



## Implementation of Continuous Blowing and Synthetic Jet Actuators to Control the Flow Separation over a Fully Stalled Airfoile

Dj. Kamari. Kamari, M. Tadjfar\*

Turbulence and Multiphase Lab., Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University, Tehran, Iran

**ABSTRACT:** Continuous blowing and synthetic jet actuators were implemented to investigate their effects on a fully stalled airfoil. An opening tangential to the boundary layer configuration was installed over the suction surface of the Selig-Donovan airfoil at the angle of attack of  $16^\circ$  and Reynolds number of 60,000. An optimization analysis was carried out to look for the optimum operational design point. Genetic algorithm, artificial neural network, and computational fluid dynamic simulations were combined to perform the optimization. Inserting location, opening diameter, velocity amplitude, and synthetic jet frequency were considered as design variables. Results indicated a significant improvement in aerodynamic characteristics, performance, and lift and drag coefficients. Using unsteady actuation caused a better improvement in aerodynamic characteristics compared to the steady case and also led to a remarkable reduction in the applied momentum coefficient. Contours of different flow field parameters were depicted for both cases and their similarities and dissimilarities were identified. Moreover, the synthetic jet actuator displayed a lower increase in the friction coefficient than the continuous blowing actuator. Therefore, it showed a higher performance improvement in comparison with the continuous blowing jet..

### Review History:

Received: Jan. 09, 2021

Revised: Apr. 14, 2021

Accepted: Apr. 15, 2021

Available Online: Apr. 18, 2021

### Keywords:

Optimization

Active flow control

Synthetic jet

Constant blowing

Genetic algorithms

### 1- Introduction

Manipulation of flow pattern to achieve the most desired condition is one of the research interests in fluid mechanics. Different flow control approaches are classified as active or passive methods. Synthetic jets, blowing and suction actuators are categorized as Active Flow Control (AFC) methods while roughness, vortex generators, and dimples act passively. Active techniques have superiority over passive ones due to the possibility of being ON/OFF during the different conditions.

Müller-Vahl [1] studied the effectiveness of constant blowing in the suppression of deep dynamic stall. Their results demonstrated that a momentum coefficient of 7.2 percent was able to completely eliminate the separation over the suction side. Wang et al. [2] applied both steady and unsteady blowing over the flap part of an infinite wing with NACA0025 airfoil section. They showed that increasing unsteady actuation frequency enhanced the lift coefficient up to a critical point. Beyond this point, the performance of cases using unsteady actuator still had higher effectiveness than constant blowing. Hosseini et al. [3] investigated the injection angle role of an unsteady actuator on film cooling. Three different frequencies 2, 50, and 500 Hz were considered in this study. Their results implied that the maximum efficiency was attainable at incidences tangent to

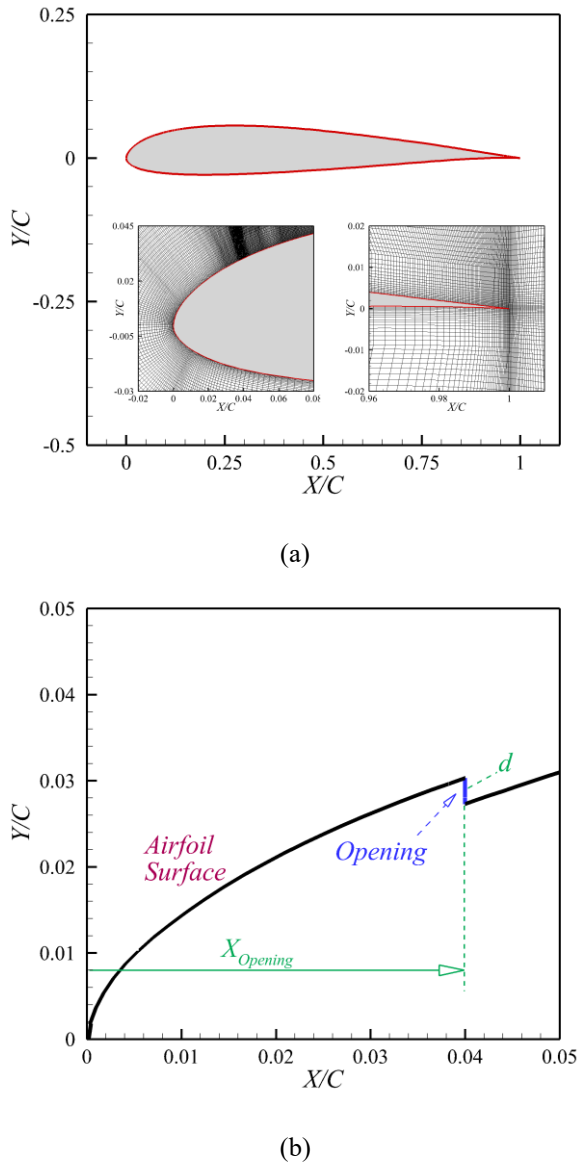
the wall. Moreover, two distinct optimum effective zones in heat transfer control were detected.

Synthetic Jet Actuators (SJA) are zero net mass flux actuators which have periodic behavior. They have two separate half cycles, inhaling the low momentum flow from the boundary layer and injecting back the same amount of mass flow into the boundary layer, now having a higher momentum. Their performance is usually simulated with a sine function. Tadjfar and Asgari [4, 5] studied the effects of SJA and continuous blowing to control the deep stall over a NACA0012 airfoil. Their results indicated the importance of actuation velocity amplitude, the phase difference of the pitching movement, and the actuator phase on the separation suppression. Kim and Kim [6] employed SJA to control the vast separation zone formed over the NACA23010 airfoil at high angles of attack. It was found that the low frequencies SJAs could penetrate leading edge vortices and resize them efficiently while reducing the penetration into leading edge vortices due to the high frequencies actuation caused a reduction in actuator performance. Moreover, it was concluded that momentum coefficient had a direct influence on the flow control, so that more momentum coefficient provided higher flow control efficiency.

Duvigneau and Visonneau [7] conducted an optimization study with three design variables to control the flow separation over the NACA0015. They introduced the momentum coefficient, injection angle, and frequency as

\*Corresponding author's email: mtadjfar@aut.ac.ir





**Fig. 1. (a) SD7003 geometry and structured computational domain (b) TBL opening configuration and the computational grid close to opening**

design variables. They also considered the location effects on the AFC performance. Obtained results demonstrated that the design variables had moderate effects at incidences below 18 degrees while their effects become more significant at angles above 20 degrees. Different optimization studies using various types of flow control methods were accomplished by researchers. The readers are referred to [8-10] for more details.

This study applied both continuous blowing and synthetic jet actuator as AFC over SD7003 airfoil. An optimization analysis was conducted to reach the optimum condition of the actuator's performance. The location, the actuation

velocity amplitude, the frequency, and the injection angle were considered as design variables.

## 2- Methodology and Numerical Approach

The optimization algorithm used a Genetic Algorithm, (GA) and Artificial Neural Network (ANN), to find the optimum condition. The ANNs were trained by an initial database generated by evolving some real Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS) results. Then, GA used the ANNs as objective functions predictors during the progression of the optimization. The output of this coupling was re-examined by Computational Fluid Dynamic (CFD) solutions. If the convergence criterion was met, the optimization progress was accomplished. Otherwise, new real data was added to the database, and ANN was retrained. This trend was iterated until a suitable convergence was attained.

A 2D Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes, URANS, accompanied with  $k\omega$ -SST as turbulence model for the CFD section. The uncontrolled SD7003 airfoil experiences a full deep stall condition and forms a widespread separation area at the Reynolds number of 60,000 based on the chord length and angle of attack of  $16^\circ$ . Two different AFC methods were applied over the suction surface of the airfoil to suppress the flow separation. The airfoil geometry, the Tangential to Boundary Layer (TBL) opening configuration, and the structured mesh near the leading and trailing edges were illustrated in Fig. 1.

## 3- Results and Discussion

An optimization study was performed to control the wide flow separation over an SD7003 airfoil at the incidence of  $16^\circ$  by using both Continuous Blowing Actuator (CBA) and SJA. The installation location, actuation velocity amplitude, opening height, and actuation frequency were considered as design variables. The varying ranges of these variables are presented in Table 1.

The optimum ranges of design variables are given in Table 2. It can be seen that the opening location was moved upstream in the proximity of the leading edge. This means that the optimum location is placed at a location close to natural separation onset. Also, both velocity ratio and opening length had reached the maximum value of their

**1. Table 1. Range of Design Variables**

| Design Variable                         | Range            |
|---|------------------|
| Install Location ( $X_o$ )              | 4 ~ 16 [%C]      |
| Velocity Amplitude ( $U_A / U_\infty$ ) | 0.1 ~ 5          |
| Opening Height / Diameter ( $d$ )       | 0.05 ~ 0.30 [%C] |
| Non-Dimensional Frequency ( $F^+$ )     | 0.1 ~ 4          |

**Table 2. Optimum design variables ranges**

| Design Variable  | Uncontrolled | CBA         | SJA           |
|------------------|--------------|-------------|---------------|
| $X_O$ [%C]       | -            | 4 ~ 4.2     | 4.00 ~ 4.01   |
| $d$ [%C]         | -            | 0.27 ~ 0.3  | 0.288 ~ 0.30  |
| $U_A / U_\infty$ | -            | 4.76 ~ 5    | 4.87 ~ 5.00   |
| $F^+$            | -            | -           | 2.30 ~ 4.00   |
| $C_\mu$          | -            | 14 ~ 15     | 5.98 ~ 6.08   |
| $C_l$            | 0.8205       | 1.76 ~ 1.86 | 1.61 ~ 1.64   |
| $C_d$            | 0.233        | 0.16 ~ 0.17 | 0.093 ~ 0.097 |
| $L / D$          | 3.697        | 10.5 ~ 11.4 | 16.8 ~ 17.6   |

ranges. As a result, the maximum feasible momentum coefficient is required to control the vast flow separation occurred in uncontrolled condition. Furthermore, the range of non-dimensional frequency showed that there is a large interval of from 2.3 to 4 where the actuator efficiency did not change beyond 2.3.

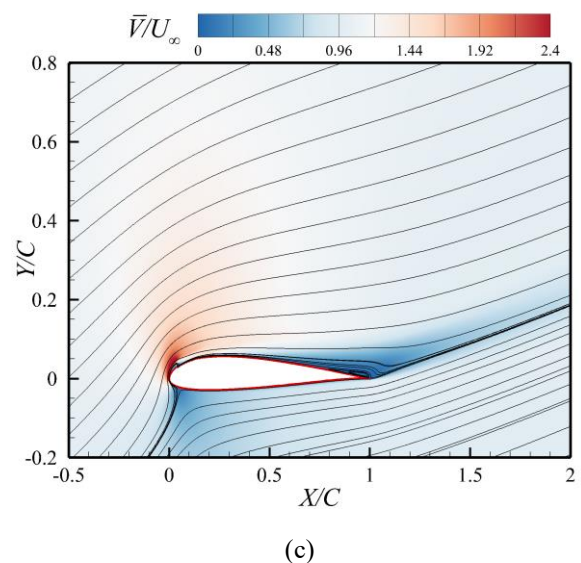
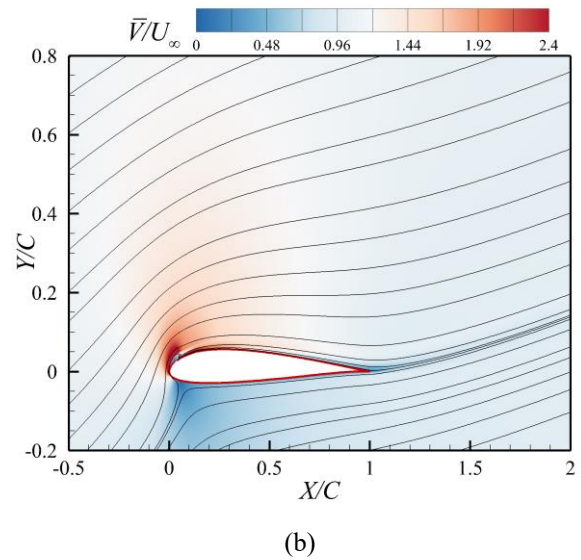
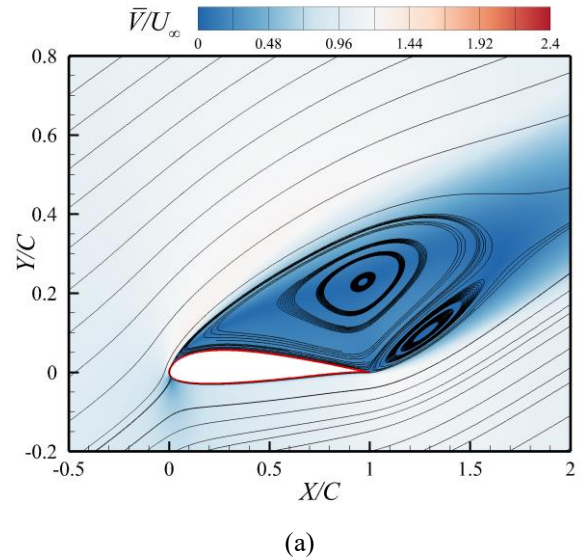
These results implied that the airfoil performance was increased by a factor of 4 in the case of using SJA. Moreover, the CBA is more efficient in lift coefficient increase while SJA is more powerful in drag reduction and performance improvement.

Velocity contours embedded with flow field streamlines are depicted in Fig. 2 for both controlled and uncontrolled conditions. The results showed that the AFC methods considerably suppressed the vast separation formed over the suction surface. Also, the aerodynamic characteristics were improved by enhancing the lift and reducing the drag force, especially pressure drag. Moreover, the results revealed that SJA had a lower blowing momentum coefficient than CBA while it kept the overall performance.

**4- Conclusions**

An optimization study was conducted to find the optimum operating condition of an airfoil implemented by both CBA and SJA as active flow controllers. These actuators were installed tangentially to the boundary layer. Both flow controller methods could suppress the extensive separation area formed over the fully stalled airfoil, significantly.

The SJA was more efficient in performance improvement and drag reduction, while CBA had the greater capability in increasing the lift force. Indeed, the required momentum coefficient for preparing the optimum performance using SJA was considerably lower than CBA.



**Fig. 2. Velocity magnitude contour and streamlines (a) Uncontrolled (b) CBA (c) SJA at Reynolds number of 60,000 and incidence angle of 16°**

## References

- [1] H.F. Müller-Vahl, C. Strangfeld, C.N. Nayeri, C.O. Paschereit, D. Greenblatt, Control of Thick Airfoil, Deep Dynamic Stall Using Steady Blowing, *AIAA Journal*, 53(2) (2015) 277-295.
- [2] Y. Wang, P. Zhou, J. Yang, Parameters effect of pulsed-blowing over control surface, *Aerospace Science and Technology*, 58 (2016) 103-115.
- [3] S.Z. S. M. Hosseini Baghdad Abadi, M. Rajabi Zargar Abadi, Numerical Investigation of the Effect of Coolant Injection Angle on the Pulsed Film Cooling Effectiveness of Square Wave Flow on Flat, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 52(64) (2018) 525-532.
- [4] M. Tadjfar, E. Asgari, The Role of Frequency and Phase Difference Between the Flow and the Actuation Signal of a Tangential Synthetic Jet on Dynamic Stall Flow Control, *Journal of Fluids Engineering*, 140(11) (2018) 1-13.
- [5] M. Tadjfar, E. Asgari, Active Flow Control of Dynamic Stall by Means of Continuous Jet Flow at Reynolds Number of  $1 \times 10^6$ , *Journal of Fluids Engineering*, 140(1) (2018) 1-10.
- [6] S.H. Kim, C. Kim, Separation control on NACA23012 using synthetic jet, *Aerospace Science and Technology*, 13(4-5) (2009) 172-182.
- [7] R. Duvigneau, M. Visonneau, Simulation and optimization of stall control for an airfoil with a synthetic jet, *Aerospace Science and Technology*, 10(4) (2006) 279-287.
- [8] K. Ekradi, A. Madadi, Performance improvement of a transonic centrifugal compressor impeller with splitter blade by three-dimensional optimization, *Energy*, 201 (2020) 1-13.
- [9] Z.H. Han, K.S. Zhang, W.P. Song, Z.D. Qiao, Optimization of Active Flow Control over an Airfoil Using a Surrogate-Management Framework, *Journal of Aircraft*, 47(2) (2010) 603-612.
- [10] D.J. Zhao, Y.K. Wang, W.W. Cao, P. Zhou, Optimization of Suction Control on an Airfoil Using Multi-island Genetic Algorithm, *Procedia Engineering*, 99 (2015) 696-702.

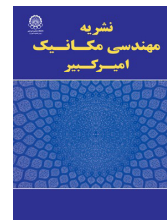
### HOW TO CITE THIS ARTICLE

D. Kamari, M. Tadjfar, *Effect of Start of Injection Timing on Waste Heat Recovery Capacity in a Reactivity Controlled Compression Ignition Engine*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 53(9) (2021) 1141-1144.

DOI: 10.22060/mej.2021.19377.7011







## به کارگیری عملگر فعال دمشی پایا و جت مصنوعی ناپایا در کنترل جدایی و واماندگی جریان روی بالواره

جواد کمری، مهرا تاجفر\*

آزمایشگاه جریان‌های آشفته و جریان‌های دوفاز، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران.

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۹/۰۹/۲۰  
بازنگری: ۱۴۰۰/۱/۲۵  
پذیرش: ۱۴۰۰/۰۱/۲۶  
ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۱/۲۹

### کلمات کلیدی:

بهینه‌سازی  
کنترل فعال جریان  
جت دمشی  
جت مصنوعی  
الگوریتم ژنتیکی

### خلاصه:

عملگرهای کنترل فعال جریان به شکل دمش پایا و جت مصنوعی برای بهبود شرایط جریان روی بالواره دارای واماندگی استاتیکی مورد استفاده قرار گرفتند. بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک کوپل شده با شبکه عصبی برای یافتن نقطه بهینه عملکردی این دو نوع عملگر که به صورت ماس بر سطح بر روی بالواره با زاویه حمله ۱۶ درجه و عدد رینولدز جریان بر اساس وتر بال برابر ۶۰،۰۰۰ قرار داده شده‌اند، صورت داده شد. مکان جایگذاری عملگر، عرض / قطر دهانه خروجی عملگر، انرژی تزریقی به میدان جریان بوسیله عملگر و نیز فرکانس تحریک آن به عنوان متغیرهای اصلی بهینه‌سازی در نظر گرفته شدند. نتایج بدست آمده بهبود چشمگیری را در مقادیر مربوط به ضرایب برآ، پسا و کارایی بالواره با بهره‌گیری از هر دو عملگر کنترل کننده جریان نشان می‌داد. این بهبود با کاهش چشمگیر و حتی حذف کل ناحیه جدایی شکل گرفته روی بالواره همراه بود و پسای فشاری را بطور چشمگیری کاهش داده و افزایش ضریب برآ و کارایی کلی بالواره را در پی داشت. از سویی دیگر دیده شد که تحریک ناپایا میدان جریان با استفاده از جت مصنوعی ضمن کاهش مقدار مومنتوم تزریقی، بهبود بیشتری را در ضرایب آیرودینامیکی کارایی و پسای بالواره به همراه دارد. همچنین خصوصیات میدان با حضور این دو عملگر فعال جریان بررسی و با حالت بدون کنترل مقایسه شد.

### ۱- مقدمه

و القایی در جهت کاهش مصرف سوخت و افزایش قدرت مانوری و مداومت پروازی وسیله پرنده می‌پردازند. کنترل کننده‌های جریان در یک تقسیم بندی به دو گروه فعال<sup>۶</sup> و غیرفعال<sup>۷</sup> قابل تقسیم هستند. کنترل کننده‌های غیرفعال، مانند گردابه‌سازها<sup>۸</sup> و زبری<sup>۹</sup>، به منبع انرژی خارجی برای انجام مأموریت خود نیاز ندارند. در حالی که کنترل کننده‌های فعال<sup>۱۰</sup> به مانند جت‌های دمشی، منافذ مکشی و جت مصنوعی<sup>۱۱</sup> به منبع انرژی خارجی برای کنترل جریان نیازمند هستند.

مولر-واهل و همکاران [۱] در مطالعه‌ای تجربی به بررسی اثرات به کارگیری دمش پایا<sup>۱۲</sup> بر روی واماندگی عمیق دینامیکی<sup>۱۳</sup> پرداختند. دیده شد که بیشینه کارایی با قرار دادن روزنه خروجی در نزدیکی لبه حمله حاصل

تغییر در رفتار و مشخصات میدان جریان به سمت الگوی دلخواه و مطلوب از مسائل همیشگی است که پژوهشگران زیادی در حوزه مکانیک سیالات به آن پرداخته‌اند. می‌توان به کاربردهای مختلفی از کنترل جریان در مکانیک سیالات در زمینه آیرودینامیک، حوزه انتقال حرارت و نیز سوخت و احتراق اشاره نمود. در زمینه انتقال حرارت گاهی به مانند بویلرها و کندانسورها به اختلاط و انتقال حرارت حداکثری و گاه به مانند خنک کاری لایه‌ای<sup>۱</sup> به انتقال حرارت بی دررو<sup>۲</sup> نیاز است. در حوزه سوخت و احتراق نیز در حالت کلی بهینه‌سازی با بیشینه راندمان و کمینه آلاینده‌گی مورد توجه است. حال آنکه در آیرودینامیک در شکل کلی به بررسی افزایش حداکثری کارایی<sup>۳</sup> و ضریب برآ<sup>۴</sup> همزمان با کاهش ضرایب پسای<sup>۵</sup> اصطکاکی، فشاری

- 6 Active
- 7 Passive
- 8 Vortex generator
- 9 Roughness
- 10 Active Flow Controllers (AFC)
- 11 Synthetic jet
- 12 Continuous blowing
- 13 Deep dynamic stall

- 1 Film cooling
- 2 Adiabatic heat transfer
- 3 Performance ( $L/D$ )
- 4 Lift coefficient
- 5 Drag coefficient

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: mtadifar@aut.ac.ir

حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه امیرکبیر داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (Creative Commons License) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس <https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode> دیدن فرمایید.



متناوب عموماً با توابع سینوسی و کسینوسی قابل بیان می‌باشد. در واقع عملگر جت مصنوعی با مکش جریان جداشده با مومنتوم پایین و صرف انرژی و دمش آن با مومنتوم بالاتر در بازه دوم کاری، مومنتومی به میدان جریان افزوده و سبب کنترل جریان سبب می‌گردد. خالص جرم عبوری از یک عملگر جت مصنوعی در طول یک دوره تناوب آن صفر است. بنابراین این عملگر فعال به منبع سیال ثانویه جهت تزریق به میدان جریان نیاز ندارد و از این جهت مورد توجه است. کیم و کیم [۶] با بکارگیری عملگر جت مصنوعی تنها و نیز زوج عملگر به مطالعه اثرات کنترلی این دو آرایش در کنترل جریان جدا شده و وسیع بوجود آمده بر روی بالواره با مقطع ناکا-۲۳۰۱۲ در زوایای حمله<sup>۶</sup> بالا پرداختند. این مطالعه نشان می‌داد که جت مصنوعی در فرکانس‌های پایین در گردابه‌های لبه حمله نفوذ می‌نماید و به صورت کارآمدی موجب تغییر اندازه گردابه تشکیل شده می‌شود، در حالی که این نفوذ در فرکانس‌های بالا کاهش یافته و افتی را در کارایی عملگر نشان می‌دهد. آن‌ها بیان داشتند که ضریب مومنتوم عملگر مصنوعی تأثیر مستقیم بر روی کنترل جریان دارد. همچنین بکارگیری زوج عملگر مصنوعی سبب می‌گردد تا کارایی یکسانی را نسبت به عملگر تنها و با اعمال ضریب مومنتوم پایین‌تر شاهد باشیم. اکاتریاناریس [۷] عملگر جت مصنوعی را بر روی بالواره دوبعدی تی-ای-یو-۰۰۱۵<sup>۷</sup> که نسخه ویرایش شده بالواره ناکا-۰۰۱۵ می‌باشد را در جریان با عدد رینولدز برابر با ۱/۲ میلیون به کار بست. نتایج نشان می‌داد که افزایش مقدار دامنه سرعت تحریک، عملکرد بهتری را برای جت مصنوعی به همراه دارد. همچنین اعمال فرکانس بی بعد نزدیک به یک سبب می‌شود تا برای داشتن کارایی مناسب، مقدار دامنه سرعت تحریک پایین‌تر هم کفایت بنماید. تاجرف و عسگری [۸ و ۹] در دو مطالعه جداگانه به بررسی اثرات بکارگیری دمش پایا و جت مصنوعی در کنترل واماندگی دینامیکی بر روی بالواره ناکا-۰۰۱۲ در جریان با عدد رینولدز یک میلیون پرداختند. داده‌های خروجی از اهمیت دامنه سرعت تحریک و نیز اختلاف فاز بین فاز حرکتی و فاز عملگر کنترل کننده جریان حکایت داشت. مطالعه عددی منیر و همکاران [۱۰] بیان می‌داشت که عملگر جت مصنوعی در زوایای حمله پایین بهبود چشمگیری را در خصوصیات آیرودینامیکی ایجاد نمی‌نماید. همچنین هنگامی که روزه خروجی مماس بر سطح<sup>۸</sup> می‌باشد، اثرگذاری و بهبود چشمگیری را نسبت به حالتی که روزه جریان متقاطع با جریان اصلی است، شاهد هستیم. ین و احمد [۱۱] مطالعه

شد و جریان جدا شده بر روی سطح مکشی<sup>۱</sup> با بکارگیری ضریب مومنتومی برابر با ۷/۲ درصد به صورت کامل برطرف شد. چن و همکاران [۲] مطالعه تجربی را برای بررسی اثرات دمش پایا بر روی بالواره<sup>۲</sup> ضخیم بیضی‌گون انجام دادند. آن‌ها اثرات مؤلفه‌های گوناگون از قبیل مقدار پهنای حفره، محل و نحوه قرارگیری روزه خروجی را بررسی نمودند. مطالعه آنها بیان می‌داشت که روزه خروجی باید تا حد امکان کوچک بوده و در نزدیکی محل وقوع نقطه جدایی طبیعی جریان واقع گردد. حسینی و رجبی [۳] نیز در مطالعه‌ای به بررسی اثرات زوایای تزریق ناپایا بر روی خنک‌کاری لایه‌ای پرداختند. در این مطالعه تزریق بصورت نوسانات مربعی در سه فرکانس ۲، ۵۰ و ۵۰۰ هرتز صورت گرفت. داده‌های خروجی بیشینه اثربخشی را در زوایای نزدیک به سطح نشان می‌داد. ضمن آنکه در حالی که در فرکانس‌های پایین بیشینه اثربخشی در پایین دست روزه تزریق مشاهده شد، در فرکانس‌های بالا، بیشینه اثربخشی در ناحیه محدود و نزدیک به روزه صورت می‌گرفت. همچنین وانگ و همکاران [۴] دمش پایا و ناپایا را برای کنترل جریان بر روی بخش انتهایی برآزای بالواره‌ای با مقطع ناکا<sup>۲</sup>-۰۰۲۵ و عدد رینولدز ۸۰۰،۰۰۰ صورت دادند. نتایج نشان می‌داد که افزایش فرکانس تحریک در حالت ناپایا افزایش ضریب برآ را در پی داشته است و این افزایش تا یک نقطه بحرانی ادامه دارد. همچنین نتایج بیان می‌داشتند که عملگر ناپایا در فرکانس‌های تحریک با مقداری بیش از مقدار بحرانی بیان شده، کارایی بهتری را به نسبت عملگر پایا نشان می‌دهد. جئورجی و همکاران [۵] در مطالعه‌ای عددی اثرات جت دمشی پایا و جت مصنوعی بر روی جدایی بوجود آمده بر روی پره کمپرسور بررسی و مقایسه نمودند. مطالعه آنها نشان داد که میزان گردابه‌های بوجود آمده در مسیر حرکت سیال در کمپرسور با افزایش فرکانس تحریک جت مصنوعی کاهش می‌یابد. ضمن آنکه نتایج نشان می‌داد که بهبود بدست آمده در افت فشار کل از افزایش صورت پذیرفته در ضریب توزیع فشار روی پره کمپرسور بیشتر است. همچنین بنظر می‌رسد که در مقدار مشابه از دامنه<sup>۴</sup> جت خروجی و تزریقی به میدان جریان، جت پایا عملکرد بهتری در بازیابی جریان جداشده<sup>۵</sup> دارد. در ضمن می‌توان دید که برای جت با ضریب مومنتوم یکسان، کاهش نسبی افت فشار در هنگام بکارگیری جت مصنوعی دو برابر جت پایاست.

عملگرهای جت مصنوعی دارای رفتاری متناوب هستند که این رفتار

- 1 Suction surface
- 2 Airfoil
- 3 NACA
- 4 Amplitude
- 5 Reattachment

6 Angles of attack

7 TAU-0015

8 Tangential to Boundary Layer (TBL)

بالواره اپلر-ای ۳۸۷<sup>۱</sup> بهینه نمودند. آن‌ها روزه‌ها را بر روی سطح فوقانی بالواره معرفی و دو چیدمانی را برای آن ارائه نمودند. دیده شد که مکان جایگذاری روزه‌های خروجی نقش مهمی را در کاهش پسای ایجاد شده داراست. هن و همکاران [۱۷] در مطالعه سه متغیره مشابهی، دستیابی به بیشینه مقدار ضریب برآ با بکارگیری الگوریتم ژنتیک را بررسی نمودند. آن‌ها در این مطالعه از روش مدل جایگزین برای تخمین مقدار تابع هدف به جای شبیه‌سازی به کمک مکانیک سیالات محاسباتی<sup>۲</sup> بهره بردند. اِکرادی و مددی [۱۸] نیز در یک بهینه‌سازی که به بررسی تغییرات اثرات تغییر هندسی پره با استفاده از الگوریتم ژنتیک صورت گرفت، از شبکه عصبی برای جایگزینی داده‌های خروجی شبیه‌سازی عددی میدان جریان بهره گرفتند.

مطالعه حاضر به یافتن نقطه بهینه عملکردی در بکارگیری کنترل‌کننده‌های فعال جریان برای عملگرهای دمشی پایا و جت مصنوعی ناپایا می‌پردازد. به همین منظور به بهینه‌سازی متغیرهای طراحی در کنترل فعال میدان جریان با استفاده از الگوریتم ژنتیک کوپل شده با شبکه عصبی پرداخته می‌شود. متغیرهای طراحی مختلفی در مطالعات موجود بیان شده‌اند که از آن میان متغیرهایی که بیشترین اهمیت و استفاده را داشته‌اند در نظر گرفته شدند. این متغیرها مکان جایگذاری عملگر، دامنه سرعت تحریک، عرض خروجی روزه و فرکانس تحریک می‌باشند. همچنین شرایط کنترل شده بهینه با حالت بدون کنترل مقایسه شدند و خصوصیات میدان جریان کنترل شده مورد بررسی قرار گرفت.

## ۲- روش عددی

### ۲-۱- حل گر میدان جریان

معادلات ناویراستوکس ناپایا با متوسط‌گیری رینولدزی<sup>۳</sup> به صورت ضمنی<sup>۴</sup> برای حل میدان جریان دو بعدی حول بالواره اس-دی-۷۰۰۳<sup>۵</sup> استفاده شدند. از مدل توربولانسی انتقال تنش برشی چهار معادله‌ای کی-امگا اس-اس-تی<sup>۶</sup> [۱۹ و ۲۰] برای تعیین مقدار ویسکوزیته توربولانسی استفاده شد. این مدل توربولانسی افزون بر معادلات انرژی جنبشی و استهلاک، دارای دو معادله انتقال برای محاسبه متغیرهای اینترمیتنسی<sup>۷</sup>،  $\gamma$

تجربی را برای بررسی اثرات بکارگیری جت مصنوعی در نزدیکی لبه حمله را بر روی بالواره ناکا-۰۰۲۰ در حرکت دینامیکی ناشی از پیچش را بررسی نمودند. آن‌ها بیان داشتند که تحریک با دامنه کم، نقش مؤثرتری در بهبود شرایط واماندگی دینامیکی به نسبت تحریک با دامنه بالا دارد. سهنی و همکاران [۱۲] نیز در یک مطالعه عددی-تجربی، حضور جت مصنوعی بر روی بالواره ناکا-۴۴۲۱ در جریان با عدد رینولدز ۱۰۰،۰۰۰ با در نظر گرفتن دامنه‌های سرعت متفاوت برای عملگر مورد استفاده را بررسی نمودند. داده‌ها نشان می‌داد که ساختارهای گردابی در دامنه سرعت تحریک بالا بسیار اثرگذار هستند. در سال ۲۰۰۲ گلزر و آمیتای [۱۳] در مطالعه خود بیان نمودند که به کار گرفتن فرکانس تحریکی که حداقل یک مرتبه از فرکانس طبیعی جریان (فرکانس ریزش گردابه در پشت بالواره) بزرگ‌تر باشد، سبب مجزا شدن نیروهای آبرودینامیکی از مقدار اندازه فرکانس می‌گردد و به نوعی به حالت شبه-پایا می‌رسد.

در عمده مطالعاتی که پیش از این به آنها اشاره شد، متغیرهای اثرگذار بر کنترل جریان به صورت موضوعی مورد پژوهش و بررسی قرار گرفته‌اند. حال آنکه هر سیستم کنترلی متأثر از متغیرهای بسیاری است که تغییر در مقدار آنها می‌تواند تغییر چشمگیری در پاسخ نهایی سیستم را به همراه داشته باشد. به همین جهت برای دستیابی به نقطه بهینه عملکردی سیستم، روش‌های بهینه‌سازی مختلفی در این ارتباط معرفی و توسعه داده شدند. روش‌های بهینه‌سازی را به دو گروه گرادیان پایه و روش‌های خلاقانه می‌توان تقسیم نمود. از روش‌های گرادیان پایه به روش نیوتنی و از روش‌های فراابتکاری به کلونی مورچگان، الگوریتم ژنتیک و کلونی زنبور می‌توان اشاره نمود. شایان توجه است که از آنجایی که افزایش متغیرهای طراحی سبب بزرگ شدن فضای طراحی و هزینه‌های محاسباتی بصورت نمایی می‌گردد، می‌بایست در انتخاب متغیرهای طراحی دقت نظر داشت.

دویگنو و ویزینیو [۱۴] عملگر ناپایایی را برای کنترل جریان بر روی بالواره ناکا-۰۰۱۵ در شرایط واماندگی استاتیکی استفاده نمودند و با در نظر گرفتن سه متغیر طراحی ضریب مومنتوم، زاویه تزریق و فرکانس تحریک، بهینه‌سازی را بر روی میدان جریان دوبعدی صورت دادند. در ادامه دویگنو و همکاران [۱۵] به بررسی اثرات موقعیت قرارگیری عملگر بر روی بالواره پرداختند. نتایج بیان می‌داشت که تأثیرات این تغییرات در زاویه‌های حمله پایین زیر ۱۸ درجه در حد متوسط و در زاویه‌های حمله بالاتر از ۲۰ درجه بسیار چشمگیر هستند. ژائو و همکاران [۱۶] با بهره‌گیری از روش الگوریتم ژنتیک، مکان روزه عملگر فعال و نیز ضریب مومنتوم مناسب را بر روی

- 1 E387
- 2 Computational Fluid Dynamic (CFD)
- 3 URANS
- 4 Implicit
- 5 SD7003
- 6 k- $\omega$  SST
- 7 Intermittency

در هریک از مرزهای ورودی میدان جریان از رابطه (۱) [۱۹] بهره گرفته شد. در شبیه‌سازی عددی یو-رزنر<sup>۱</sup> نیاز است تا پاسخ‌های بدست آمده از حل معادلات حاکم بر میدان جریان، مستقل از تعداد سلول‌های بکار رفته در ساختار شبکه محاسباتی گردد. بنابراین به منظور بررسی استقلال شبکه در دو زاویه حمله ۱۳ و ۱۶ درجه مطالعه‌ای صورت گرفت. شکل ۲ بررسی تغییرات ضریب‌های آیرودینامیکی برآ و پسا در زاویه حمله ۱۶ درجه و نیز ضریب فشار روی سطح بالواره در زاویه حمله ۱۳ درجه را نشان می‌دهد. می‌توان دید که حل میدان جریان در شبکه‌های محاسباتی با تعداد سلول‌های بیش از ۶۶ هزار و ۵۰۰ سلول محاسباتی، تقریب بسیار نزدیک به یکدیگری از مقادیر متغیرهای بیان شده را به دست می‌دهد. بنابراین همین تعداد سلول برای دستیابی به کمینه هزینه محاسباتی برای شبیه‌سازی و حل میدان جریان اطراف بالواره کافی بنظر می‌رسد. در روابط (۲) تا (۷) نیز تعاریف مربوط به ضرایب آیرودینامیکی، ضریب‌های فشار و اصطکاک سطحی و نیز فرکانس بی بعد که در ادامه متن از آنها بهره گرفته خواهد شد، بیان شده‌اند.

$$Re_{\theta} = \begin{cases} [1173.51 - 589.428TI + (0.2196/TI^2)]F(\lambda_{\theta}); & \text{if } TI \leq 1.3 \\ [(331.5/(TI - 0.5658)^{0.671})]F(\lambda_{\theta}) & \text{if } TI > 1.3 \end{cases} \quad (1)$$

$$C_d = Drag\ force / (1/2 \rho_{\infty} U_{\infty}^2 A) \quad (2)$$

$$C_l = Lift\ force / (1/2 \rho_{\infty} U_{\infty}^2 A) \quad (3)$$

$$C_p = p - p_{\infty} / \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 \quad (4)$$

$$C_f = \tau_{wall} / \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 \quad (5)$$

$$C_{\mu} = \frac{Area_{jet}}{Area_{Ref.}} \times \frac{\rho_{SJA} \bar{U}_{SJA}^2}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2} \quad (6)$$

$$F^+ = \frac{f C}{U_{\infty}} \quad (7)$$

و عدد رینولدز برحسب ضخامت مومنتوم،  $Re_{\theta}$ ، می‌باشد. از این معادلات برای تعیین نقطه گذرش آرام به توربولانس جریان بهره گرفته می‌شود. از روش سیمپل اصلاح یافته<sup>۱</sup> برای ارتباط بین متغیرهای فشار و سرعت استفاده شد. در این روش ابتدا یک فشار حدس زده می‌شود و با حل معادلات مومنتوم مقادیر مؤلفه‌های سرعت تعیین می‌گردند. در ادامه از حل معادله پواسون برای تصحیح فشار و برآورده ساختن پایداری جرم استفاده می‌شود و این روند تا دستیابی به همگرایی مطلوب ادامه می‌یابد.

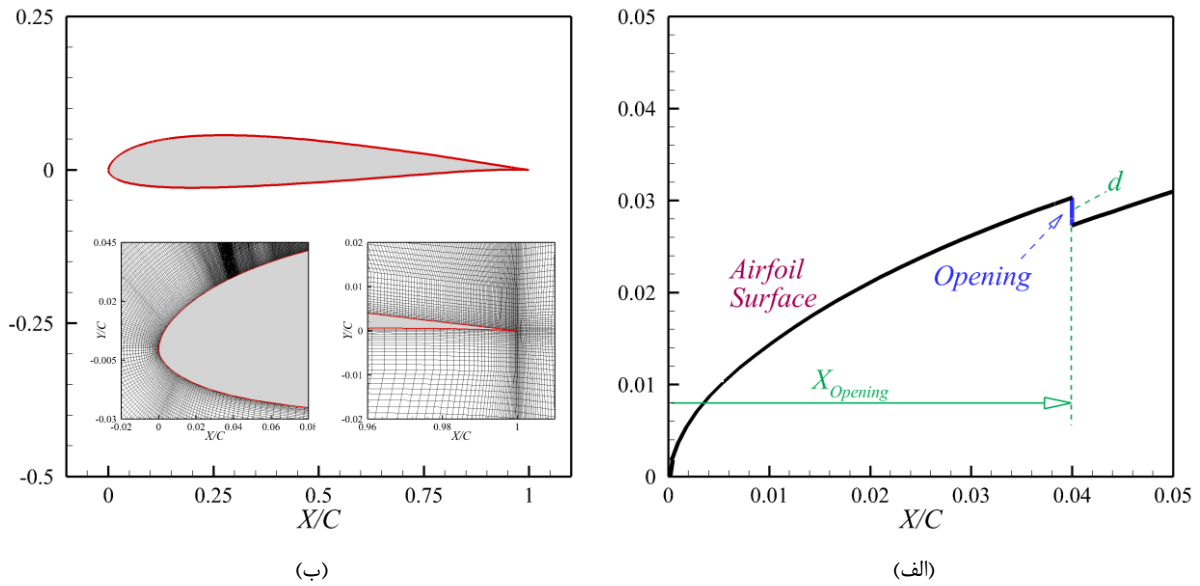
## ۲-۲- هندسه، شرایط مرزی و شبکه محاسباتی

بالواره با مقطع سلینگ-دانوان<sup>۲</sup> (اس-دی-۷۰۰۳) در جریان با عدد رینولدز بر حسب وتر بال<sup>۳</sup> برابر با ۶۰،۰۰۰ برای بهینه‌سازی بکارگیری عملگرهای فعال پایا و ناپایا استفاده شده است. همانطور که در شکل ۱-الف نشان داده شده است، روزنه خروجی جت‌ها مماس بر سطح مکشی بالواره به صورت آرایش تی-بی-ال<sup>۴</sup> قرار داده شده‌اند. در شکل ۱-ب هندسه بالواره و نیز شبکه محاسباتی تولید شده برای حل معادلات حاکم بر جریان نشان داده شده است. شبکه سازمان یافته بکار گرفته در این شبیه‌سازی عددی بصورت سی-اچ<sup>۵</sup> است و این شبکه بصورت اتوماتیک در طی مراحل بهینه‌سازی ایجاد می‌گردد.

شرط‌های مرزی سرعت ثابت و فشار ثابت به ترتیب در ورودی و خروجی میدان جریان این شبیه‌سازی در نظر گرفته شدند و به منظور بی اثر نمودن اثرات جریان در پایین دست و بالادست، میدان جریان به اندازه ده برابر طول وتر بالواره در هردو سوی مثبت و منفی راستای محور  $Y$ ، ده برابر طول وتر بالواره در ورودی میدان تا لبه حمله و پانزده برابر طول وتر بالواره از محل لبه فرار تا خروجی میدان جریان در نظر گرفته و توسعه داده شد. همچنین شرط عدم لغزش برای دیواره‌های بالواره اعمال شد و برای کنترل‌کننده‌های فعال جریان در روزنه ورودی، شرط مرزی مقدار سرعت اعمال گردید. این شرط مرزی سرعت در دمش پایا بصورت سرعت ثابت و در جت مصنوعی بصورت رابطه بیان شده در جدول ۱ که مقدار سینوسی برای سرعت در محل خروجی روزنه را بیان می‌دارد، اعمال گردید. صورت ریاضی شرایط مرزی بکارگرفته شده در شبیه‌سازی و حل عددی میدان جریان در جدول ۱ بیان شده‌اند. همچنین برای تخمین مقدار عدد رینولدز بر حسب ضخامت مومنتوم

- 1 SIMPLEC
- 2 Selig-Donovan
- 3  $Re_{\theta}$
- 4 TBL
- 5 C-H





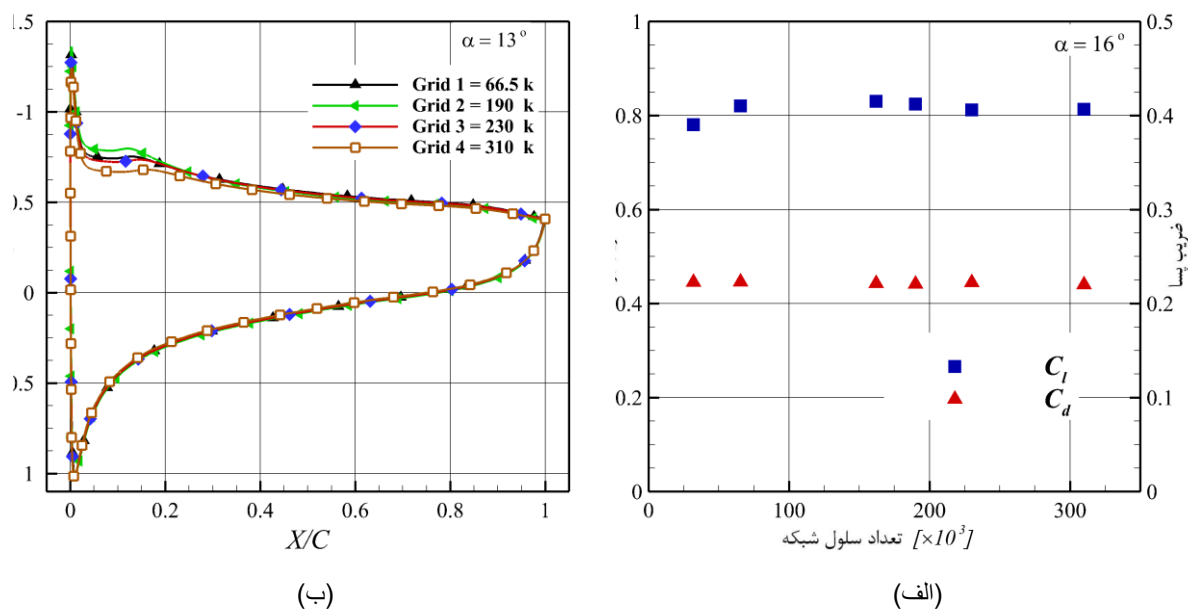
شکل ۱. (الف) هندسه در ناحیه محدود به روزنه عملگر کنترل جریان و شبکه محاسباتی در نزدیکی آن (ب) هندسه بالواره و شبکه محاسباتی در اطراف ناحیه لبه حمله و لبه فرار بالواره

Fig. 1. (a) TBL opening configuration and the computational grid close to opening (b) SD-7003 geometry and structured computational domain

جدول ۱. شرایط مرزی بکار گرفته شده در مرزهای میدان جریان برای شبیه‌سازی جریان اطراف بالواره اس-دی-۳۰۰۷

Table 1. Flow field boundary conditions

| نوع مرز           | شرط مرزی سرعت   | شرط مرزی فشار                                     | اینترمیتنسی ( $\gamma$ )                               | رینولدز بر حسب ضخامت مومنتوم ( $Re_\theta$ )              |
|-------------------|---|---|--|---|
| دیواره بالواره    | شرط عدم لغزش ( $\vec{U} = [0, 0]$ )                                 | شرط گرایان صفر                                    | شرط گرایان صفر   | شرط گرایان صفر  |
| ورودی میدان جریان | مقدار ثابت سرعت<br>$\vec{U} = [ U  \cos(\alpha),  U  \sin(\alpha)]$ | شرط گرایان صفر<br>$(\partial p / \partial n = 0)$ | $\gamma = 0.0$   | معادله (۱)  |
| خروجی میدان جریان | شرط گرایان صفر سرعت<br>$(\partial U / \partial n = 0)$              | فشار محیط<br>$(p = 0)$                            | شرط گرایان صفر<br>$(\partial \gamma / \partial n = 0)$ | شرط گرایان صفر<br>$(\partial Re_\theta / \partial n = 0)$ |
| عملگر جت مصنوعی   | $\vec{U}_{SJA} = U_A \sin(2\pi ft) \vec{n}$                         | شرط گرایان صفر<br>$(\partial p / \partial n = 0)$ | $\gamma = 0.0$   | معادله (۱)  |
| عملگر دمشی پایا   | $\vec{U}_{CBA} = U_A \vec{n}$                                       | شرط گرایان صفر<br>$(\partial p / \partial n = 0)$ | $\gamma = 0.0$   | معادله (۱)  |



شکل ۲. (الف) ضریب‌های برآ و پسا در زاویه حمله ۱۶ درجه (ب) توزیع ضریب فشار در روی سطح بالواره در زاویه حمله ۱۳ درجه با افزایش تعداد سلول‌های میدان جریان در بررسی استقلال شبیه‌سازی از شبکه محاسباتی

Fig. 2. (a) Lift and drag coefficients at incidence of  $16^\circ$  (b) Pressure coefficient distribution over the airfoil at  $\alpha = 13^\circ$  for different computational grids

ویسکوزیته توربولانسی، نیاز است تا اندازه فاصله بی‌بعد شده از سطح بالواره در راستای عمود بر آن،  $Y^+$ ، در محدوده مقدار یک حفظ گردد. به همین سبب در تمامی شبیه‌سازی‌های صورت گرفته این مقدار کمتر از یک نگه داشته شد.

### ۳- بهینه‌سازی

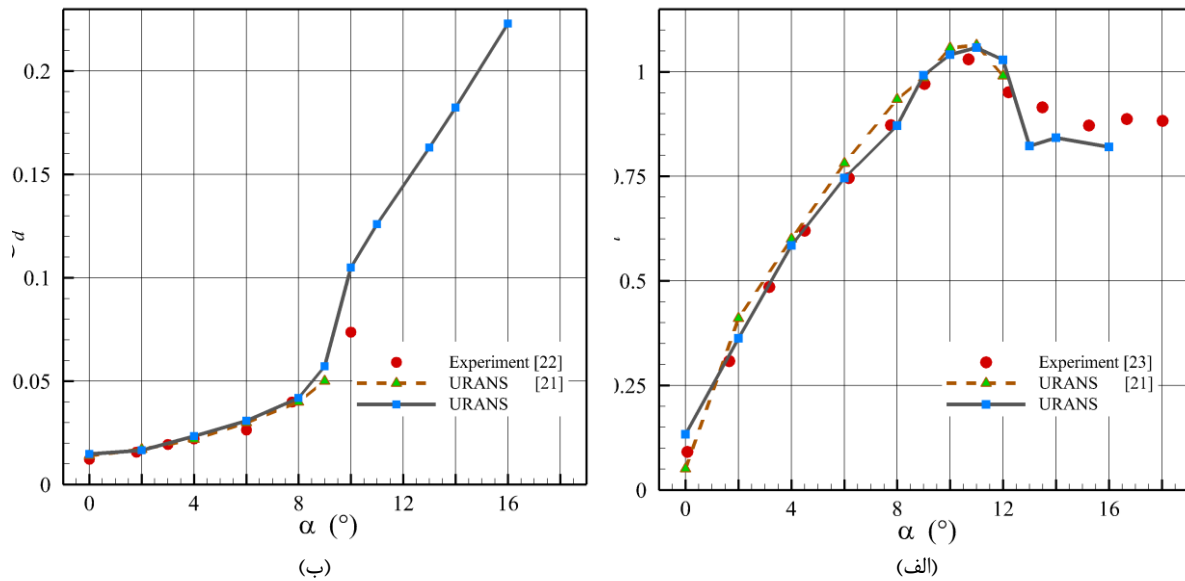
عمده مطالعات صورت گرفته در زمینه کنترل جریان معطوف به مطالعه متغیرها بصورت مستقل با ثابت نگه‌داشتن سایر متغیرهای اثرگذار است. در حالی که یک سیستم عملکردی دارای متغیرهای اثرگذار گوناگون است که هر یک می‌توانند عملکرد متفاوتی از سیستم را سبب گردند. بنابراین از آنجایی همواره طراحان و پژوهشگران در پی دستیابی به عملکرد بهینه سیستم هستند، نیاز است تا بهینه‌سازی در این خصوص صورت گیرد تا بهترین عملکرد را با مقدار واحدی از هزینه و انرژی بتوان بدست آورد.

#### ۳-۱- متغیرهای طراحی، تابع هدف و رویه بهینه‌سازی

هر سیستم عملکردی از چندین بخش یا متغیر مستقل تشکیل شده است که تغییر در مقدار هر یک از این متغیرها، خروجی متفاوت در عملکرد کلی

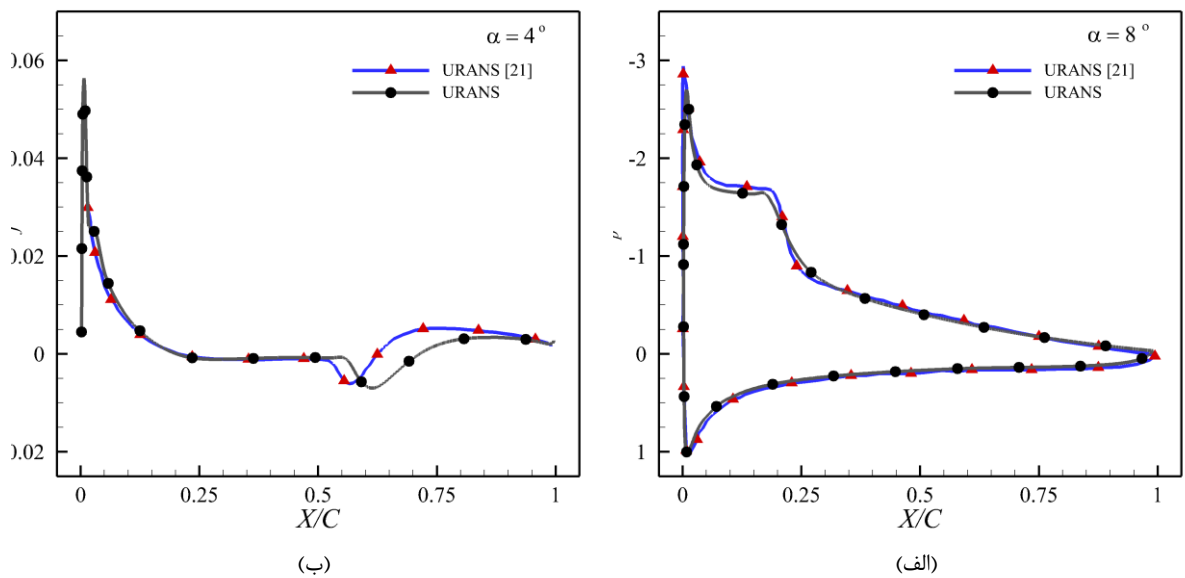
#### ۲-۳- اعتبارسنجی داده‌های عددی

روش‌های شبیه‌سازی عددی نیازمند آن هستند که دقت و صحت آنها با داده‌های تجربی و عددی موجود بررسی گردد و پس از آن مسئله جدید حل و شبیه‌سازی گردد. به همین منظور ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا و نیز توزیع ضریب‌های فشار و اصطکاک سطحی در حالت بدون کنترل با پژوهش‌های تجربی و عددی موجود [۲۱-۲۳] مقایسه شد. همانطور که در شکل ۳ و شکل ۴ نشان داده شده است، ضرایب آیرودینامیکی و نیز توزیع ضرایب فشار و اصطکاک سطحی از دقت و تطبیق مناسبی با داده‌های موجود برخوردارند. البته به علت اختلاف در پیش‌بینی محل وقوع جدایی و بازیابی جریان جهت تشکیل حباب جدایش آرام، کمی تفاوت در مقدار ضریب اصطکاک مشاهده می‌گردد که قابل پذیرش است. داده‌های نتایج عددی موجود در مرجع [۲۱] نیز اختلافی را نسبت به مقادیر بدست آمده از نتایج شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ برای حالت بدون کنترل را نشان می‌دهند. شایان توجه است که برای بکارگیری مدل توربولانسی کی-امگا اس-اس-تی استفاده شده در این شبیه‌سازی و دستیابی به مقدار مناسب از ضریب اصطکاک سطحی و نیز



شکل ۳. (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا بر روی بالواره اس-دی-۷۰۰۳ در عدد رینولدز جریان بر حسب طول وتر برابر با ۶۰،۰۰۰ در زوایای حمله مختلف

Fig. 3. (a) Lift coefficients (b) Drag coefficients of SD7003 airfoil with Reynolds number of 60,000 at different incidences



شکل ۴. (الف) توزیع ضریب فشار در زاویه حمله ۸ درجه (ب) توزیع ضریب اصطکاک سطحی در زاویه حمله ۴ درجه در جریان با عدد رینولدز ۶۰،۰۰۰.

Fig. 4. Distribution of (a) Pressure coefficient at  $\alpha$  of  $8^\circ$  and (b) skin friction coefficient at  $\alpha$  of  $4^\circ$  over the airfoil at Reynolds number of 60,000

جدول ۲: متغیرهای طراحی و بازه تغییرات آنها در رویه بهینه‌سازی مطالعه حاضر

Table 2. Range of Design Variables

| نام متغیر    | مکان قرارگیری ( $X_O$ ) | قطر / طول روزنه ( $d$ )    | دامنه سرعت تحریک ( $U_A / U_\infty$ ) | فرکانس بی بعد تحریک ( $F^+$ ) |
|--------------|-------------------------|----------------------------|---------------------------------------|-------------------------------|
| بازه تغییرات | ۴ ~ ۱۶ درصد وتر بالواره | ۰/۳ ~ ۰/۵ درصد وتر بالواره | ۰/۱ ~ ۵                               | ۰/۱ ~ ۴                       |

۳-۲- الگوریتم ژنتیک و شبکه عصبی

روش‌های مختلفی برای بهینه‌سازی ارائه شده است که در یک دسته‌بندی کلی می‌توان آن‌ها را به دو دسته کلاسیک و فراابتکاری/خلاقانه تقسیم‌بندی نمود. از روش‌های کلاسیک می‌توان به روش‌های نیوتنی و فیبوناتچی اشاره نمود. روش‌های گرادیان پایه مانند روش نیوتنی که بر اساس مقدار تابع و مشتقات آن عمل می‌نمایند، در توابع و محیط‌های پیوسته ریاضی بسیار کارآمد و دارای سرعت همگرایی بالایی هستند. این روش و سایر روش‌های گرادیان پایه به حدس اولیه بسیار حساس هستند. این حساسیت به آن سبب است که انتخاب و حدس اولیه نامناسب می‌تواند منجر به واگرایی حل گردد و یا آنکه روش در دام نقاط بحرانی محلی بیفتد و توانایی خروج از این نقاط کمینه/بیشینه محلی و نیل به سوی اکستریم مطلق ممکن را نداشته باشد. بنابراین روش‌های فراابتکاری و خلاقانه‌ای در این زمینه توسعه داده شدند که علاوه بر فضاهای پیوسته در فضاهای حل ناپیوسته نیز بسیار قدرتمند عمل نموده و مشکلاتی مانند واگرایی و یا عدم توانایی در خروج از نقاط بهینه محلی را در آنها برطرف نموده‌اند. در ضمن از آنجایی که این الگوریتم‌ها تنها به مقدار تابع هدف<sup>۱</sup> نیاز دارند و به تعیین مقدار مشتق تابع هدف به مانند روش‌های گرادیان پایه نیازی ندارند، دارای برتری هستند. در تقسیم‌بندی روش‌های فراابتکاری می‌توان به روش الگوریتم ژنتیک، جمعیت مورچگان، جمعیت زنبور عسل، جمعیت پرندگان اشاره داشت.

الگوریتم ژنتیک دارای سه مرحله انتخاب<sup>۲</sup>، ترکیب<sup>۳</sup> و جهش<sup>۴</sup> است. ابتدا یک جمعیت اولیه بصورت اتفاقی و یا با بهره‌گیری از روش‌های طراحی آزمون<sup>۵</sup> ایجاد می‌گردد. این جمعیت اولیه بر اساس مقدار تابع هدف ارزیابی می‌گردند و والدهای با بهترین مقدار تابع هدف انتخاب می‌گردند. در مرحله بعد خصوصیات این والدها با هم ترکیب می‌شوند و فرزندانی را سبب می‌شوند

سیستم را در پی دارد. این متغیرهای اصلی در حالت کلی برای تعریف کامل آن سیستم مورد نیاز هستند. در بهینه‌سازی تعریف دقیق این مقادیر و بازه تغییرات آنها دارای اهمیت است. این اهمیت از آن سو مهم است که تعریف هر متغیر جدید به صورت نمایی ابعاد فضای حل را افزایش می‌دهد. افزایش بُعد فضای حل، تعداد حل‌های مورد نیاز برای دستیابی به پاسخ نهایی را به شدت افزایش می‌دهد و در نتیجه افزایش هزینه‌های مربوط به زمان پردازش و حجم محاسبات را در پی دارد.

از بین متغیرهای مختلف مورد بررسی در پژوهش‌های بیان شده در بخش مقدمه برای کنترل کننده‌های جریان، موارد با اهمیت بالاتر به همراه بازه تغییرات آنها برای مطالعه حاضر انتخاب شدند. مکان قرارگیری عملگر، سرعت جریان در خروجی روزنه، سطح مقطع خروجی برای حالتی که در آن روزنه خروجی با چیدمانی تی-بی-ال تولید جریان مماس بر سطح را ایجاد می‌نماید، به عنوان متغیرهای طراحی برای دماش پایا انتخاب گردیدند. افزون بر موارد بیان شده، فرکانس تحریک جت مصنوعی متغیری مضاعفی است که برای این کنترل‌کننده فعال جریان در نظر گرفته شد. بازه تغییرات این متغیرهای طراحی در جدول ۲ نشان داده شده‌اند.

ارزیابی کیفی و کمی اثرات تغییر متغیرهای تعریف شده برای یک مسئله با استفاده از تعریف تابع هدف که رویکرد و خواست مطلوب طراح است، صورت می‌پذیرد. نحوه تعریف تابع هدف نقش مهمی در پاسخ نهایی دارد و باید در این خصوص دقت کافی به عمل آید. ضریب کارایی، متغیر مورد توجه در ارزیابی وسایل پرنده در حوزه آیرودینامیک است. بنابراین در این بهینه‌سازی سعی بر آن است تا مقدار ضریب کارایی که از تقسیم ضریب برآ بر ضریب پسای بالواره حاصل می‌شود، بیشینه گردد. بنابراین در این پژوهش نیز این خصوصیت به عنوان تابع هدف بهینه‌سازی انتخاب گردید.

- 1 Objective Function
- 2 Selection
- 3 Cross-over
- 4 Mutation
- 5 Design of Experiment (DOE)

$$Performance = Lift Force / Drag Force = C_l / C_d \quad (A)$$

### جدول ۳. ویژگی‌های روش الگوریتم ژنتیک بکار گرفته شده در بهینه‌سازی عملگرهای کنترل فعال جریان

Table 3. Genetic Algorithm characteristics applied in AFC optimization study

| معیار                 | سایز جمعیت هر نسل          | تعداد برترین والد‌های منتخب برای جمعیت بعدی | ضریب ترکیب | روش ترکیب            |
|-----------------------|----------------------------|---|------------|----------------------|
| نوع/ مقدار تابع معیار | ۲۰                         | ۱۰ درصد هر جمعیت                            | ۰/۸        | روش ترکیب دو نقطه‌ای |
| معیار                 | تابع ارزیابی               | تابع انتخاب                                 | ضریب جهش   | ماکزیمم تعداد نسل‌ها |
| نوع/ مقدار تابع معیار | تابع سطح بندی <sup>۱</sup> | تابع آماری یکنواخت                          | ۰/۰۱ درصد  | ۱۰۰ نسل              |

اشاره داشت. تعیین مقدار ضریب کارایی بالواره با دقت بالا نیاز به بهره‌گیری از آزمایش تجربی و یا بهره‌گیری از مکانیک سیالات عددی و شبیه‌سازی به کمک رهیافت یو-رنز دارد. هر دو روش تجربی و عددی، روش‌هایی زمان‌بر و پرهزینه محسوب می‌گردند. بنابراین در این مطالعه از دو شبکه عصبی برای تخمین و پیش‌بینی مقدار ضریب برآ مقدار پسا استفاده شد. برای آموزش این دو شبکه عصبی مصنوعی ابتدا تعدادی نسل و حل اولیه به کمک رهیافت یو-رنز ایجاد شد و در ادامه به کمک داده‌های بدست آمده از شبیه‌سازی‌های صورت گرفته، شبکه‌ها آموزش داده می‌شوند. به کمک این دو شبکه عصبی مصنوعی مقدار تابع هدف که ضریب کارایی بالواره می‌باشد، تعیین می‌گردد. این امر از دو جهت مفید است؛ اول آنکه تعیین مقدار تابع هدف در کسری از ثانیه حاصل می‌شود و کاهش هزینه زمان محاسبات را در پی دارد و دوم آنکه بجای بکارگیری مکانیک سیالات محاسباتی برای هر نسل، ابتدا نسلی بهینه با کمک شبکه عصبی در مراحل میانی از الگوریتم ژنتیک استخراج می‌گردد، سپس به کمک رهیافت شبیه‌سازی عددی یادشده مقدار تابع هدف آن نسل مجدداً تعیین و مورد باز ارزیابی قرار می‌گیرد. اگر شرط همگرایی برآورده شده بود که بهینه‌سازی خاتمه یافته است و در غیر اینصورت این نسل به داده‌های قبلی اضافه شده و شبکه‌های عصبی بازآموزش داده می‌شوند تا روند بهینه‌سازی به کمک شبکه عصبی مصنوعی با سطح آموزش و دقت بالاتر ادامه یابد. ویژگی‌های شبکه‌های عصبی کوپل شده با الگوریتم ژنتیک در جدول ۴ بیان گردیده‌اند. در شکل ۵-الف همگرایی الگوریتم ژنتیک کوپل شده با شبکه عصبی با افزوده شدن نسل‌های جدید و در شکل ۵-ب همگرایی میزان خطای مؤلفه‌های مربوط به آموزش و اعتبارسنجی شبکه عصبی در هر گام آموزش شبکه عصبی نشان داده شده است.

که بخشی از خصوصیاتشان را از یک والد و بخشی را از والد دیگر به ارث برده‌اند. ایجاد فرزند در مرحله انتخاب با استفاده از روش‌های مختلفی مانند ترکیب یک، دو و یا چند نقطه‌ای، روش ماسک، و روش‌های اتفاقی دیگر صورت می‌پذیرد. در انتهای این مرحله و پیش از مرحله باز ارزیابی، در بعضی از فرزندان جمعیت جدید، جهشی در یک یا چند خصوصیت آن فرزندان بوجود می‌آورند. حال تمام اعضای جمعیت جدید بر اساس مقدار تابع هدف آنها سنجش و باز ارزیابی می‌شوند. بهترین‌های این مرحله به صورت مستقیم به جمعیت بعد روانه می‌گردند، و از بین سایر اعضای آن نسل، به میزان مورد نیاز جهت تأمین جمعیت جدید، والد انتخاب می‌شود. این تکرار تا زمانی ادامه پیدا خواهد کرد که تقریباً خصوصیات تمام اعضای آن جمعیت همگرا و مشابه می‌شوند. مرحله جهش همواره و برای ایجاد هر نسل از جمعیت جدید صورت نمی‌پذیرد، چرا که ممکن است باعث ناپایداری و کندی همگرایی رویه بهینه‌سازی گردد. اگر جهش در نسلی منجر به ایجاد عضوی با مقدار تابع هدف مناسب گردد، موجب تسریع همگرایی الگوریتم می‌گردد. اما اگر این نسل مقدار تابع هدف مناسبی را بدست ندهد در مرحله انتخاب برای جمعیت بعدی، در رقابت برای انتخاب والد مناسب کنار گذاشته شده و عملاً نادیده گرفته می‌شود. ویژگی‌های الگوریتم ژنتیک بکار گرفته شده در این مطالعه بهینه‌سازی در جدول ۳ بیان شده است.

در مسائل بهینه‌سازی که تعیین مقدار تابع هدف در بازه زمانی بسیار کوتاهی قابل انجام است، نگرانی از بابت هزینه محاسبات و زمان وجود ندارد. اما در مسائلی که زمان‌بر یا دارای هزینه محاسباتی بالایی هستند، سعی می‌گردد تا با استفاده از روش‌های جایگزین<sup>۱</sup> هزینه محاسبات را کاهش دهند. از روش‌های جایگزین می‌توان به مدل کریگینگ<sup>۲</sup> و شبکه عصبی مصنوعی<sup>۳</sup>

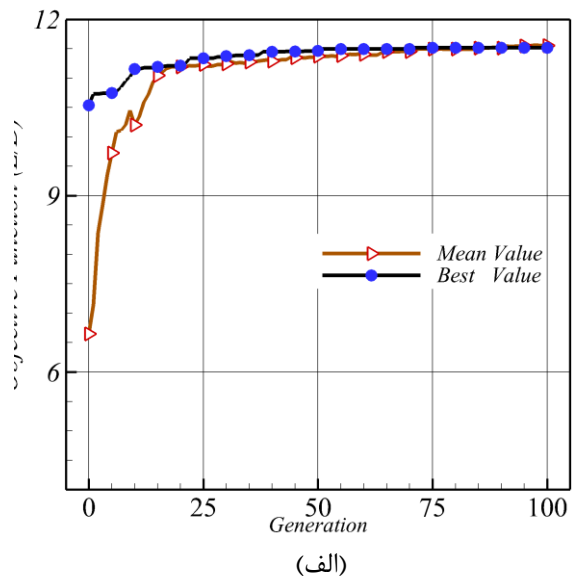
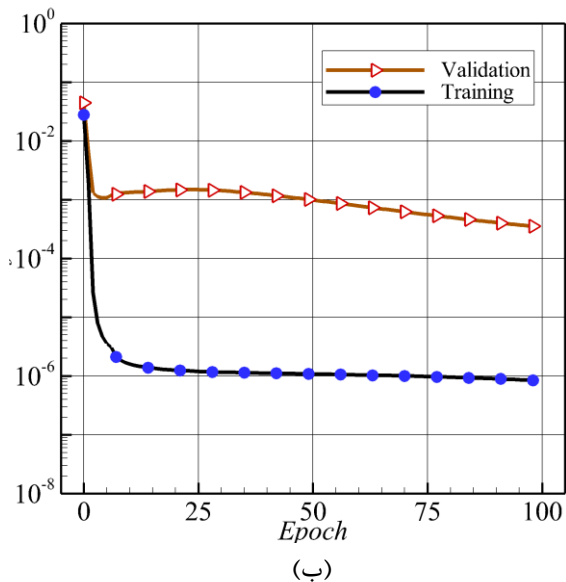
- 1 Surrogate models
- 2 Kriging-model
- 3 Artificial Neural Network (ANN)



جدول ۴. ویژگی‌های شبکه‌های عصبی بکار گرفته شده در بهینه‌سازی حاضر.

Table 4. ANNs characteristics used in AFC optimization study

| معیار                 | تعداد لایه‌های مخفی | تعداد نورونهای عصبی      | روش انتقال داده به لایه‌ها                 | تعداد مراحل آموزش و تصحیح وزنها | معیار همگرایی             |
|-----------------------|---------------------|--------------------------|--|---------------------------------|---------------------------|
| نوع/ مقدار تابع معیار | ۴ لایه              | ۲۰ نورون در هر لایه      | تغذیه از بالا به پایین و رو به جلو لایه‌ها | ۱۰۰                             | $10^{-1}$                 |
| معیار                 | تابع خروجی          | تابع برانگیختگی نورون‌ها | تقسیم داده‌ها برای آموزش و آزمایش دقت      | نوع تابع خروجی                  | الگوریتم آموزش شبکه عصبی  |
| نوع/ مقدار تابع معیار | تابع خطی            | سیگموئید <sup>۲</sup>    | اتفاقی                                     | تابع خطی <sup>۳</sup>           | لونیگ-مارکوت <sup>۴</sup> |



شکل ۵. نمودار همگرایی (الف) الگوریتم ژنتیک کوپل شده با شبکه عصبی (ب) شبکه عصبی آموزش دیده با داده‌های بدست آمده از شبیه‌سازی دو بعدی عددی یو-رنز میدان جریان

Fig. 5. Convergence plots of (a) Genetic algorithm coupled with ANN (b) ANN trained by 2D-URANS outputs

نظر گرفته شدند. جت مصنوعی، عملگر کنترلی ناپایاست، بنابراین علاوه بر موارد یاد شده برای عملگر پایه، فرکانس تحریکی هم به عنوان متغیر طراحی برای این عملگر در نظر گرفته شد. بازه تغییرات این متغیرها پیش‌تر در جدول ۲ نشان داده شده‌اند. در همین راستا با یکپارچه‌سازی الگوریتم ژنتیک با شبکه عصبی مصنوعی و رهیافت یو-رنز از حوزه مکانیک سیالات محاسباتی برای بهینه‌سازی عملکرد این دو عملگر، پژوهشی صورت داده شد.

#### ۴- بحث و تفسیر نتایج حاصل از بهینه‌سازی

در این مطالعه دو عملگر فعال دمش پایا و جت مصنوعی ناپایا با آرایش چیدمانی تی-بی-ال بر روی سطح فوقانی بالواره اس-دی-۷۰۰۳ که در زاویه حمله ۱۶ درجه و در شرایط واماندگی استاتیکی قرار داده شدند. مکان قرارگیری روزنه، قطر/عرض روزنه خروجی عملگر فعال و دامنه سرعت تحریک در خروجی روزنه به عنوان متغیرهای طراحی عملگر دمشی پایا در

جدول ۵. مقادیر بهینه متغیرهای طراحی عملگر دمشی پایا و جت مصنوعی ناپایا در زاویه حمله ۱۶ درجه

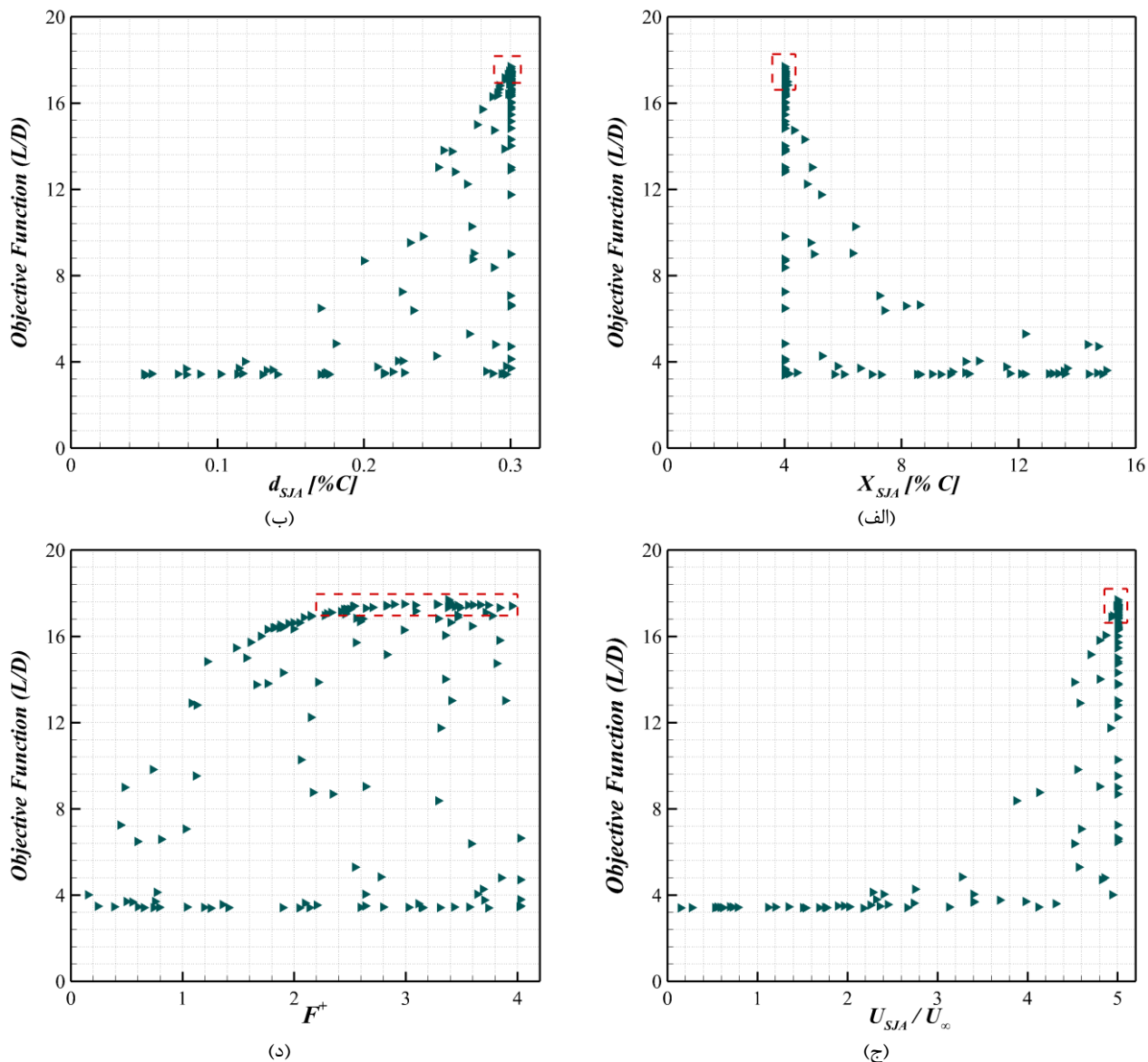
**Table 5. Optimum design variables ranges of using continuous blowing and synthetic jet actuators at incidence of 16°**

| کارایی ( )<br>(L/D) | ضریب پسا ( )<br>(C <sub>d</sub> ) | ضریب برآ ( )<br>(C <sub>l</sub> ) | ضریب مومنتوم ( )<br>[C <sub>μ</sub> ] | فرکانس<br>تحریک بی<br>بعد (F <sup>+</sup> ) | نسبت سرعت<br>تحریک ( )<br>(U <sub>A</sub> / U <sub>∞</sub> ) | قطر روزنه (d)<br>[درصد وتر بال] | مکان قراردادی<br>روزنه (X <sub>O</sub> )<br>[درصد وتر بال] | /                                    |
|---------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|---------------------------------------|---|--|---------------------------------|--|--------------------------------------|
| ۳/۶۹۷               | ۰/۲۲۳                             | ۰/۸۲۰۵                            | -                                     | -   | -  | -                               | -  | بدون کنترل                           |
| ۱۱/۳۸۴              | ۰/۱۶۳۳                            | ۱/۸۵۹                             | ۱۵                                    | -   | ۵  | ۰/۳                             | ۴  | دمش پایا                             |
| ~ ۱۱/۴<br>۱۰/۵      | ۰/۱۶ ~ ۰/۱۷                       | ~ ۱/۸۶<br>۱/۷۶                    | ۱۴ ~ ۱۵                               | -   | ۴/۷۶ ~ ۵   | ۰/۲۷ ~ ۰/۳                      | ۴ ~ ۴/۲  | بازه بهینه<br>دمش پایا               |
| ۱۷/۶۱۲              | ۰/۰۹۳                             | ۱/۶۳۸                             | ۶/۰۵۹                                 | ۳/۳۸۰                                       | ۵  | ۰/۲۹۹                           | ۴/۰۰۱  | جت<br>مصنوعی<br>ناپایا               |
| ۱۶/۸ ~ ۱۷/۶         | ۰/۰۹۳ ~ ۰/۰۹۷                     | ۱/۶۱ ~ ۱/۶۴                       | ۵/۹۸ ~ ۶/۰۸                           | ۲/۳ ~ ۴                                     | ۴/۸۷ ~ ۵   | ۰/۲۸۸ ~ ۰/۳                     | ۴ ~ ۴/۰۱   | بازه بهینه<br>جت<br>مصنوعی<br>ناپایا |

۵ نیز مشهود است، از نمایش نتایج مربوط به دمش پایا صرف نظر گردید. همانطور که در شکل ۶-الف قابل مشاهده است، محل قرارگیری روزنه عملگر کنترل کننده جریان به سوی بالا دست جریان و نزدیکی به لبه حمله میل می‌نماید. این جایگاه روزنه، حد پایین بازه تعریف شده جهت قرارگیری روزنه است و می‌توان استنباط نمود که روزنه تمایل دارد تا حد امکان به لبه حمله<sup>۱</sup> که محل شروع جدایی جریان است نزدیک گردد و تحریک میدان جریان را از این محل صورت دهد. از سویی دیگر با توجه به شکل ۶-ب و ج، نیل مقدار قطر/عرض روزنه و نیز مقادیر سرعت و دامنه تحریک جریان تزریقی به سمت بیشینه مقدار خود، گواه آن است که بیشینه مقدار کارایی با بیشینه مقدار ضریب مومنتوم و دبی جرمی برای عملگر قابل دستیابی است. مقایسه مقدار ضریب مومنتوم در حالت دمش پایا با جت مصنوعی، کاهش چشمگیری را در این مقدار در حالت بهینه برای عملگر ناپایا جت مصنوعی نشان می‌دهد. با توجه به جدول ۵ دیده می‌شود که این مقدار از ۱۵ درصد برای دمش پایا به ۶ درصد در حالت ناپایا کاهش داشته است. بنابراین در عملگر جت مصنوعی کاهش مقدار ضریب پسا و افزایش کارایی در حالت ناپایا با وجود کاهش چشمگیر در مقدار ضریب مومنتوم تزریقی به میدان جریان حاصل شده است که در نوع خود دستاوردی مطلوب و چشمگیری است. این نتیجه از جنبه دیگر قابل توجه است و آن اینکه جت مصنوعی بر

نتایج بهینه‌سازی‌ها صورت گرفته برای هردو عملگر کنترل جریان به همراه حالت بدون کنترل در جدول ۵ بیان شده است. دیده می‌شود که بکارگیری این عملگرهای پایا و ناپایا به صورت چشمگیری همزمان با افزایش مقادیر ضریب برآ و کارایی، کاهش مطلوبی را در ضریب پسا شکل داده‌اند. نتایج نشان داده شده در این جدول بیان می‌دارند که ضریب برآ افزایشی به میزان ۲/۲۶۶ و ۹۹۶/۱ برابر مقدار حالت بدون کنترل برای عملگرهای به ترتیب پایا و ناپایا را در پی داشته است. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که عملگر دمشی پایا در افزایش مقدار ضریب برآ به نسبت عملگر جت مصنوعی ناپایا توانمندتر ظاهر شده است. از سویی دیگر مقدار ضریب پسا در هر دو عملگر، کاهش ۲۷ و ۵۸ درصدی را نسبت به حالت بدون کنترل داشته است و در حالی که کارایی بالواره بدون کنترل برابر با ۳/۷ است، کارایی‌هایی برابر با ۱۱/۴ و ۱۷/۶ را برای بالواره فراهم می‌آورند. دیده می‌شود که در این حالت عملگر جت مصنوعی عملکرد بهتری را در مقایسه با دمش پایا از خود نشان می‌دهد. بنابراین در شرایطی که ضریب برآ دارای اولویت نیازمندی باشد، از عملگر دمش پایا و در شرایطی که کارایی مطلوب نظر باشد، از عملگر جت مصنوعی می‌توان بهره برد.

تغییرات مربوط به متغیرهای طراحی در طی رویه‌ی بهینه‌سازی برای عملگر جت مصنوعی در شکل ۶ نشان داده شده‌اند. خاطر نشان می‌شود که به سبب مشابهت روند و نتایج به دست آمده برای هر دو عملگر که در جدول



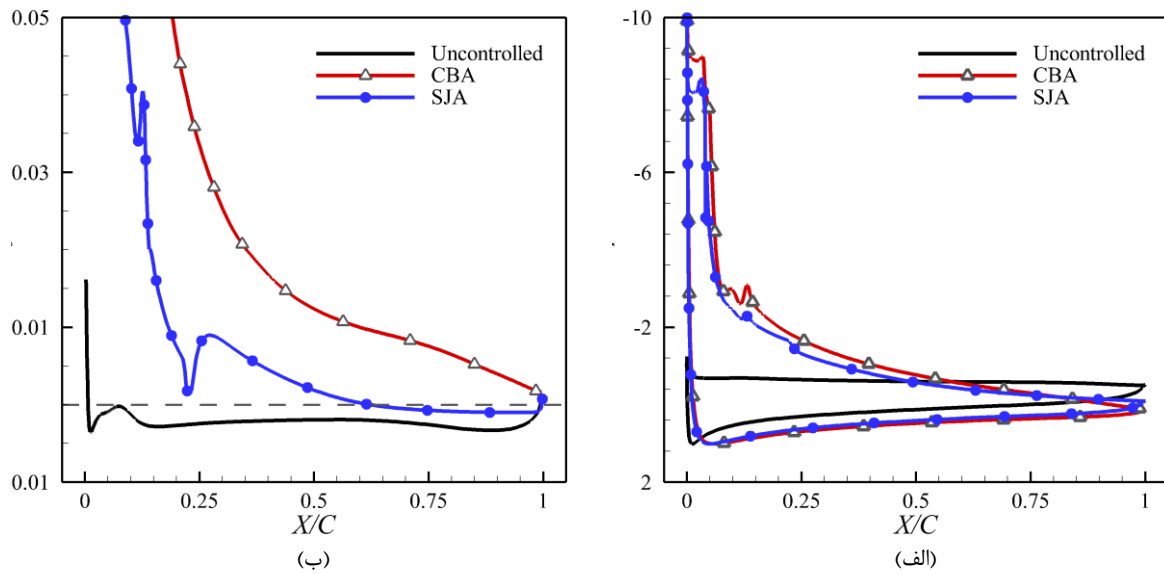
شکل ۶. تغییرات تابع هدف با تغییر متغیرهای طراحی (الف) مکان جایگذاری عملگر (ب) قطر / عرض عملگر (ج) نسبت سرعت تحریک فرکانس بی بعد عملگر جت مصنوعی در جریان با رینولدز ۶۰,۰۰۰ و زاویه حمله ۱۶ درجه (د)

Fig. 6. Objective function value versus (a) opening location (b) opening width/diameter (c) actuator velocity amplitude (d) non-dimensional frequency of Synthetic jet at Reynolds number of 60,000 and  $\alpha = 16^\circ$

مقدار کارایی شاهد هستیم و بهینه کلی در حدود فرکانس بی بعد  $4/3$  می باشد، اما این افزایش چندان چشمگیر نمی باشد. بنابراین می توان بیان داشت که عملگر از فرکانس بی بعد  $3/2$  تا بیشینه مقدار فرکانس بی بعد که مقدار برابر با  $4$  است، کارایی مشابهی را نشان می دهد و عملکرد عملگر جت مصنوعی فارغ از مقدار فرکانس بی بعد است. همچنین وجود این بازه بزرگ فرکانسی، ناشی از فیزیک مسئله است و این بازه بزرگ از نقطه نظر طراحی مهندسی، در جهت کاهش سازوکارها و محدودیتها ساخت می توان د مطلوب باشد.

خلاف دمش پایا نیازی به منبع تغذیه ندارد و از این جهت نیز می تواند کاهش چشمگیری در پیچیدگی و وزن تجهیزات بکار گرفته شده در وسیله پرنده را در پی داشته باشد.

تغییرات فرکانس تحریک با تغییرات مقدار تابع هدف که همانا کارایی بالواره است، در شکل ۶-د نشان داده شده است. دیده می شود که با افزایش مقدار فرکانس تحریک، کارایی بالواره افزایش می یابد و این روند افزایشی تا فرکانس بی بعد  $3/2$  ادامه دارد. اگرچه از این فرکانس به بعد کمی افزایش را در



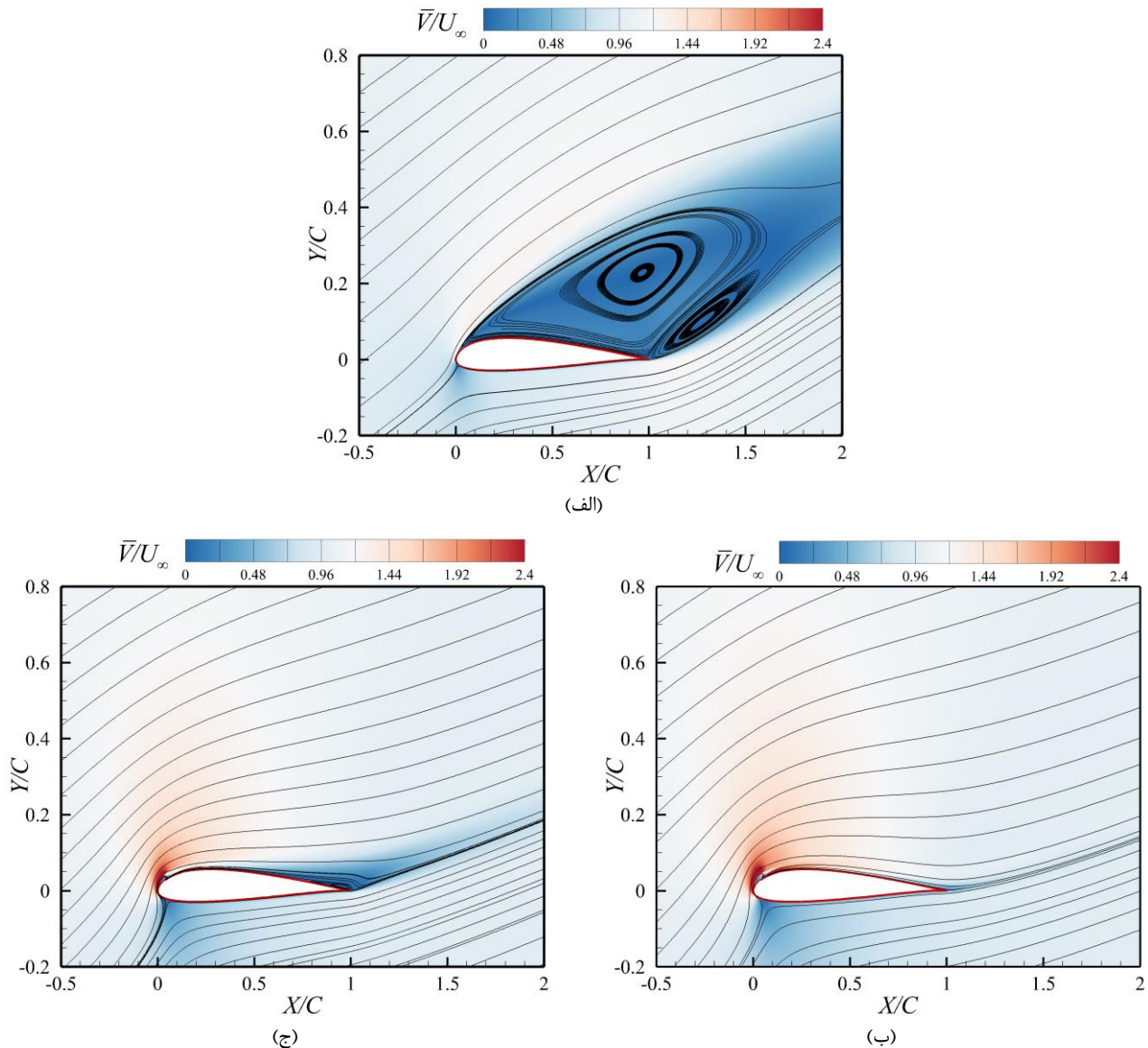
شکل ۷. مقایسه توزیع (الف) ضریب فشار، و (ب) ضریب اصطکاک سطحی بر روی بالواره در حالت‌های بدون کنترل و کنترل شده با دمش پایا و جت مصنوعی

Fig. 7. Distributions of (a) pressure coefficient and (b) skin friction coefficient over the airfoil using continuous blowing and synthetic jet

تغییر علامت در نمودار عملگر دمش پایا رخ نداده است. بنابراین می‌توان بیان داشت که هر دو عملگر در حذف و یا به تأخیر انداختن مکان وقوع نقطه جدایی جریان که در حالت کنترل نشده از لبه حمله آغاز می‌گردید، توانمند بوده‌اند.

کانتور میانگین زمانی تغییرات مقدار بردار سرعت میدان جریان با حضور عملگرهای فعال پایا و ناپایا و همچنین خطوط جریان حول بالواره در شکل ۸ نشان داده شده است. در حالت بدون کنترل یک جریان وامانده گسترده بر روی سطح مکشی و فوقانی بالواره قابل مشاهده است. بکارگیری عملگرهای کنترل کننده جریان به شکل مؤثری جریان را در مقابل جدایی مقاوم ساخته‌اند و ناحیه جریان جدا شده روی بالواره به میزان چشمگیری کاهش اندازه داشته یا کاملاً برطرف شده است. این ناحیه جدا شده روی بالواره که با ایجاد پسای فشاری قابل توجه در حالت کنترل نشده افت ضریب برآ را سبب می‌شد، به کمک عملگرهای فعال کوچک شده و بهبود چشمگیری در مقادیر ضرایب آیرودینامیکی حاصل می‌گردد. همچنین، همانطور که پیش از این در تفسیر نمودار ضریب اصطکاک به آن اشاره شد، در دمش پایا جریان وامانده کاملاً برطرف شده است. اما در حالت بکارگیری عملگر جت مصنوعی یک جدایی

نمودارهای توزیع ضریب فشار و نیز ضریب اصطکاک سطحی روی بالواره در شکل ۷ نشان داده شده‌اند. این تغییرات بیان می‌دارد که بکارگیری عملگرهای فعال تا چه حدی در افزایش ضریب فشار مؤثر بوده است. این افزایش در حالت کلی ناشی از کاهش ناحیه‌ی جدا شده بر روی بالواره است. شایان توجه است که ناحیه محدود به نمودار ضریب فشار در حالت بکارگیری عملگر دمش پایا به مراتب بزرگتر از عملگر جت مصنوعی ناپایاست و این افزایش، بیشینه بودن مقدار ضریب برآ در عملگر دمش پایا را به نسبت عملگر ناپایا بیان می‌دارد. همچنین، بکارگیری عملگرهای فعال افزایش قابل ملاحظه را در توزیع ضریب اصطکاک سطحی نشان می‌دهد. این افزایش در حالی است که این مقدار برای عملگر جت مصنوعی بسیار کمتر از دمش پایاست. بنابراین می‌توان استدلال نمود که جت مصنوعی علاوه بر کاهش چشمگیر پسای فشاری، مقدار پسای اصطکاک را نیز چندان افزایش نداده است و سبب برتری عملکردی جت مصنوعی به نسبت عملگر دمش پایا می‌گردد. افزون بر آن، دیده می‌شود که نمودار ضریب پسای اصطکاک عملگر جت مصنوعی در نقطه‌ای در حدود ۶۲/۱ درصد طول وتر بالواره تغییر علامت داده است که بیانگر محل وقوع جدایی جریان است؛ اما این



شکل ۸. تغییرات مقدار سرعت میدان جریان اطراف بالواره در حالت (الف) بدون کنترل، (ب) عملگر دمش پایا، و (ج) عملگر جت مصنوعی در جریان با عدد رینولدز  $60,000$  و زاویه حمله  $16^\circ$

**Fig. 8. Flow field velocity magnitude contours of (a) uncontrolled condition, (b) CBA, and (c) SJA at Reynolds number of 60,000 and  $\alpha = 16^\circ$**

### ۵- نتیجه‌گیری

بهبود شرایط حاکم بر جریان همواره مورد علاقه و توجه محققان است. دستیابی به شرایط بهینه‌ی عملکردی برای هر سیستمی یک نیاز و امری اجتناب ناپذیر است. عملگرهای فعال کنترل جریان به سبب قابلیت کنترل‌پذیری و امکان خاموش و روشن نمودن آن‌ها در حین کار دارای جذابیت هستند. از این میان عملگرهای دمشی و جت مصنوعی از عملگرهایی هستند که بیشتر مورد توجه پژوهشگران هستند. در این مقاله

جریان در  $62/1$  درصد از طول وتر بالواره شاهد هستیم که ناحیه گردابی کوچکی نیز در ادامه آن شکل می‌گیرد و در شکل ۸-ج قابل مشاهده است. این ناحیه‌ی گردابی کوچک شکل گرفته در نزدیکی لبه فرار سبب می‌شود تا کمی افزایش فشار و کاهش سرعت را به نسبت حالت دمش پایا در آن ناحیه شاهد باشیم. شایان ذکر است که وجود روزنه سبب شکل‌گیری ناحیه گردابی کوچکی در بالادست روزنه می‌شود که این ناحیه در حالت بکارگیری دمش ناپایا به کمک عملگر جت مصنوعی کوچکتر می‌گردد.



افتادن قابل ملاحظه جدایش جریان در جت مصنوعی را بیان می‌دارد که به وضوح در کانتورهای مقدار سرعت بیان شده برای آن حالت‌ها قابل مشاهده است.

## ۶- فهرست علائم

|             |               |  |
|-------------|---------------|--|
| $C$         | [ = ۰.۱۲ متر] | طول وتر بالواره                                    |
| $C_d$       |               | ضریب پسا   |
| $C_f$       |               | ضریب اصطکاک سطحی                                   |
| $C_l$       |               | ضریب برآ   |
| $C_p$       |               | ضریب فشار  |
| $C_\mu$     |               | ضریب مومنتوم                                       |
| $d$         |               | قطر / عرض روزنه عملگر                              |
| $D$         |               | نیروی پسا  |
| $f$         |               | فرکانس تحریک [هرتز]                                |
| $F^+$       |               | فرکانس تحریک بی بعد                                |
| $L$         |               | نیروی برآ  |
| $U_\infty$  |               | سرعت جریان آزاد                                    |
| $V$         |               | مقدار بردار سرعت میانگین گیری شده در زمان          |
| $X$         |               | راستای محور طولی از لبه حمله بالواره               |
| $Y$         |               | راستای محور عمودی                                  |
| $TI$        |               | درصد شدت آشفتگی                                    |
| $TBL$       |               | مماس و همراستا با راستای طولی لایه مرزی            |
| $URANS$     |               | معادلات ناویرواستوکس ناپایا یا متوسط‌گیری رینولدزی |
| $Re_\theta$ |               | عدد رینولدز برحسب ضخامت مومنتوم                    |
| $\gamma$    |               | اینترمیتنسی  |

## علائم یونانی

|          |                                |
|----------|--------------------------------|
| $\alpha$ | زاویه حمله بالواره بر حسب درجه |
| $\rho$   | چگالی [کیلوگرم بر مترمکعب]     |

## زیرنویس

|       |                   |
|-------|-------------------|
| $CBA$ | عملگر دمش پایا    |
| $SJA$ | عملگر جت مصنوعی   |
| $O$   | روزنه خروجی عملگر |

## بالانویس

|     |                  |
|-----|------------------|
| $+$ | مقدار بی بعد شده |
|-----|------------------|

از این دو عملگر برای کنترل جریان حول بالواره که در شرایط واماندگی استاتیکی در زاویه حمله ۱۶ درجه قرار دارد، بهره گرفته شده است. در ضمن برای دستیابی به نقطه بهینه عملکردی این عملگرهای فعال، از روش الگوریتم ژنتیک کوپل شده با شبکه عصبی و رهیافت یو-رتز دوعدی بهره گرفته شد. نتایج نشان می‌دهند که عملگر دمشی در افزایش ضریب برآ به نسبت جت مصنوعی کارآمدتر بوده است در حالی که عملگر جت مصنوعی ضمن افزایش مناسب ضریب برآ، در کاهش ضریب پسا و در نتیجه افزایش ضریب کارایی بال توانمندتر بوده است. همچنین، جت مصنوعی کاهش چشمگیری را در مقدار ضریب مومنتوم به کار گرفته شده برای بهبود شرایط جریان را نشان می‌دهد.

بررسی متغیرهای طراحی نشان می‌دهد که مکان مناسب جایگذاری روزنه تمایل دارد که به بالادست جریان و لبه حمله بالواره نزدیک و نزدیکتر گردد. بنابراین از آنجایی که جدایی جریان در حالت بدون کنترل از همان لبه حمله آغاز می‌گردد، می‌توان استنباط نمود که مکان مناسب برای جایگذاری روزنه در نزدیکی لبه حمله و نقطه جدایی جریان است. همچنین، از آنجایی که هم قطر و هم سرعت تحریک عملگر به سمت مقادیر بیشینه خود سوق پیدا نمودند و نیز ارتباط مستقیم این دو متغیر با ضریب مومنتوم، نتیجه گرفته می‌شود که برای دستیابی به شرایط بهینه عملکردی نیاز است تا از بیشینه مقدار ضریب مومنتوم ممکن بهره گرفته شود.

بررسی فرکانس تحریک در جت مصنوعی بیان می‌دارد که افزایش فرکانس تحریک، افزایش میزان اثرگذاری عملگر فعال جریان و بهبود و رشد بیشتر کارایی را در پی داشته باشد. این رویه‌ی افزایشی تا فرکانس بی‌بعدی در حدود ۲/۳ ادامه دارد. پس از آن اگرچه باز هم کمی افزایش دیده می‌شود اما مقدار آن قابل چشم‌پوشی است و افزایش مقدار فرکانس به بیش از مقدار بحرانی ذکر شده، بازدهی افزوده‌ای را به دست نمی‌دهد و در صورت محدودیت‌های ساخت، گام برداشتن برای ایجاد آنها به صرفه نمی‌باشد. اما از نقطه نظر طراحی، وجود بازه گسترده از فرکانس این امکان را می‌دهد تا ضمن دارا بودن آزادی عمل در انتخاب عملگر، نوسانات فرکانس تزریق نیز روی عملکرد آن تأثیر محسوسی نگذارد.

بررسی و مقایسه نمودارهای توزیع ضریب فشار، افزایش چشمگیر ناحیه محدود به این نمودارها را نشان می‌دهد. گسترده‌تر شدن ناحیه محدود به آن، افزایش مقدار نیروی برآ را در پی دارد که در مقادیر بیان شده برای ضریب برآ کاملاً مشهود است. شایان توجه است که نمودار ضریب پسای اصطکاکی عدم وجود ناحیه جدایش بر روی بالواره در حالت دمش پایا و نیز به تعویق

- and Structures, 45 (2014) 50-65.
- [11] J. Yen, N.A. Ahmed, Parametric Study of Dynamic Stall Flow Field With Synthetic Jet Actuation, *Journal of Fluids Engineering*, 134(7) (2012) 1-8.
- [12] O. Sahni, J. Wood, K.E. Jansen, M. Amitay, Three-dimensional interactions between a finite-span synthetic jet and a crossflow, *Journal of Fluid Mechanics*, 671 (2011) 254-287.
- [13] A. Glezer, M. Amitay, Syntheticjets, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 34(1) (2002) 503-529.
- [14] R. Duvigneau, M. Visonneau, Simulation and optimization of stall control for an airfoil with a synthetic jet, *Aerospace Science and Technology*, 10(4) (2006) 279-287.
- [15] R. Duvigneau, A. Hay, M. Visonneau, Optimal Location of a Synthetic Jet on an Airfoil for Stall Control, *Journal of Fluids Engineering*, 129(7) (2007) 825-833.
- [16] D.J. Zhao, Y.K. Wang, W.W. Cao, P. Zhou, Optimization of Suction Control on an Airfoil Using Multi-island Genetic Algorithm, *Procedia Engineering*, 99 (2015) 696-702.
- [17] Z.H. Han, K.S. Zhang, W.P. Song, Z.D. Qiao, Optimization of Active Flow Control over an Airfoil Using a Surrogate-Management Framework, *Journal of Aircraft*, 47(2) (2010) 603-612.
- [18] K. Ekradi, A. Madadi, Performance improvement of a transonic centrifugal compressor impeller with splitter blade by three-dimensional optimization, *Energy*, 201 (2020) 1-13.
- [19] R.B. Langtry, F.R. Menter, Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes, *AIAA Journal*, 47(12) (2009) 2894-2906.
- [20] F.R. Menter, R.B. Langtry, S.R. Likki, Y.B. Suzen, P.G. Huang, S. Völker, A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables—Part I: Model Formulation, *Journal of Turbomachinery*, 128(3) (2006) 413-420.
- [21] P. Catalano, R. Tognaccini, RANS analysis of the low-Reynolds number flow around the SD7003 airfoil, [1] H.F. Müller-Vahl, C. Strangfeld, C.N. Nayeri, C.O. Paschereit, D. Greenblatt, Control of Thick Airfoil, Deep Dynamic Stall Using Steady Blowing, *AIAA Journal*, 53(2) (2015) 277-295.
- [2] C. Chen, R. Seele, I. Wygnanski, Flow Control on a Thick Airfoil Using Suction Compared to Blowing, *AIAA Journal*, 51(6) (2013) 1462-1472.
- [3] S.Z. S. M. Hosseini Baghdad Abadi, M. Rajabi Zargar Abadi, Numerical Investigation of the Effect of Coolant Injection Angle on the Pulsed Film Cooling Effectiveness of Square Wave Flow on Flat, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 52(64) (2018) 525-532.
- [4] Y. Wang, P. Zhou, J. Yang, Parameters effect of pulsed-blowing over control surface, *Aerospace Science and Technology*, 58 (2016) 103-115.
- [5] M.G. De Giorgi, C.G. De Luca, A. Ficarella, F. Marra, Comparison between synthetic jets and continuous jets for active flow control: Application on a NACA 0015 and a compressor stator cascade, *Aerospace Science and Technology*, 43 (2015) 256-280.
- [6] S.H. Kim, C. Kim, Separation control on NACA23012 using synthetic jet, *Aerospace Science and Technology*, 13(4-5) (2009) 172-182.
- [7] J.A. Ekaterinaris, Prediction of active flow control performance on airfoils and wings, *Aerospace Science and Technology*, 8(5) (2004) 401-410.
- [8] M. Tadjfar, E. Asgari, Active Flow Control of Dynamic Stall by Means of Continuous Jet Flow at Reynolds Number of  $1 \times 10^6$ , *Journal of Fluids Engineering*, 140(1) (2018) 1-10.
- [9] M. Tadjfar, E. Asgari, The Role of Frequency and Phase Difference Between the Flow and the Actuation Signal of a Tangential Synthetic Jet on Dynamic Stall Flow Control, *Journal of Fluids Engineering*, 140(11) (2018) 1-13.
- [10] H. Esmaili Monir, M. Tadjfar, A. Bakhtian, Tangential synthetic jets for separation control, *Journal of Fluids*

- [23] M.S. Selig, J.J. Gaglielmo, A.P. Broeren, P. Giguere, Summery of Low-Speed Airfoil Data, Department of Aeronautical and Astronautical Engineering University of Illinois at Urbana-Champaign, 1 (1995) 1-315. Aerospace Science and Technology, 15(8) (2011) 615-626.
- [22] D. Selig, Fraser, Airfoils at low speeds, Princeton University Wind Tunnel Tests, 0 (1989) 1-408.

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

*D. Kamari, M. Tadjfar, Implementation of Continuous Blowing and Synthetic Jet Actuators to Control the Flow Separation over a Fully Stalled Airfoil, Amirkabir J. Mech Eng., 53(9) (2021) 4847-4864.*

DOI: 10.22060/mej.2021.19377.7011



