته شده‌اند. در مطالعه حاضر سیال عامل آب بوده و چگالی (ρ)، ویسکوزیته (μ) در نظر گرفته شده است. بر این اساس، عدد رینولدز جریان $\mathrm{Re} = \frac{\rho U_\infty D}{\mu}$، برابر ۱۵۰ در نظر گرفته شده است.



شکل ۱ ناحیه محاسباتی جریان حول استوانه دایروی قرار گرفته بر بستر الاستیک تحت تأثیر میدان مغناطیسی در جهت جریان عمود بر صفحه جریان

معادلات حاکم

با توجه به توضیحات ذکر شده، معادلات بقای جرم، مومنتوم برای سیال غیرقابل تراکم با قابلیت رسانایی الکتریکی که در تحت تأثیر میدان مغناطیسی قرار دارد، به صورت زیر است:

$$\nabla \cdot \mathrm{v} = 0 \qquad (۱)$$

$$\rho \frac{\partial \mathrm{v}}{\partial \mathrm{t}} + \rho(\mathrm{v} \cdot \nabla)\mathrm{v} = -\nabla \mathrm{P} + \mu \nabla^2 \mathrm{v} + \mathrm{j} \times \mathrm{B} \qquad (۲)$$

در معادلات فوق، v بردار سرعت سیال، t زمان، P فشار سیال و ترم $\mathrm{j} \times \mathrm{B}$ معرف نیروی لورانتس است که در آن j، بردار چگالی جریان الکتریکی و B بردار میدان مغناطیسی هستند. معادله القای مغناطیسی از قانون اهم و معادله ماکسول به دست آمده است. این معادله اتصال بین میدان جریان و میدان مغناطیسی را فراهم می‌کند. به منظور تحلیل مگنتوهیدرودینامیک در مطالعه حاضر، از تقریب رینولدز مغناطیسی کوچک استفاده شده است. طبق این فرض، بردار چگالی جریان الکتریکی، بر حسب میدان سرعت و میدان مغاطیسی با توجه به قانون اهم به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\mathrm{j} = \sigma(\mathrm{E} + \mathrm{v} \times \mathrm{B}) \qquad (۳)$$

در معادله فوق σ، ضریب رسانایی الکتریکی سیال و E میدان الکتریکی هستند که معادله ماکسول را ارضا می‌کنند. بعدسازی معادلات حاکم اعداد بی‌بعد هارتمن (Ha) و استوارت (N) حاصل شده که به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\mathrm{Ha} = \frac{\text{Magnetic force}}{\text{Viscous force}} = \sqrt{\frac{\sigma {B_0}^2 \mathrm{D}}{\mu}} \qquad (٤)$$

$$\mathrm{N} = \frac{\text{Magnetic force}}{\text{Inertia force}} = \frac{\sigma {B_0}^2 \mathrm{D}}{\rho U_\infty} = \frac{\mathrm{Ha}^2}{\mathrm{Re}} \qquad (۵)$$

هنگامی که استوانه دایروی قرار گرفته بر بستر الاستیک در معرض جریان آزاد قرار می‌گیرد، می‌تواند تحت تأثیر نوعی از حرکات نوسانی قرار گیرد. چون منبع این نوسانات، ریزش گردابه ها و تشکیل خیابان گردابه‌های ون کارمن در ویک استوانه می باشد، به آن ارتعاشات ناشی از جدایش گردابه اطلاق می‌شود. در این مطالعه، استوانه‌های دایروی می‌توانند آزادانه در جهات x و y نوسان کنند. معادلات حاکم بی‌بعد برای حرکت دینامیکی استوانه دایره‌ای که با تکیه‌گاه الاستیک که به صورت سیستم‌های جرم–فنر–دمپر ساده مدل شده‌اند به شکل زیر بیان شده‌اند:

$$\ddot{X} + \frac{4\pi\xi}{V_r}\dot{X} + \frac{4\pi^2}{{V_r}^2}X = \frac{2C_D}{\pi m^*} \quad (۶)$$

$$\ddot{Y} + \frac{4\pi\xi}{V_r}\dot{Y} + \frac{4\pi^2}{{V_r}^2}Y = \frac{2C_L}{\pi m^*} \quad (۷)$$

که در معادلات فوق، Y ، $\dot{Y}$ و $\ddot{Y}$ به ترتیب نشـــان دهنده جابه‌جایی عرضی، سرعت و شتاب غیربعدی سیلندر است. همچنین X ،$\dot{X}$ و $\ddot{X}$ نشـــان دهنده همان مقادیر مرتبط با حرکت جریانی در راستای طولی است. همچنین m^* ، ξ ، V_r ، C_D و C_L به ترتیب نسبت جرم، نسبت میرایی سازه، سرعت کاهش یافته، ضریب درگ و ضریب لیفت را نشان می‌دهند. این پارامترهای بدون بعد به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$m^* = \frac{4m}{\pi\rho D^2} \quad (۸)$$

$$\xi = \frac{c}{2\sqrt{mk}} \quad (۹)$$

$$V_r = \frac{U}{f_n D} \quad (۱۰)$$

$$C_L = \frac{F_L}{0.5\rho U^2 D} \quad (۱۱)$$

$$C_D = \frac{F_D}{0.5\rho U^2 D} \quad (۱۲)$$

که m ، c، k و f_n به ترتیب جرم معادل در واحد طول، میرایی معادل، سفتی فنر معادل و فرکانس طبیعی نوسانگر است. همچنین F_D و F_L نیروهای درگ و لیفت را که بر روی نوسانگر به معنای مخالف و عمود بر جهت حرکت اعمال می‌کنند، نشان می‌دهد.

حل عددی

در این بخش، فرایند حل عددی معادلات حاکم بر جریان حول استوانه قرار گرفته بر بستر الاستیک تحت تأثیر میدان مغناطیسی یکنواخت (در جهت z)، مورد بررسی قرار گرفته است. جریان سیال در اطراف استوانه، آرام (عدد رینولدز ۱۵۰) بوده و خواص فیزیکی آن به گونه‌ای انتخاب شده که عدد رینولدز ثابت بماند. دلیل استفاده از محدوده اعداد رینولدز در این مطالعه و پژوهش-های مشابه [34-36]، محدودیت‌های مربوط به توان محاسباتی می‌باشد. در محدوده اعداد رینولدز کمی بالاتر، هسته گردابه‌ها آشفته و دارای ماهیت سه‌بعدی خواهد شد که برای حل میدان جریان می‌بایست از مدل‌های آشفتگی بهره گرفت. در صورت استفاده از فضای سه‌بعدی، تعداد مش‌ها بسیار بالا خواهد شد که در نتیجه آن زمان محاسبات بسیار افزایش می‌یابد. این مسئله به خصوص در مدل‌سازی ارتعاشات ناشی از جریان که از روش حل جابه‌جایی مش نیز استفاده می‌شود، بسیار پیچیده می‌شود. در نتیجه، در صورت بهره‌گیری از مدل‌های آشفته، به دلیل زمان محاسباتی بسیار بالا نمی‌توان اثر پدیده‌های مختلف بر رفتار جریان–سازه‌ای سیستم ارتعاشی مورد مطالعه را ارزیابی نمود. یکی از روش‌های به کار گرفته شده برای حل این مشکل، بهره-گیری از مدل‌های حل جریان آرام و استفاده از مدل‌های دوبعدی است. برای بهره‌گیری از این روش، محدوده اعداد رینولدز حتماً می‌بایست پایین در نظر گرفته شود. لازم به ذکر است پارامترهای فیزیکی و هندسی مسئله در محدوده اعداد رینولدز پایین به گونه-ای انتخاب می‌شود که تمامی پدیده‌های شناخته شده در محدوده اعداد رینولدز بالا مانند قفل‌شدگی فرکانسی، در اعداد رینولدز پایین نیز مشاهده شود.

در هر تکرار گام زمانی، معادلات پیوستگی، مومنتوم با استفاده از روش حجم محدود و نرم‌افزار فلوئنت به صورت عددی حل می‌شوند. علاوه بر آن، از الگوریتم سیمپل برای کوپل معادلات فشار و مومنتوم استفاده شده است. برای اعمال اثرات میدان مغناطیسی در راستای z با استفاده از تابع کاربرUDF، ترم چشمه به معادلات مومنتوم اضافه شده است. به منظور بررسی اعتبار روش فوق، معادلات حاکم بر جریان به صورت کوپل با معادلات مغناطیسی کامل که در ماژول MHD ارائه شده است، حل و تغییر محسوسی در نتایج مشاهده نشد. در نتیجه به منظور کاهش زمان و هزینه‌های محاسباتی، تمام شبیه‌سازی‌ها با استفاده از تقریب رینولدز مغناطیسی کوچک انجام گرفته و عملاً تأثیر میدان

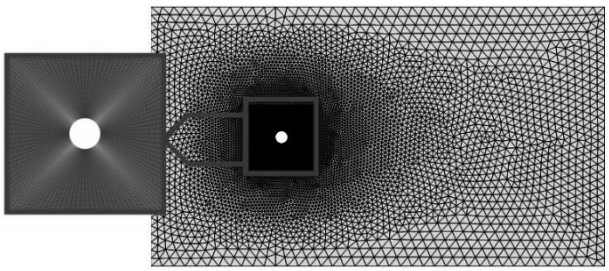
مغناطیسی و نیروی لورانتس از طریق ترم چشمه به معادلات مومنتوم اعمال شده است. از آنجایی که در نرم‌افزار فلوئنت مستقیماً نمی‌توان حرکت سازه قرار گرفته بر بستر الاستیک را مدل‌سازی کرد، معادلات حرکت سازه در تابع کاربر که به زبان برنامه‌نویسی C نوشته شده (این UDF به کد اصلی نرم‌افزار فلوئنت کوپل شده است) از طریق انتگرال‌گیری صریح حل شدند. از آنجا که با یک مسئله دو طرفه تعامل سازه و سیال روبه‌رو هستیم حلگرهای سازه و سیال با هم مرتبط بوده و به صورت کوپل حل می‌شوند. مقادیر نیروی لیفت و درگ حول استوانه که در سمت راست معادلات سازه مورد نیاز است، در هر گام زمانی در نرم‌افزار فلوئنت حل می‌شوند. از طرف دیگر، با حل معادلات حرکت استوانه، موقعیت مکانی و مؤلفه‌های سرعت سازه و هم‌چنین پیکربندی شبکه به روز شده و فرایند اندرکنش دو طرفه بین سازه و سیال تکمیل می‌گردد. گسسته‌سازی معادلات مومنتوم از طریق روش بالادست مرتبه دوم انجام گرفته و معادله تصحیح فشار با استفاده از روش مرتبه دوم گسسته‌سازی شده است. به منظور افزایش سرعت فرایند حل عددی، برای کوپلینگ میدان‌های سرعت و فشار از روش گام جزیی به همراه روش پیشروی زمانی غیر تکراری (Non-iterative transient advancement (NITA)) استفاده می‌شود. این الگوی عددی با استفاده از تکرار در هر گام زمانی، خطای splitting را تا مرتبه Δt^2 کاهش می‌دهد. به منظور بررسی عدم تأثیر گام زمانی بر نتایج حل عددی، به ازای گام‌های زمانی مختلف، جریان حول استوانه ثابت به صورت گذرا شبیه‌سازی گردید. همان طور که در جدول (۱) مشخص است، با انتخاب گام زمانی ۰/۰۱ حل عددی مستقل از گام زمانی بوده و همچنین اختلاف ناشی از نتایج عددی با مقدار ۰/۱۱ (عدد استروهال فرکانس ریزش گردابه در جریان حول استوانه ثابت در عدد رینولدز ۱۵۰) کمتر از یک درصد است. بنابراین در محاسبات از این گام زمانی استفاده شده است. همچنین، محاسبات بر روی رایانه شخصی با رم ۸ گیگابایتی و پردازنده مرکزی Intel Core i7 انجام شده است. زمان پردازش لازم برای هر ۱۰۰ گام زمانی (1s) با استفاده از یک هسته از پردازنده مرکزی برابر با 50s بوده و بنابراین برای یک شبیه‌سازی با ۵۰۰۰۰ تکرار (500s) حدود ۷ ساعت به طول می‌انجامد.

جدول ۱ انتخاب گام زمانی بهینه مرتبط با حداقل خطای محاسبه شده در عدد استروهال جریان حول یک استوانه ثابت در Re=150

Δt	$St_{Re=150}$	%|error|
0.075	0.1032	6.18
0.05	0.1059	3.72
0.01	0.1110	0.9
0.005	0.1107	0.63

استقلال حل از شبکه محاسباتی و اعتبارسنجی

در این بخش، ابتدا مشخصات شبکه محاسباتی معرفی شده و بعد از بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی، نتایج حل عددی اعتبارسنجی می‌گردند. شبکه محاسباتی استفاده شده برای شبیه‌سازی جریان حول استوانه قرار گرفته بر بستر الاستیک در در شکل (۲) نشان داده شده است. شبکه محاسباتی در پیکربندی های مختلف، از دو نوع شبکه مختلف تشکیل شده است. ناحیه مربعی با شبکه باسازمان حول استوانه و ناحیه با شبکه بی‌سازمان مثلثی حول نواحی دایروی. استراتژی مش متحرک استفاده شده در این مطالعه به گونه‌ای است که در هر تکرار زمانی، شبکه دور استوانه بدون تغییر شکل بوده و با استوانه حرکت می‌کنند اما شبکه مثلثی، حول این نواحی دایروی دارای حرکت و تغییر شکل هستند. بدون تغییر شکل ماندن شبکه باسازمان حول استوانه‌ها، منجر به افزایش دقت محاسبات نیروهای لیفت و درگ می‌گردد. با توجه به توضیحات ذکر شده در مورد مشخصات شبکه محاسباتی، استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی مورد استفاده مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در جدول (۲) روند تغییر مقدار ضریب درگ متوسط و مقدار بیشینه ضریب لیفت با ریز شدن شبکه (افزایش شبکه) برای جریان با عدد رینولدز ۱۵۰، $m^* = 2$ نشان داده شده است. همان طور که مشخص است، با افزایش تعداد المان‌ها از ۲۰۰۰۰ به ۶۰۰۰۰ تغییری در نتایج دیده نمی‌شود و بنابراین شبکه محاسباتی با ۲۰۰۰۰ المان برای تمامی محاسبات آتی مورد استفاده قرار می‌گیرد.



شکل ۲ شبکه محاسباتی مختلف به همراه نمای نزدیک از ناحیه حول استوانه

جدول ۲ بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی

تعداد سلول‌ها	ضریب درگ متوسط(Cd)	بیشینه ضریب لیفت (Cl)
9000	2.32	0.5838
15000	2.2880	0.5699
20000	2.2240	0.5282
60000	2.2160	0.5226

پس از بررسی استقلال حل از شبکه محاسباتی، جهت اطمینان از درستی روش حل عددی، لازم است که نتایج شبیه‌سازی اعتبارسنجی گردد. در مطالعه حاضر دو مورد اعتبارسنجی در نظر گرفته شده است. در مورد اول، جریان سیال با عدد رینولدز ۱۰۰ حول استوانه ساکن که تحت تأثیر میدان مغناطیسی ثابت شبیه‌سازی شده است. در جدول (۳) مقایسه نتایج حل عددی با مطالعات لی و همکاران [29] برای استوانه ساکن تحت تأثیر میدان یکنواخت به ازای پنج مقدار مختلف عدد استورات (N) نشان داده شده است. همان طور که در این جدول مشخص است، نتایج مطالعه حاضر با دقت مناسبی با نتایج لی و همکاران [29] هم‌خوانی دارد.

به عنوان مورد دوم اعتبارسنجی، ارتعاشات القایی ناشی از گردابه برای استوانه یک‌بعدی در نظر گرفته شده و نتایج مطالعه حاضر با نتایج مطالعات عددی امینی [37] مقایسه شده است. بدین منظور، استوانه فقط در جهت عرضی قابلیت ارتعاش داشته و جرم بی‌بعد آن برابر با ۲ بوده و سرعت کاهشی بین ۳ تا ۸ تغییر می‌کند. در جدول (٤)، تغییرات بیشینه ارتعاشات عرضی استوانه، با نتایج عددی امینی و همکاران مقایسه شده است. همان طور که از این شکل نشان می‌دهد، بیشینه ارتعاشات عرضی استوانه به دست آمده از مطالعه حاضر کاملاً منطبق بر نتیجه امینی و همکارن است.

جدول ۳ مقایسه متوسط ضریب درگ به دست آمده از مطالعه حاضر با نتایج لی و همکاران برای جریان حول استوانه ثابت در عدد رینولدز ۱۰۰

	متوسط ضریب درگ	
N	لی و همکاران [29]	مطالعه حاضر
0.01	1.19	1.28
0.05	1.38	1.35
0.1	1.43	1.48
0.5	2.13	2.12
1	3.02	2.69

جدول ٤ مقایسه بیشینه جابه‌جایی عرضی بی‌بعد به دست آمده از مطالعه حاضر با نتایج امینی و همکاران [37]

	بیشینه جابه‌جایی عرضی (Y_{max})	
بیشینه جابه‌جایی	مطالعه حاضر	امینی و همکاران [37]
$V_r = 3$	0.0627	0.0749
$V_r = 4$	0.5825	0.5800
$V_r = 5$	0.5440	0.5430
$V_r = 6$	0.4799	0.4800
$V_r = 7$	0.3740	0.3819
$V_r = 8$	0.0912	0.0731

نتایج

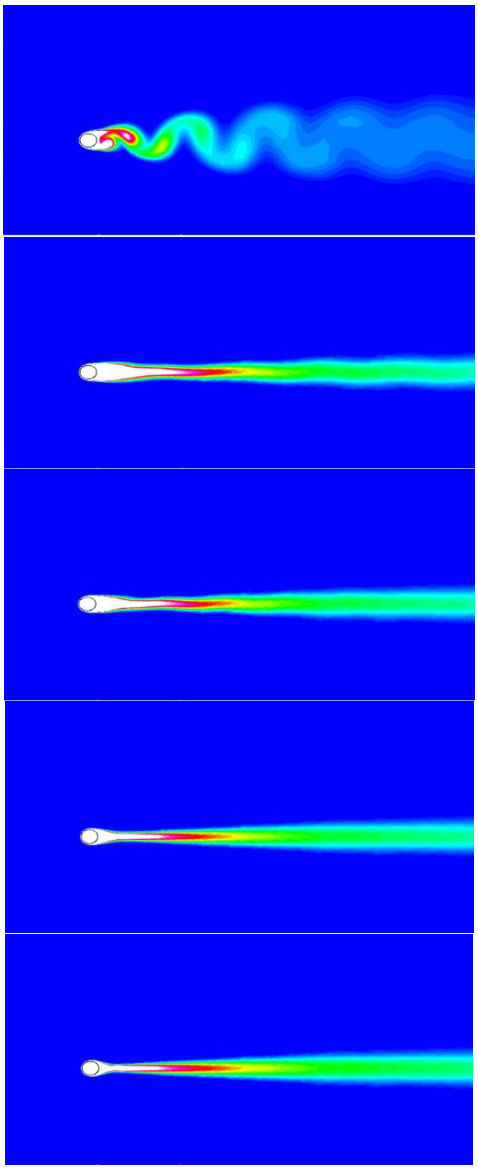
در مطالعه حاضر، تأثیر میدان مغناطیسی خارجی بر مشخصات ارتعاشات ناشی از گردابه در جریان سیال هادی الکریسیته، حول استوانه قرار گرفته بر بستر الاستیک مورد بررسی قرار گرفته است. میدان مغناطیسی خارجی یکنواخت بوده و عمود بر صفحه جریان و در راستای z در نظر گرفته شده است. استوانه دارای ضریب فنریت یکسان در هر دو جهت جریان و عمود بر آن بوده، جرم بی‌بعد آن (m^*) برابر با مقدار ثابت ۲ و به منظور دستیابی به حداکثر ارتعاشات، مقدار ضریب میرایی برابر صفر در نظر گرفته شده است. همچنین، عدد رینولدز جریان برابر ۱۵۰ در نظر گرفته شده و با فرکانس طبیعی سازه به شکلی تغییر می‌کند که مقدار سرعت کاهش یافته بین ۲ تا ۹ متغیر باشد. نتایج شبیه‌سازی

در ابتدا برای سه سرعت کاهش یافته $V_r = 3$ (پیش از ورود به ناحیه قفل شدگی)، $V_r = 5$ (بیشینه ارتعاشات در ناحیه قفل شدگی) و $V_r = 7$ (شاخه پایینی ناحیه قفل شدگی) مورد ارزیابی کامل قرار می‌گیرد. سپس کمیت‌هایی چون ضریب درگ، لیفت، ارتعاشات عرضی و طولی برای تمامی مقادیر سرعت‌های کاهشی مقایسه شده و تأثیر میدان مغناطیسی بر کنترل ارتعاشات مورد بررسی قرار می‌گیرد.

قبل از ورود به ناحیه قفل شدگی ($V_r = 3$)

در شکل (۳)، کانتورهای ورتیسیتی در وضعیتی که دامنه نوسانات به حالت ماندگار رسیده است، به ازای اعمال میدان مغناطیسی با قدرت‌های مختلف $0 \le N \le 1$ نشان داده شده‌اند. در حالت بدون کنترل و در $N = 0$، مشاهده می‌شود که کانتورهای ورتیسیتی در پشت استوانه به صورت متناوب تولید می‌گردند. به محض اعمال میدان مغناطیسی مشاهده می‌گردد که ریزش گردابه در پشت استوانه متوقف می‌شوند. با افزایش بیشتر قدرت میدان مغناطیسی ناحیه دنباله در پشت استوانه کوچکتر می‌شود.

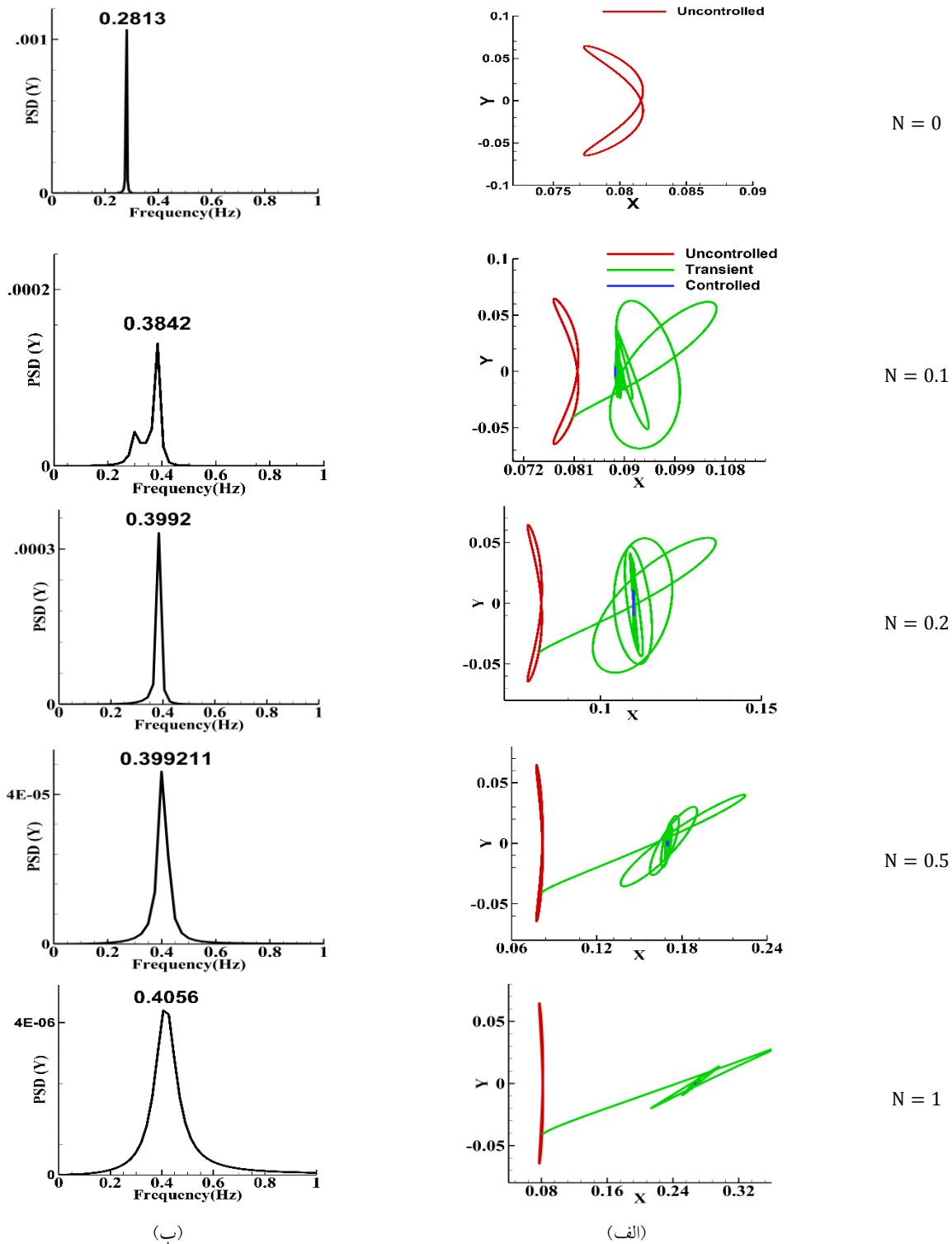
از آنجایی که علاوه بر نوسان غالب استوانه که در جهت y است، استوانه در جهت x نیز ارتعاش دارد، برای نشان دادن نحوه اثرپذیری نوسانات استوانه در راستای و همچنین نحوه حرکت استوانه با تغییر میدان مغناطیسی، در شکل (٤-الف)، نمودار y برحسب x، که به نمودار هشتی نیز معروف است، رسم شده است که در آن استوانه در دو جهت هم‌زمان ارتعاش می‌کند و بعد از اعمال میدان و عبور از حالت گذرا، دامنه ارتعاشات در راستای عرضی کم شده و به حالت پایدار می‌رسد. در این شکل برای $V_r = 3$ نمودار هشتی شکل برای هنگامی که فرایند کنترل شروع می‌شود به ازای قدرت‌های مختلف میدان مغناطیسی آورده شده است. شکل (٤-ب) نمودار پاسخ فرکانسی (چگالی طیف توانی بر حسب فرکانس نوسانات عرضی استوانه) را به ازای اعمال میدان مغناطیسی با قدرت‌های مختلف در $V_r = 3$ نمایش می‌دهد. در این شکل، عدد نمایش داده شده در هر نمودار فرکانسی بیانگر فرکانس ارتعاش عرضی استوانه می‌باشد. همان‌طور که مشخص است با افزایش قدرت میدان مغناطیسی، مقدار فرکانس نوسانات به مقدار قابل توجهی افزایش پیدا کرده است.



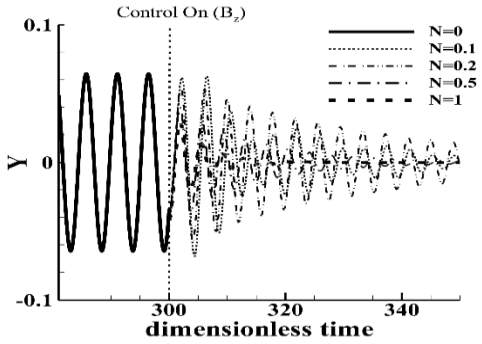
شکل ۳ توزیع لحظه‌ای ورتیسیته و حالت توسعه یافته زمانی تحت تأثیر افزایش قدرت میدان مغناطیسی در $V_r = 3$

در ادامه، برای بررسی اینکه آیا اعمال میدان مغناطیسی یکنواخت قادر خواهد بود تغییر مؤثری در ارتعاشات القایی ناشی از گردابه استوانه در حالتی که دامنه نوسانات به مقدار بیشینه خود رسیده است ایجاد کند، سیستم کنترل مغناطیسی جریان در وضعیت حالت ماندگار به طور ناگهانی روشن می‌شود. برای همین منظور، شکل (۵) جابه‌جایی در راستای y استوانه را قبل و بعد از اعمال میدان مغناطیسی B_z در سرعت کاهش یافته $V_r = 3$ نشان می‌دهد. در سرعت کاهش یافته $V_r = 3$ که مربوط به ابتدای ناحیه قفل شدگی می‌باشد، اعمال میدان مغناطیسی توانسته

است دامنه حرکت استوانه را کاهش دهد. با افزایش قدرت میدان، ارتعاشات عرضی به خوبی کنترل شده و به صفر می‌رسد.



شکل ٤ نمودار (الف) هشتی‌شکل، (ب) منحنی چگالی طیف توانی(PSD) بر حسب فرکانس در $V_r = 3$ و به ازای قدرت‌های مختلف میدان

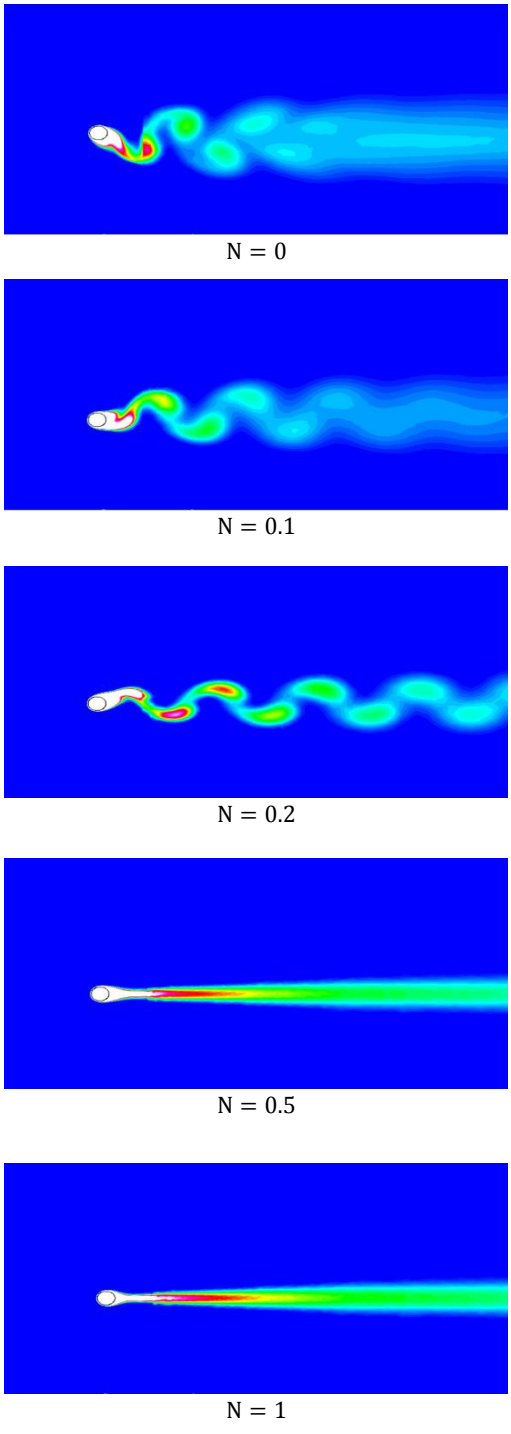


شکل ۵ تغییرات زمانی جابه‌جایی استوانه در راستای y در $V_r = 3$

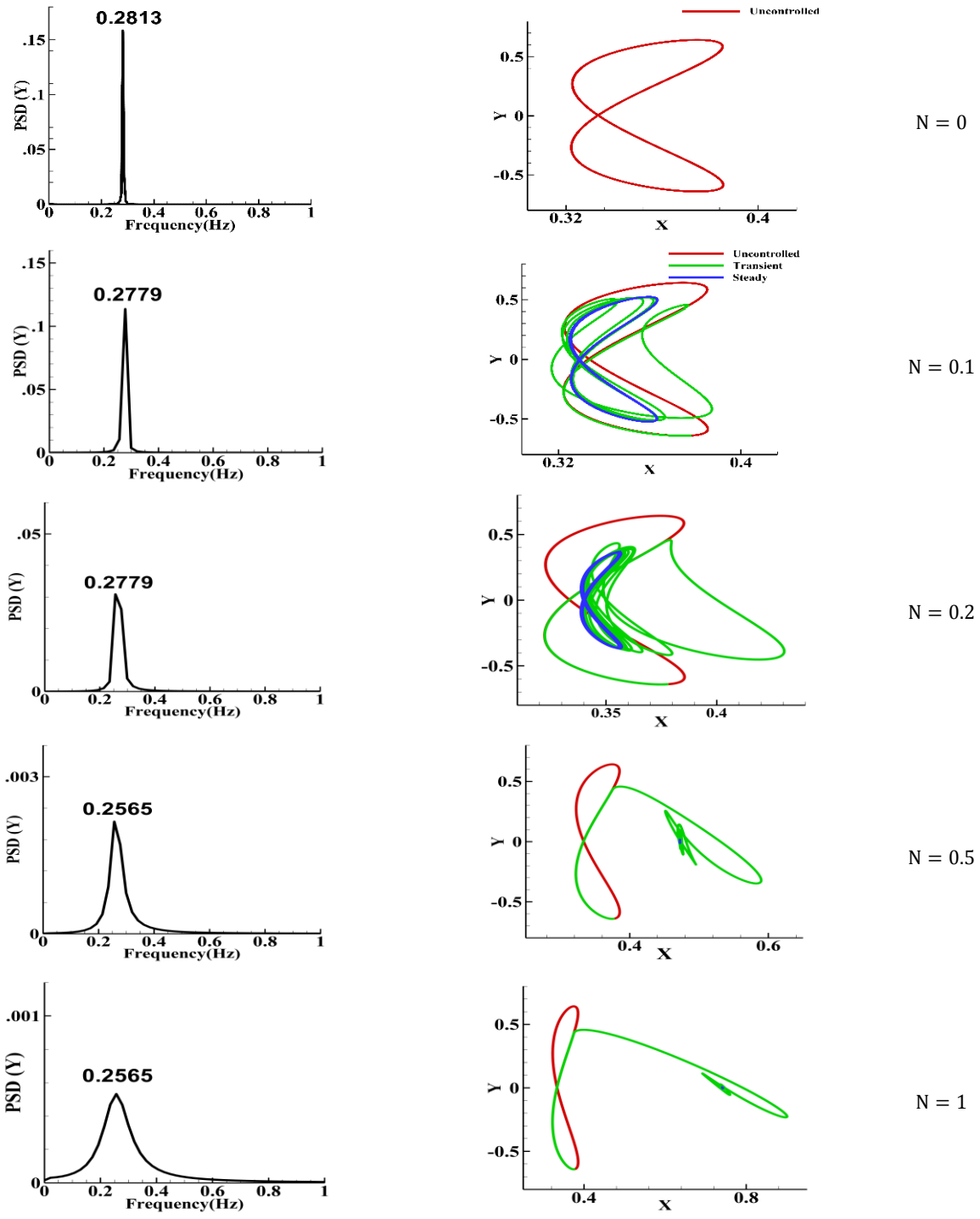
بیشینه دامنه ارتعاشات عرضی در ناحیه قفل شدگی ($V_r = 5$)

در شکل (٦) کانتورهای ورتیسیتی در $V_r = 5$ (که منطبق بر بیشینه دامنه ارتعاشات عرضی در ناحیه قفل شدگی است) به ازای اعمال B_z با قدرت‌های مختلف نشان داده شده است. از مقایسه توزیع ورتیسیتی در $V_r = 5$ با $V_r = 3$ (شکل ۳) می‌توان دریافت در $V_r = 5$ فاصله عرضی بین گردابه‌ها کاهش یافته و قدرت ریزش گردابه‌ها بیشتر شده و بنابراین دامنه ارتعاشات به بیشینه مقدار خود رسیده است. پس از اعمال میدان مغناطیسی از $N = 0.5$ به بعد مشاهده می‌گردد که ارتعاشات درپشت استوانه به خوبی کنترل شده تا جایی که با اعمال بیشترین قدرت میدان $N = 1$، به طور کامل کنترل شده است.

در شکل (۷–الف) مسیر حرکت استوانه (نمودار نوسانات عرضی بر حسب نوسانات طولی) برای $V_r = 5$ به ازای مقادیر مختلف قدرت میدان مغناطیسی نشان داده شده است. همان طور که مشخص است، در $N = 0$، استوانه یک مسیر هشتی‌شکل با دامنه نوسانات طولی و عرضی بالا را طی می‌کند و پس از اعمال میدان مغناطیسی و به ازای $N \geq 0.5$، پس از طی کردن حالت گذرا، استوانه به صورت کامل کنترل شده و دامنه نوسانات کاهش می‌یابد. شکل (۷–ب) نمودار پاسخ فرکانسی (چگالی طیف توانی بر حسب فرکانس نوسانات عرضی استوانه) را به ازای اعمال میدان مغناطیسی با قدرت‌های مختلف، در $V_r = 5$ نمایش می‌دهد. در این سرعت کاهش یافته، استوانه در اوج ناحیه قفل شدگی فرکانسی قرار دارد که این به معنای تطابق فرکانس ریزش گرابه‌ها با فرکانس طبیعی استوانه می‌باشد. در اینجا دیده می‌شود اعمال میدان مغناطیسی، اگرچه توانسته است دامنه جابه‌جایی استوانه را کاهش دهد ولی تأثیر چندانی در پاسخ فرکانسی نداشته است. در واقع، دلیل اصلی کاهش دامنه جابه‌جایی استوانه توقف روند ریزش گردابه‌ها است.

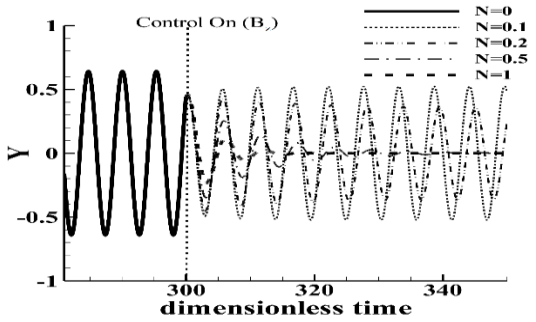


شکل ٦ توزیع لحظه‌ای ورتیسیته در حالت توسعه یافته زمانی تحت تأثیر افزایش قدرت میدان مغناطیسی در $V_r = 5$



شکل ۷ (الف) نمودار هشتی‌شکل، (ب) منحنی چگالی طیف توانی (PSD) بر حسب فرکانس در $V_r = 5$ و به ازای قدرت‌های مختلف میدان

همان طور که از تاریخچه زمانی ارتعاشات عرضی برای $V_r = 5$ در شکل (۸) مشخص است، روش کنترلی در کاهش دامنه ارتعاشات برای میدان‌های با قدرت $N = 0.1$ و $N = 0.2$، مؤثر عمل نکرده است. با این حال با افزایش بیشتر قدرت میدان، دامنه حرکت به خوبی کاهش پیدا کرده، به طوری که در $N =$ 0.5 ، ارتعاشات استوانه به صورت کامل کنترل شده است.



شکل ۸ تغییرات زمانی جابه‌جایی استوانه در راستای y، قبل و بعد از اعمال میدان مغناطیسی در $V_r = 5$

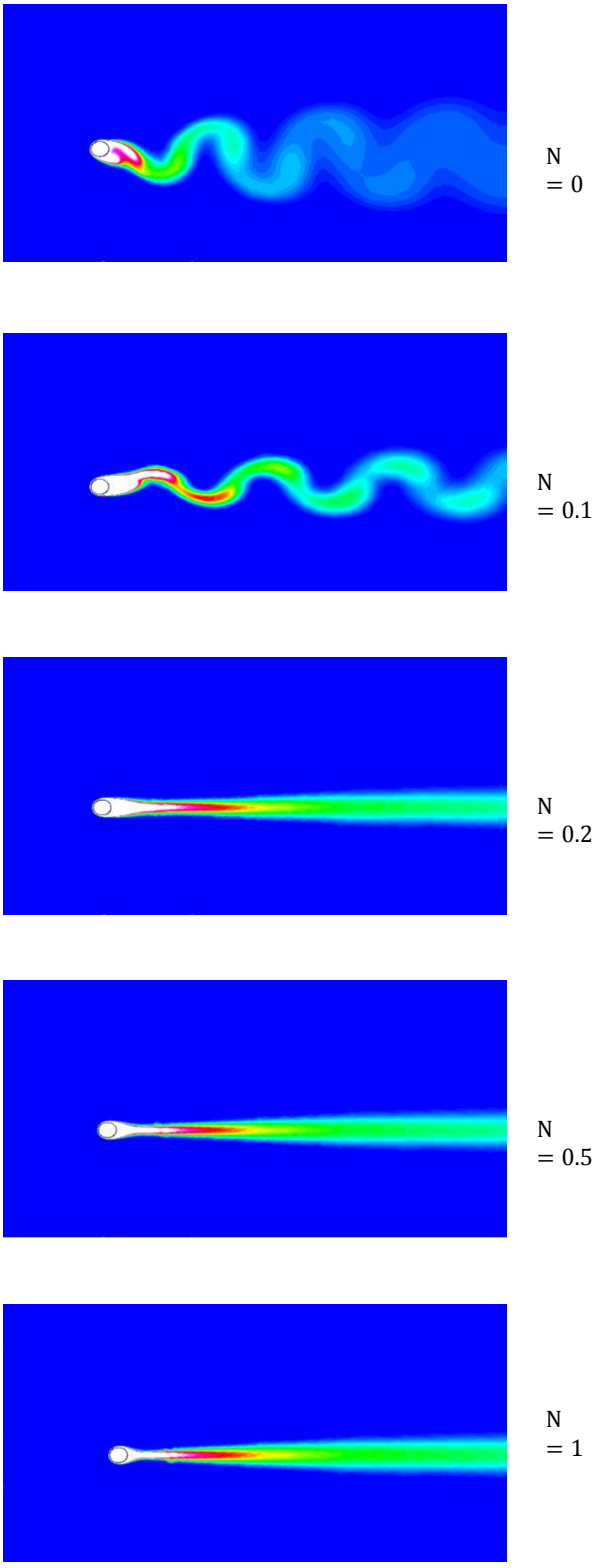
شاخه پایینی ناحیه قفل شدگی ($V_r = 7$)

کانتورهای ورتیسیتی در $V_r = 7$ (که منطبق بر شاخه پایینی ناحیه قفل شدگی است) به ازای اعمال مقادیر مختلف قدرت میدان مغناطیسی در شکل (۹) نشان داده شده است. در حالت بدون کنترل ($N = 0$)، مشاهده می‌شود که کانتورهای ورتیسیتی در پشت استوانه به صورت متناوب تولید می‌گردند و نسبت به $V_r = 5$ قدرت ریزش گردابه و به تبع آن دامنه ارتعاشات عرضی کمتر شده است. همچنین با اعمال میدان مغناطیسی و به ازای $N \geq 0.2$ ریزش گردابه در پشت استوانه به خوبی کنترل می‌گردد.

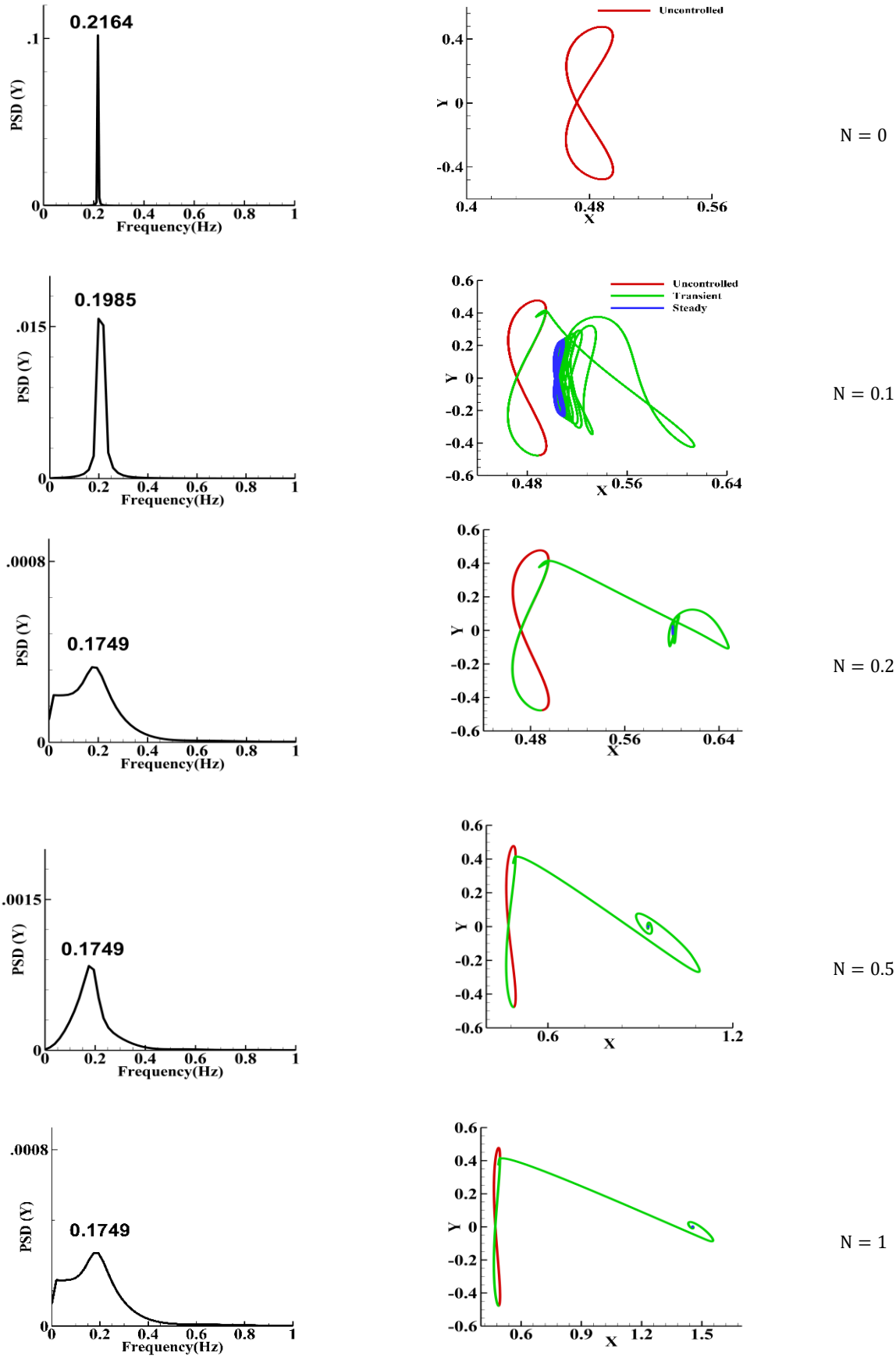
در شکل (۱۰- الف) نمودار خط سیر ا ستوانه قبل و بعد از اعمال میدان مغناطیسی نشان داده شده است.

حرکت هشتی‌شکل استوانه با افزایش قدرت میدان مغناطیسی (به ازای $N \geq 0.2$)، پس از طی کردن حالت گذرا، به صورت کامل کنترل و دامنه نوسانات کاهش می‌یابد. شکل (۱۰–ب) نمودار پاسخ فرکانسی (چگالی طیف توانی بر حسب فرکانس نوسانات عرضی استوانه) را به ازای اعمال میدان مغناطیسی با قدرت‌های مختلف، در $V_r = 7$ نمایش می‌دهد. در این سرعت کاهش یافته دیده می‌شود که افزایش قدرت میدان مغناطیسی باعث کاهش فرکانس نوسانات استوانه شده است.

در شکل (۱۱) تاریخچه زمانی ارتعاشات در $V_r = 7$ قبل و بعد از شروع کنترل مشخص شده است. مشاهده می‌گردد که اعمال میدان مغناطیسی به ازای تمام قدرت‌های میدان به جز $N = 0.1$، در کاهش ارتعاشات عرضی، مؤثر عمل کرده و توانسته است آن را به خوبی کنترل کند.

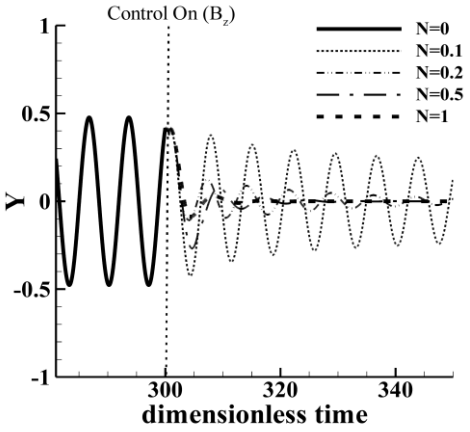


شکل ۹ توزیع لحظه‌ای ورتیسیته در حالت توسعه یافته زمانی تحت تأثیر افزایش قدرت میدان مغناطیسی در $V_r = 7$



(ب) (الف)

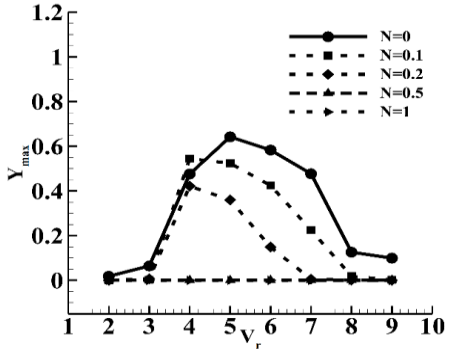
شکل ۱۰ (الف) نمودار هشتی شکل، (ب) منحنی چگالی طیف توانی(PSD) بر حسب فرکانس در $V_r = 7$ و به ازای قدرت‌های مختلف میدان



شکل ۱۱ تغییرات زمانی جابه‌جایی استوانه در راستای y قبل و بعد از اعمال میدان مغناطیسی در $V_r = 7$

مقایسه کمی مشخصات ارتعاشات در سرعت‌های کاهشی مختلف

شکل (۱۲) تغییرات Y_{max} را بر حسب سرعت کاهش یافته برای شدت میدان‌های مغناطیسی مختلف در جهت اعمالی z نشان می‌دهد. همچنین به منظور مقایسه، نتایج مربوط به حالت $N = 0$ نیز آورده شده است. همان طور که در شکل نیز مشاهده می‌شود، با اعمال میدان درجهت B_z و افزایش قدرت میدان مغناطیسی، ارتعاشات به شکل بسیار مناسبی در تمامی سرعت‌های کاهش یافته کنترل شده است. به منظور مقایسه شدت میدان لازم برای کنترل کامل ارتعاشات در سرعت‌های کاهش یافته مختلف، معیاری با عنوان عدد استورات بحرانی تعریف می‌گردد. طبق این معیار، N_{cr} برای هر سرعت کاهش یافته، عدد استوراتی است که در آن مقدار دامنه ارتعاشات عرضی به ۱٪ حالت بدون میدان مغناطیسی برسد. در جدول (۵) حداقل قدرت میدان مغناطیسی که منجر به کاهش کامل نوسانات استوانه می‌شود (عدد استوارت بحرانی) لیست شده است. همان طور که مشخص است، برای کاهش کامل نوسانات توسط B_z، مقدار N_{cr} برای V_r های ٤، ٥ و ٦ نسبت به سایر سرعت‌های کاهش یافته بیشتر است. در سایر سرعت‌های کاهش یافته می‌توان با قدرت کمتر میدان مغناطیسی ($N = 0.1$) ارتعاشات ناشی از گردابه را کاهش داد. در تمام سرعت‌های کاهش یافته، با افزایش قدرت میدان مغناطیسی تا عدد استوارت بحرانی ریزش گردابه‌ها و ارتعاش القایی از آن متوقف می‌شود.



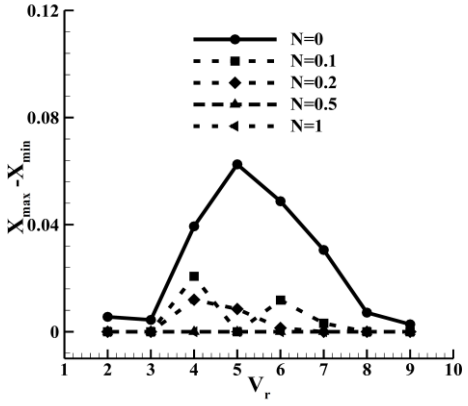
شکل ۱۲ اثر افزایش قدرت میدان مغناطیسی در جهت z (افزایش عدد استوارت) بر تغییرات بیشینه دامنه ارتعاش عرضی

جدول ۵ مقدار بحرانی عدد استورات در سرعت‌های کاهش یافته مختلف برای میدان مغناطیسی در جهت z

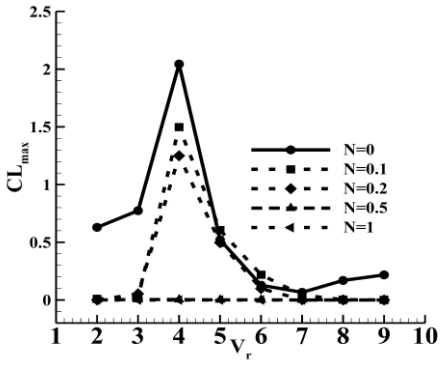
B_z	N بحرانی
$V_r = 3$	0.1
$V_r = 4$	0.1
$V_r = 5$	0.5
$V_r = 6$	0.5
$V_r = 7$	0.2
$V_r = 8$	0.1
$V_r = 9$	0.1

شکل (۱۳–الف) تغییرات بیشینه نوسان در راستای x (حرکت طولی)، شکل (۱۳–ب) تغییرات بیشینه ضریب لیفت، شکل (۱۳–ج) تغییرات بیشینه نوسان ضریب درگ را بر حسب مقادیر مختلف سرعت‌های کاهش یافته و عدد استوارت (مقادیر مختلف قدرت میدان B_z) نشان می‌دهد. با توجه به شکل مشاهده می‌شود که با افزایش قدرت میدان، نوسانات طولی به طور کامل کاهش می‌یابد. به عنوان مثال، بیشینه جابه‌جایی طولی، برای عدد استوارت ۰/۱، ۰/۲، ۰/۵ و ۱ نسبت به حالت بدون میدان در $V_r = 6$ به ترتیب به میزان ۷۵، ۹۷، ۹۹,۹ و ۱۰۰ درصد کاهش یافته است. تغییرات دامنه ناسلت با سرعت کاهش یافته، نیز حاکی از آن است که با افزایش قدرت میدان از $N = 0.1$ تا $N = 1$، بیشینه دامنه نوسانات و همچنین عرض ناحیه قفل شدگی کاهش می‌یابند. همچنین، برای ضرایب لیفت و درگ نیز، مشاهده می‌شود که با افزایش قدرت میدان مغناطیسی در جهت z، بیشینه ضریب لیفت و دامنه نوسانی ضریب درگ به خوبی تا جایی کاهش یافته که برای مقادیر عدد استوارت بزرگتر از ۰/۵ این

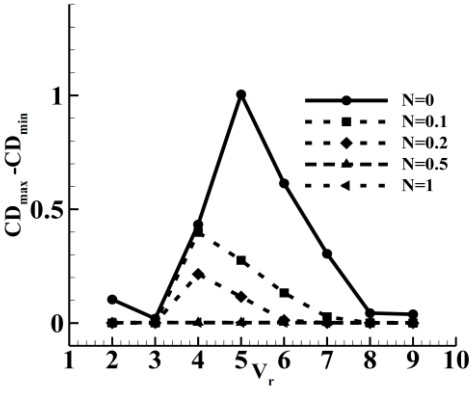
کمیت‌ها به سمت صفر میل می‌کنند.



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۱۳ اثر افزایش قدرت میدان مغناطیسی در جهت z (افزایش عدد استوارت) بر تغییرات: الف) بیشینه نوسان در راستای x(حرکت طولی)، ب) بیشینه ضریب لیفت، ج) بیشینه دامنه نوسانی ضریب درگ با سرعت کاهشی

نتیجه گیری

در این مطالعه، تأثیر میدان مغناطیسی یکنواخت در راستای عمود بر صفحه جریان (در راستای z) بر کنترل فعال ارتعاشات ناشی از گردابه حول یک استوانه قرار گرفته بر بستر الاستیک مورد ارزیابی قرار گرفته است. استوانه صلب بوده و می‌تواند آزادانه در جهات x و y ارتعاش کند. الگوریتم حل عددی سازه سیال از طریق مقایسه نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی جریان حول استوانه ساکن، تحت تأثیر میدان و ارتعاشات القایی ناشی از گردابه حول استوانه بدون حضور میدان، با نتایج سایر مراجع اعتبارسنجی گردید. محاسبات برای سرعت‌های کاهش یافته ۲ تا ۹ و همچنین مقادیر مختلف عدد استوارت برای میدان مغناطیسی B_z انجام شده است. مهم‌ترین مشاهدات به دست آمده از شبیه‌سازی‌های سیال- جامد به شرح زیر است:

۱. افزایش شدت میدان مغناطیسی در جهت z، جابه‌جایی عرضی استوانه را در تمام سرعت‌های کاهش یافته، کاهش داد. برای کنترل جابه‌جایی عرضی توسط اعمال میدان B_z، حداکثر قدرت میدان لازم برای کاهش کامل ارتعاشات $N = 0.5$ بوده و بنابراین اعمال میدان مغناطیسی در جهت عمود بر صفحه در کنترل و کاهش ارتعاشات القایی ناشی از گردابه حول استوانه با قابلیت نوسان طولی و عرضی کاملاً مؤثر است.

۲. نمودار خط سیر استوانه‌ها در سرعت‌های کاهش یافته ۳، ۵ و ۷ که ترتیب نماینده سه ناحیه مهم پیش از ورود به ناحیه قفل شدگی، بیشینه دامنه ارتعاشات در ناحیه قفل شدگی و شاخه پایینی ناحیه قفل شدگی هستند، نشان می‌دهند که با اعمال میدان مغناطیسی، استوانه‌ها مسیری گذرا را طی کرده و در مقادیر بزرگتر مساوی استوارت بحرانی، در یک نقطه پایدار می‌شوند.

۳. نتایج حاصل از نمودارهای پاسخ فرکانسی نشان می‌دهد، اعمال میدان مغناطیسی اگرچه توانسته است دامنه جابه‌جایی استوانه را کاهش دهد ولی تأثیری چندانی در پاسخ فرکانسی نداشته است. در واقع، توقف روند ریزش گردابه‌ها، دلیل اصلی کاهش دامنه جابه‌جایی استوانه می‌باشد نه تغییر فرکانس ریزش گردابه‌ها.

در ادامه این تحقیق، سعی خواهد شد، با نتایج به دست آمده از مطالعه حاضر و مقایسه آن با سایر تحقیقات انجام شده، کنترل حلقه بسته (بهره‌گیری از سیگنال فیدبک) جهت محاسبه ولتاژ مورد نیاز برای اعمال میدان مغناطیسی مورد توجه قرار گیرد. در سیستم کنترل حلقه بسته با تکیه بر اطلاعات به دست آمده از

سنسورها، می‌توان با مصرف کمترین میزان انرژی، بیشترین اثر کاهشی را بر ارتعاشات ناشی از جریان اعمال نمود.

فهرست علائم

علائم انگلیسی

V	سرعت، $\frac{m}{s}$
P	فشار، pa
J	بردار چگالی جریان الکتریکی، Am^{-2}
T	زمان، S
B	بردار میدان مغناطیسی، T
E	میدان الکتریکی، $\frac{V}{m}$
X	جابه‌جایی طولی بی‌بعد
$\dot{X}$	سرعت طولی بی‌بعد
$\ddot{X}$	شتاب طولی بی‌بعد
Y	جابه‌جایی عرضی بی‌بعد
$\dot{Y}$	سرعت عرضی بی‌بعد
$\ddot{Y}$	شتاب عرضی بی‌بعد
m^*	نسبت جرم سازه به سیال
V_r	سرعت کاهش یافته
C_A	نیروی محرک بی‌بعد
C_D	ضریب درگ
C_L	ضریب لیفت

علائم یونانی

τ	دوره تناوب، S
ξ	نسبت میرایی
σ	ضریب رسانش الکتریکی، $\frac{S}{m}$
ρ	چگالی، $\frac{Kg}{m^3}$
μ	ویسکوزیته، Pas

واژه نامه

Vortex-induced vibration	ارتعاش ناشی از جریان
Fluid-structure interaction	اندرکنش سازه–سیال
Lock-in	قفل شدگی
Open-loop control	کنترل حلقه باز
Finite volume method	روش حجم کنترل
Axial magnetic field	میدان مغناطیسی محوری

تقدیر و تشکر

مراجع

[1] K. Narendran and R. Jaiman, "Effect of near-wake jet on the lock-in of a freely vibrating square cylinder," *Physics of Fluids*, vol. 31, p. 053603, 2019.

[2] V. Bianchi, L. S. Silva, F. Cenci, S. Hirabayashi, H. Suzuki, and R. T. Gonçalves, "Spoiler plate effects on the suppression of vortex-induced motions of a single circular cylinder," *Ocean Engineering*, vol. 210, p. 107569, 2020.

[3] P. Li, L. Liu, Z. Dong, F. Wang, and H. Guo, "Investigation on the spoiler vibration suppression mechanism of discrete helical strakes of deep-sea riser undergoing vortex-induced vibration," *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 172, p. 105410, 2020.

[4] H. Ren, Y. Xu, J. Cheng, P. Cao, M. Zhang, S. Fu, *et al.*, "Vortex-induced vibration of flexible pipe fitted with helical strakes in oscillatory flow," *Ocean Engineering*, vol. 189, p. 106274, 2019.

[5] H. Zhu, G. Li, and J. Wang, "Flow-induced vibration of a circular cylinder with splitter plates placed upstream and downstream individually and simultaneously," *Applied Ocean Research*, vol. 97, p. 102084, 2020.

[6] S. Muddada and B. Patnaik, "Active flow control of vortex induced vibrations of a circular cylinder subjected to non-harmonic forcing," *Ocean Engineering*, vol. 142, Pp. 62-77, 2017.

[7] H. Zhu, T. Tang, H. Zhao, and Y. Gao, "Control of vortex-induced vibration of a circular cylinder using a pair of air jets at low Reynolds number," *Physics of Fluids,* vol. 31, p. 043603, 2019.

[8] F. Yuan, Y. Cao, C. Tu, and J. Lin, "Control of vortex shedding from two side-by-side cylinders using a pair of tangential jets," *AIP Advances,* vol. 10, p. 105129, 2020.

[9] I. Korkischko and J. Meneghini, "Suppression of vortex-induced vibration using moving surface boundary-layer control," *Journal of Fluids and Structures,* vol. 34, Pp. 259-270, 2012.

[10] L. Du and X. Sun, "Suppression of vortex-induced vibration using the rotary oscillation of a cylinder," *Physics of Fluids,* vol. 27, p. 023603, 2015.

[11] A. H. Rabiee and M. Esmaeili, "The effect of externally applied rotational oscillations on FIV characteristics of tandem circular cylinders for different spacing ratios," *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow,* vol. 37, Pp. 2128-2149, 2020.

[12] D. Vicente-Ludlam, A. Barrero-Gil, and A. Velazquez, "Flow-induced vibration control of a circular cylinder using rotational oscillation feedback," *Journal of Fluid Mechanics,* vol. 847, Pp. 93-118, 2018.

[13] P. Carbonell, X. Wang, and Z.-P. Jiang, "On the suppression of flow-induced vibration with a simple control algorithm," *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation,* vol. 8, Pp. 49-64, 2003.

[14] V. Gattulli and R. Ghanem, "Adaptive control of flow-induced oscillations including vortex effects," *International Journal of Non-Linear Mechanics,* vol. 34, Pp. 853-868, 1999.

[15] S. M. Hasheminejad, A. H. Rabiee, M. Jarrahi, and A. Markazi, "Active vortex-induced vibration control of a circular cylinder at low Reynolds numbers using an adaptive fuzzy sliding mode controller," *Journal of Fluids and Structures,* vol. 50, Pp. 49-65, 2014.

[16] A. Mehmood, A. Abdelkefi, I. Akhtar, A. Nayfeh, A. Nuhait, and M. Hajj, "Linear and nonlinear active feedback controls for vortex-induced vibrations of circular cylinders," *Journal of Vibration and control,* vol. 20, Pp. 1137-1147, 2014.

[17] A. H. Rabiee and M. Esmaeili, "Simultaneous vortex-and wake-induced vibration suppression of tandem-arranged circular cylinders using active feedback control system," *Journal of Sound and Vibration,* vol. 469, p. 115131, 2020.

[18] H. Garg, A. K. Soti, and R. Bhardwaj, "Thermal buoyancy induced suppression of wake-induced vibration," *International Communications in Heat and Mass Transfer,* vol. 118, p. 104790, 2020.

[19] H. Wan, J. A. DesRoches, A. N. Palazotto, and S. S. Patnaik, "Vortex-induced vibration of elliptic cylinders and the suppression using mixed-convection," *Journal of Fluids and Structures,* vol. 103, p. 103297, 2021.

[20] Y. Gao, J. Yang, Y. Xiong, M. Wang, and G. Peng, "Experimental investigation of the effects of the coverage of helical strakes on the vortex-induced vibration response of a flexible riser," *Applied Ocean Research,* vol. 59, Pp. 53-64, 2016.

[21] C. Wang, H. Tang, S. C. Yu, and F. Duan, "Active control of vortex-induced vibrations of a circular cylinder using windward-suction-leeward-blowing actuation," *Physics of Fluids,* vol. 28, p. 053601, 2016.

[22] H. Wang, L. Ding, L. Zhang, Q. Zou, and C. Wu, "Control of two-degree-of-freedom vortex-induced vibrations of a circular cylinder using a pair of synthetic jets at low Reynolds number: influence of position angle and momentum

coefficient," *International Journal of Heat and Fluid Flow,* vol. 80, p. 108490, 2019.

[23]H. Wan and S. S. Patnaik, "Suppression of vortex-induced vibration of a circular cylinder using thermal effects," *Physics of Fluids,* vol. 28, p. 123603, 2016.

[24]M. Esmaeili and A. H. Rabiee, "Active feedback VIV control of sprung circular cylinder using TDE-iPID control strategy at moderate Reynolds numbers," *International Journal of Mechanical Sciences,* vol. 202, p. 106515, 2021.

[25]G. Artana, R. Sosa, E. Moreau, and G. Touchard, "Control of the near-wake flow around a circular cylinder with electrohydrodynamic actuators," *Experiments in Fluids,* vol. 35, Pp. 580-588, 2003.

[26]H. Yoon, H. Chun, M. Ha, and H. Lee, "A numerical study on the fluid flow and heat transfer around a circular cylinder in an aligned magnetic field," *International Journal of Heat and Mass Transfer,* vol. 47, Pp. 4075-4087, 2004.

[27]T. Weier, G. Gerbeth, G. Mutschke, E. Platacis, and O. Lielausis, "Experiments on cylinder wake stabilization in an electrolyte solution by means of electromagnetic forces localized on the cylinder surface," *Experimental Thermal and Fluid Science,* vol. 16, Pp. 84-91, 1998.

[28]M. Bovand, S. Rashidi, J. Esfahani, S. Saha, Y. Gu, and M. Dehesht, "Control of flow around a circular cylinder wrapped with a porous layer by magnetohydrodynamic," *Journal of Magnetism and Magnetic Materials,* vol. 401, Pp. 1078-1087, 2016.

[29]J. H. Lee, J. H. Son, and I. S. Park, "Magnetohydrodynamics around a cylindrical wire carrying electric currents," *Journal of Mechanical Science & Technology,* vol. 34, Pp. 1567-1579, 2020.

[30]C. Zhi-Hua, F. Bao-Chun, Z. Ben-Mou, and L. Hong-Zhi, "Open loop control of vortex-induced vibration of a circular cylinder," *Chinese Physics,* vol. 16, p. 1077, 2007.

[31]H. Zhang, B.-c. Fan, Z.-h. Chen, and H.-z. Li, "Numerical study of the suppression mechanism of vortex-induced vibration by symmetric Lorentz forces," *Journal of Fluids and Structures,* vol. 48, Pp. 62-80, 2014.

[32]H. Zhang, M.-k. Liu, Y. Han, M.-y. Gui, J. Li, and Z.-h. Chen, "Suppression mechanism of two-degree-of-freedom vortex-induced vibration by Lorentz forces in the uniform flow," *Computers & Fluids,* vol. 159, Pp. 112-122, 2017.

[33]A. A. Mosaferi, M. Esmaeili, and A. H. Rabiee, "Effect of aligned magnetic field on the 2DOF VIV suppression and convective heat transfer characteristics of a circular cylinder," *International Communications in Heat and Mass Transfer,* vol. 130, p. 105807, 2022.

[34]S. Étienne and D. Pelletier, "The low Reynolds number limit of vortex-induced vibrations," *Journal of Fluids and Structures,* vol. 31, Pp. 18-29, 2012.

[35]S. Choi, H. Choi, and S. Kang, "Characteristics of flow over a rotationally oscillating cylinder at low Reynolds number," *Physics of Fluids,* vol. 14, Pp. 2767-2777, 2002.

[36]S. Singh and S. Mittal, "Vortex-induced oscillations at low Reynolds numbers: hysteresis and vortex-shedding modes," *Journal of Fluids and Structures,* vol. 20, Pp. 1085-1104, 2005.

[37]Y. Amini, S. Akhavan, and E. Izadpanah, "Vortex-induced vibration of a cylinder in pulsating nanofluid flow," *Journal of Thermal Analysis and Calorimetry,* vol. 140, Pp. 2143-2158, 2020.

CONTENTS

Application of Adaptive Time Spectral Method to Analyze Inviscid Compressible Flow Around a Pitching Airfoil	Samad Ghasemi - Seyyed Majid Malek Jafarian	1
Optimal Design of Divergent Part of an Over-expanded Nozzle Profile using Artificial Intelligence	Seyed Amin Bagherzadeh - Sobhan Emami Seyed Ahmadreza Salehi	19
Numerical Study of Improving the Aerodynamic Performance of the High Lift Devices in the Two-Element Airfoil	Meysam Izadi -Arash Shams Taleghani Reza Khaki	37
Prediction and Optimization of Mold Steel Hardness in Wire Cut Process Based on Fuzzy Inference System	Farshad Rabiei- Masoud Seidi - Zahra Seidy	53
Large Eddy Simulation of Film Cooling in Single Hole and Multi-holes	Yaser Taheri - Mehran Rajabi Zargarabadi Mehdi Jahromi	71
VIV Suppression in the Flow over a Circular Cylinder using Axial Magnetic Field	Amir Aslan Mosaferi - Mostafa Esmaeili Amir Hossein Rabiee	87

JOURNAL OF APPLIED AND COMPUTATIONAL SCIENCES IN MECHANICS

Ferdowsi University of Mashhad

ISSN: 2008-918X

Editor- in-Chief: Dr. Mehran Kadkhodayan **General Director:** Dr. Hamid Niazmand

Concessionaire: Ferdowsi University of Mashhad

Editorial Board:

Dr. Akbar Afaghi Khatibi	Associate Professor	RMIT University, Australia
Dr. Kazem Abhary	Associate Professor	University of South Australia, Australia
Dr. Aliakbar Akbarzadeh	Professor	RMIT University, Australia
Dr. Hamed Haddad Khodaparast	Associate Professor	Swansea University, UK
Dr. Masoud Boroomand	Professor	Amirkabir University of Technology
Dr. S.Mohammad Reza Khalili	Professor	K.N. Toosi University of Technology
Dr. Ehsan Roohi	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
Dr. Mahmoud Shariati	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
Dr. Ebrahim Shirani	Professor	Isfahan University of Technology
Dr. Masoud Tahani	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
Dr. Mohammad Reza Kazempour Mofrad	Professor	University of California, United States
Dr. Mehran Kadkhodayan	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
Dr. Hamid Moeenfard	Associate Professor	Ferdowsi University of Mashhad
Dr. Behdad Moghtaderi	Professor	University of Newcastle, Australia
Dr. Mohammad Reza Mahpeykar	Professor	Ferdowsi University of Mashhad
Dr. Simin Nasseri	Professor	Kennesaw, United States
Dr. Hamid Niazmand	Professor	Ferdowsi University of Mashhad

Text Editor: E. Dehghan **Executive Director:** T. Hooshmand
Typesetting: A. Noie

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics
Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad
P. O. Box: 91775-1111, Mashhad, I.R. IRAN
Tel: +98 51 38806024 Fax: +98 51 38763301
Email: ejour@um.ac.ir Web site: http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir
Indexed in: ISC, SID, Magiran, EBSCO

ISSN 2008 - 918X

Ferdowsi University
of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Application of Adaptive Time Spectral Method to Analyze Inviscid Compressible Flow Around a Pitching Airfoil 1
Samad Ghasemi - Seyyed Majid Malek Jafarian

Optimal Design of Divergent Part of an Over-expanded Nozzle Profile using Artificial Intelligence 19
Seyed Amin Bagherzadeh - Sobhan Emami
Seyed Ahmadreza Salehi

Numerical Study of Improving the Aerodynamic Performance of the High Lift Devices in the Two-Element Airfoil 37
Meysam Izadi -Arash Shams Taleghani - Reza Khaki

Prediction and Optimization of Mold Steel Hardness in Wire Cut Process Based on Fuzzy Inference System 53
Farshad Rabiei- Masoud Seidi - Zahra Seidy

Large Eddy Simulation of Film Cooling in Single Hole and Multi-holes 71
Yaser Taheri - Mehran Rajabi Zargarabadi
Mehdi Jahromi

VIV Suppression in the Flow over a Circular Cylinder using Axial Magnetic Field 87
Amir Aslan Mosaferi - Mostafa Esmaeili
Amir Hossein Rabiee

Serial No. 31

Vol. 35, No.1
Spring 2023