



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

Investigating the Impacts of Moving Surface on NACA 0012 Airfoil in High Speed Ratio

Research Article

H. Abolghasemi Golafshani¹, Mohammad Javad Amiri², E. Roohi³

DOI: [10.22067/JACSM.2023.77061.1124](https://doi.org/10.22067/JACSM.2023.77061.1124)

Introduction

Since the introduction of the concept of boundary layer and its separation by Prandtl, researchers have been trying to control the boundary layer and prevent its separation. Since the flow separation starts from the boundary layer, the purpose of flow control is to control the boundary layer. Flow control is an important issue to improve the performance of flying devices. In this philosophy, flow separation is prevented by transferring energy to the boundary layer and keeping it close to the wall. A moving surface tries to do this in two ways: Minimizing the relative motion between the surface and the free stream, it prevents the initial growth of the boundary layer and injects energy into the existing boundary layer. Magnus studied the force produced by the rotation of a body moving in a fluid and used its effect to build a ship with a vertically rotating cylinder that replaced the sail, and since then this effect has been named the Magnus effect.

This research used the research geometry of Sahu et al. The speed of the moving surface is determined based on its ratio with the free flow speed and is expressed as the speed ratio. In other studies, the speed ratio for the moving surface is low. The purpose of this study is to investigate the effect of moving surfaces in high-speed ratios. We would like to investigate the effect of this increase in speed, so we increase the speed at a certain rate. Therefore, in this research, the impact of a circular cylinder on the leading edge of the NACA 0012 airfoil at the speed ratio of 5, 10, 15, and 20 on the lift and drag coefficients is investigated. This investigation is two-dimensional and K- ω SST turbulence model is employed. Moreover, according to Sahu et al., the free flow speed is 1 meter per second, the flow pressure is 101,325 Pa, the flow temperature is 298 K, and the length of the airfoil's chord is 1 meter.

2. Numerical setup

The desired airfoil is NACA 0012 with a chord length of 1 meter, and a circular cylinder with a diameter of 0.1 chord length and a distance of 0.001 chord length is placed on the leading edge of the airfoil. The mesh is structured and boundary layer network in such a way that y^+ becomes less than one or at most one. Also, the size of the computing space in the front, top and bottom directions is considered to be 10 times the length of the chord, and at the end 20 times the chord

length of the airfoil. At the rotating edge and near the surface of the airfoil, the mesh is finer due to its sensitivity and greater impact on the results. ANSYS FLUENT software was used for numerical simulation. A pressure-based solver was chosen because the Mach number was less than 0.3 and the density was constant. For the rotating part, we used mesh motion and applied the desired speeds.

3. Results

What can be seen at first glance from Figure 1 is the great impact of the moving surface placed on the airfoil's leading edge. The drag force coefficient has decreased with the increase of the speed ratio. With the increase of the speed ratio, not only the drag coefficient decreases, but also the propulsive force is created. From the speed ratio of 10 and above, the drag coefficient is negative, which indicates the creation of propulsive force. Another advantage of the moving surface, as expected, is the prevention of flow separation. By increasing the speed ratio to 20 and increasing the energy injected into the boundary layer, the flow separation has been completely prevented.

The reason for creating the propulsive force (negative drag in Figure 1-b) can be found in the contribution of the pressure drag to the total drag and drawing of the pressure coefficient on the surface. This research is done for an angle of attack of 24 degrees. As it is clear from Table 1, in the case of an airfoil without a moving surface, the pressure drag has a more dominant contribution than the frictional drag, so it is possible to ignore the frictional drag. But by using the moving surface at the leading edge of the airfoil, at a speed ratio of 5, the pressure drag significantly reduced and became less than the frictional drag. The frictional drag, however, is increased, which is the result of the increase in the speed of the boundary layer flow due to the injection of energy into the boundary layer by the moving surface. As Table 1 shows, not only is there no pressure drag, but its amount is negative, which indicates the creation of propulsive force. Although the frictional drag increases with the increase in the speed ratio, the pressure drag becomes more negative, which causes the total drag to become negative. So the propulsive force created is due to negative pressure drag.

*Manuscript received: June 6, 2022. Revised, August 17, 2022, Accepted, April 18, 2023.

¹. MSc., Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran

². BSc., Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran

³. Corresponding author. Professor, Mechanical Engineering Department, Faculty of Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Iran.

Email: e.roohi@um.ac.ir

Table 1. Total, pressure, and frictional drag coefficients

Drag type	Total drag	Pressure drag	Frictional drag
Without rotating cylinder	0.7736	0.7724	0.0012
Speed ratio of 5	0.0447	-0.0116	0.0331
Speed ratio of 10	-0.0023	-0.0734	0.0711
Speed ratio of 15	-0.0812	-0.1939	0.1127
Speed ratio of 20	-0.185	-0.342	0.157

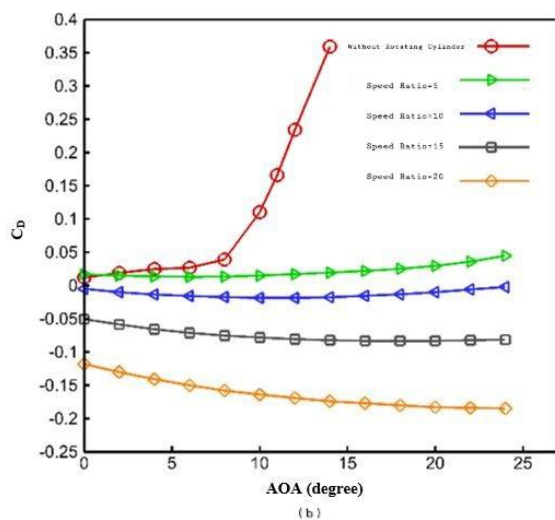
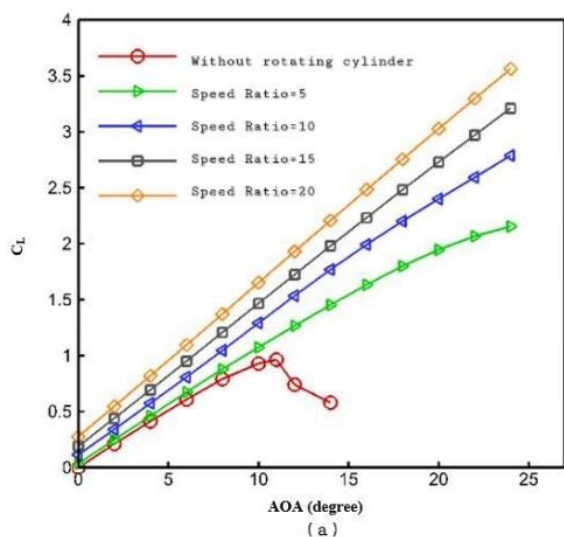


Figure 1. Lift and drag coefficients on an airfoil without a moving surface and with a moving surface at different speed ratios a) Lift coefficient b) drag coefficient

4. Conclusion

The use of a moving surface prevents flow separation and airfoil stalling. It increases lift and reduces drag. The higher the speed ratio, the better its aerodynamic effect. As the speed ratio increases, the energy injected into the boundary layer increases, and the flow separation is delayed. As a result, the back pressure caused by the separation of the flow is greatly reduced. Among the examined modes, the speed ratio of 20 at the angle of attack of 24 degrees with a drag coefficient of 3.564 and a drag coefficient of -0.185 has the most favorable aerodynamic performance.


The most crucial achievement of this research is the negative drag coefficient. The negative drag coefficient is a sign of creating a propulsive force. The source of the propulsive force created is negative pressure drag. In the high-speed ratio, the above results are obtained, and since lower speed ratios were investigated in other articles, such results have not been reported so far, and this is the main difference between the current research and previous research.

In general, it can be stated that the use of a moving surface in the form of a rotating cylinder placed at the leading edge of the NACA 0012 airfoil at high speeds has significantly improved the aerodynamic performance of the airfoil, and the moving surface itself can be used as an airplane propulsion engine.



بررسی اثر سطح متحرک بر ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت بالا*

مقاله پژوهشی

حسن ابوالقاسمی گل افشانی^(۱) محمد جواد امیری^(۲) احسان روحی^(۳) 

DOI: 10.22067/JACSM.2023.77061.1124

چکیده طراحی و توسعه ایرفویل‌هایی با کارایی بالا برای پیشرفت صنعت هوانوردی از اهمیت اساسی برخوردار است. در زاویه‌های حمله بزرگتر، نیروی برآ بیشتر و باند پرواز کوتاه‌تر حاصل می‌شود. اما در زاویه حمله بالا، پدیده جدایش جریان رخ می‌دهد به طوری که بعد از زاویه واماندگی جریان به طور کامل از سطح بالای بال جدا شده و افت شدید برآ و افزایش پسا را به همراه دارد. در این پژوهش تلاش شده با استفاده از سطح متحرک در نسبت سرعت‌های بالا بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲، از جدایش جریان جلوگیری و با افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ بهبود یابد. منظور از نسبت سرعت، نسبت سرعت سطح متحرک به سرعت جریان آزاد است. در این پژوهش از شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار تجاری انسیس فلونت و همچنین مدل آشفتگی $k-\omega$ -SST با الگوریتم حل سیمپل استفاده شده است و شبیه‌سازی به صورت دوبعدی انجام شده است. نوع گسسته‌سازی معادلات به صورت پیش فرض بوده و در ابتدا از حل گر فشار مینا استفاده شده است. استفاده از سطح متحرک به صورت یک استوانه دوار در لبه حمله ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت‌های بالا علاوه بر جلوگیری از جدایش جریان و افزایش برآ، پسا را منفی کرده که نشان از ایجاد نیروی پیشراننده دارد. از بین تمامی حالات شبیه‌سازی شده، نسبت سرعت ۲۰ در زاویه حمله ۲۴ درجه با ضریب برآ ۳/۵۶۴ و ضریب پسا -۰/۱۸۵، مطلوب‌ترین عملکرد آیرودینامیکی را داشته است.

واژه‌های کلیدی جدایش جریان، سطح متحرک، ناکا ۰۰۱۲، کنترل جریان، برآ، پسا.

Investigating the Effect of Moving Surface on NACA 0012 Airfoil in High Speed Ratio

Hasan Abolghasemi Golafshani

Mohammad Javad Amiri

Ehsan Rouhi

Abstract The design and development of high-performance airfoils is essential for the development of the aviation industry. At larger angles of attack, higher lift and shorter flight bands are achieved. But at high angle of attack, the phenomenon of flow separation occurs so that after the stall angle, the flow is completely separated from the upper surface of the wing, resulting in a sharp drop in lift and drag increase. In this study, an attempt has been made to prevent the separation of flow by using the moving surface in the ratio of high velocities on NACA 0012 airfoil and to improve the aerodynamic performance of NACA 0012 airfoil by increasing the lift force and reducing the drag force. The velocity ratio means the ratio of the moving surface velocity to the free flow velocity. This research was performed by numerically in two dimensions using Ansys Fluent and $k-\omega$ -SST turbulence model with SIMPLE algorithm. The use of a moving surface in the form of a rotating cylinder at the leading edge of the NACA 0012 airfoil at a high speed ratio, in addition to preventing current separation and increasing the lift, has negatively affected the drag, which indicates its propulsive force contribution. Of all the simulated states, the velocity ratio of 20 at attack angle of 24 with a lift coefficient of 3.564 and a drag coefficient of -0.185 had the most favorable aerodynamic performance.

Key Words Flow Separation, Moving Surface, NACA 0012, Flow control, Lift, Drag.

* تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۱/۲/۱۷ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۱/۵/۸ می‌باشد.

(۱) کارشناس ارشد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۲) کارشناس، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۳) نویسنده مسئول، استاد، گروه مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

Email: e.rooхи@um.ac.ir

مقدمه

از زمان معرفی مفهوم لایه مرزی و نحوه جدایش آن توسط پرندل (Prandtl)، محققان در تلاش برای کنترل لایه مرزی و جلوگیری از جدایش آن می‌باشند. از آنجایی که جدایش جریان از لایه مرزی شروع می‌شود، پس هدف از کنترل جریان، کنترل لایه مرزی است. به دلیل مضر بودن پدیده جدایش و اتلاف زیاد انرژی، کنترل جریان یک امر مهم در جهت بهبود عملکرد وسایل پرنده است. در این فلسفه با انتقال انرژی به لایه مرزی و نگه داشتن آن نزدیک به دیواره با استفاده از روش‌ها و وسایلی مانند: مکش فعال، مکش غیر فعال، دمش، ایجاد حفره در سطح، مولد گردابه، زبری، شکل دادن به لبه حمله، انتقال حرارت، برانگیختگی صوتی، پلاسما و دیواره متحرک از جدایش جریان جلوگیری می‌شود.

یک سطح متحرک تلاش می‌کند تا از دو طریق این کار را انجام دهد: با به حداقل رساندن حرکت نسبی بین سطح و جریان آزاد از رشد اولیه لایه مرزی جلوگیری و انرژی را به لایه مرزی موجود تزریق می‌کند. نیوتن احتمالاً اولین کسی بود که عملکرد کنترل لایه مرزی را در مسیر توپ در حال چرخش مشاهده کرد، اگرچه اساس کارایی کاملاً شناخته نشده بود. تقریباً ۲۰۰ سال بعد، مگنوس (Magnus) نیروی تولید شده توسط گردش جسم در حال حرکت در سیال را مورد مطالعه قرار داد و از اثر آن برای ساخت کشتی با استوانه چرخان عمودی که جایگزین بادبان بود استفاده کرد و از آن به بعد این اثر به اثر مگنوس نام‌گذاری شده است [1]. استفاده از اثر مگنوس در مهندسی توسط سیفرت (Seifert) خلاصه شده است [2]. گلدشتاین اصل کنترل لایه مرزی را با استفاده از یک سیلندر چرخان در لبه جلویی یک صفحه صاف نشان داد [1].

با این حال، عملی‌ترین کاربرد یک سطح متحرک برای کنترل لایه مرزی توسط فاور (Favre) نشان داده شد. وی با استفاده از یک ایرفویل با سطح بالایی که توسط یک کمر بند روی دو غلتک حرکت می‌کرد، توانست جدایی را به تأخیر بیاورد تا اینکه زاویه حمله و اماندگی به ۵۵ درجه برسد، جایی که حداکثر ضریب بالابر $3/5$ در آن محقق شده است [3].

مودی (Modi) و همکاران ویژگی‌های آیرودینامیکی تعدادی از ایرفویل‌های دارای سیلندرهای چرخان به‌عنوان سطوح متحرک را بررسی کردند. تحقیقات آنها حاکی از آن است که

استفاده از یک سیلندر چرخان در لبه پیشرو می‌تواند حداکثر ضریب بالابر را تا $2/3$ افزایش دهد و همچنین زاویه حمله و اماندگی (Stall) را تا ۴۸ درجه به تأخیر اندازد [4,5,6].

استریکوفسکی (Strykowski) و سرنیواسن (Sreenivasan) با قرار دادن مناسب سیلندر کنترل نزدیک استوانه اصلی، جریان اطراف سیلندر دایره‌ای را مورد مطالعه قرار دادند و بیان کردند می‌توانند ریزش گرداب آن را در طیف وسیعی از عدد رینولدز بین ۴۰ تا ۱۰۰ کنترل کنند [7]. همچنین مودی یک مقاله مروری در مورد کنترل لایه مرزی توسط سطح متحرک بر روی ایرفویل‌ها ارائه داد و اثرات موقعیت‌های مختلف عناصر چرخاننده مورد استفاده برای تزریق انرژی به لایه مرزی را مقایسه کرد [1]. گارنی (Garni) و همکاران از یک سیلندر چرخان در لبه حمله ایرفویل به‌عنوان یک سطح متحرک بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۲۴ استفاده کرده که می‌تواند ضریب برآ را از $0/85$ به $1/63$ افزایش دهد و زاویه و اماندگی را تا حدود 160% به تأخیر اندازد [8].

جریان گذشته از یک سیلندر استوانه‌ای با دو سیلندر کنترل دوار، توسط میتال (Mittal) به‌صورت عددی مورد بررسی قرار گرفت. وی تأثیر فاصله بین سیلندر اصلی و کنترلی را بررسی کرد و دریافت که این فاصله یک پارامتر مهم در بدست آوردن عملکرد بهینه سیستم کنترل جریان است [9]. همچنین پاتنایک (Patnaik) و وی (Wei) برای سرکوب گردابه‌ها در پشت یک استوانه با سطح مقطع نیم دایره‌ای از طرح تزریق ممتنم زاویه‌ای با استفاده از سطح متحرک برای یکنواخت سازی میدان سرعت استفاده کردند [10]. ساهو (Sahu) و همکاران از یک سطح چرخان واقع در قسمت جلوی یک ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ برای تزریق انرژی و ممتنم به لایه مرزی استفاده کردند [11]. سلیمی پور (Salimipour) و سلیمی پور به‌صورت عددی اثرات مکان-های سطح متحرک بر روی قدرت و ضریب پسا و حالت ریزش گردابه‌ها در پشت یک سیلندر دایره‌ای را با چند سرعت در جریان آرام بررسی کردند. همچنین دریافتند که برخی از سطوح متحرک ضریب پسا و نیاز کل قدرت حرکت سیستم را کاهش می‌دهند [12]. همچنین آسی (Assi) و همکاران به کنترل جریان اطراف سیلندر استوانه‌ای با استفاده از هشت استوانه مدور کوچک در اطراف سیلندر اصلی در رینولدز ۱۰۰ پرداختند [13]. سلیمی پور و یزدانی به بررسی و بهینه‌سازی مکان و سرعت سطح متحرک بر روی ایرفویل توربین باد $S809$ پرداخته و تأثیر سطح متحرک

بر ضرایب برآ، پسا و توان توربین باد را بررسی کرده‌اند [14].

همچنین مدل آشفتگی پیشنهاد شده توسط ساهو و همکاران [11]، مدل آشفتگی K ω -SST می‌باشد. مدل K ω -SST توسط منتر [15] برای ترکیب کارآمد فرمول‌بندی دقیق و قوی مدل K- ω در ناحیه نزدیک دیوار با مدل K- ϵ مستقل از جریان آزاد در میدان دوردست، توسعه داده شده است. برای رسیدن به این منظور، مدل K- ϵ با فرمول‌بندی زیر به مدل K- ω تبدیل شده است:

$$\frac{\partial \kappa}{\partial \tau} + \bar{u}_j \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} = P_\kappa - \beta^* \omega \kappa + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\kappa v_t) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] \quad (3)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial \tau} + \bar{u}_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha s^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega v_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \frac{\sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial \kappa}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (4)$$

در روابط (۳) و (۴)، k به انرژی سنتیکی آشفته اشاره می‌کند و ω به نرخ پخش ویژه اشاره می‌کند. P_κ محدود کننده تولید است و F_1 تابع ترکیب است. مفهوم ضرایب و متغیرهای مختلف در منتر [15] موجود است.

حل عددی

هندسه و شبکه‌بندی

هندسه مورد نظر در این پژوهش همانند پژوهش ساهو و همکاران [11] است. بدین صورت که ایرفویل مورد نظر ناکا ۰۰۱۲ با طول وتر ۱ متر می‌باشد که در لبه حمله آن استوانه‌ای دایره‌ای شکل با قطر ۰/۱ طول وتر با فاصله ۰/۰۰۱ طول وتر، نسبت به ایرفویل قرار گرفته که در شکل (۱) نمایش داده شده است. لازم به ذکر می‌باشد که این پژوهش به صورت دوبعدی انجام می‌شود.



شکل ۱ هندسه ایرفویل به همراه سطح متحرک در لبه حمله

برای رسم هندسه و شبکه‌بندی از نرم‌افزار گمبیت (Menter) استفاده شده است. شبکه بندی انجام شده از نوع با

در پژوهش حاضر از هندسه پژوهش ساهو و همکاران [11] استفاده شده است. سرعت سطح متحرک براساس نسبت آن با سرعت جریان آزاد تعیین و با نام نسبت سرعت بیان می‌شود. در پژوهش ساهو و همکاران سطح متحرک در نسبت سرعت‌های زیر چهار بررسی شده است. همچنین در دیگر پژوهش‌ها نیز نسبت سرعت برای سطح متحرک پایین می‌باشد. هدف این مقاله بررسی اثر سطح متحرک در نسبت سرعت بالا است و می‌خواهیم تاثیر این افزایش سرعت را بررسی کنیم پس سرعت را با نرخ مشخصی افزایش می‌دهیم. بنابراین در این پژوهش به بررسی اثر یک استوانه مدور با قطر ۰/۱ طول وتر در لبه حمله (Leading Edge) ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ بر روی ضرایب برآ و پسا پرداخته شده است. این بررسی به صورت دوبعدی و عددی با مدل آشفتگی K ω -SST (Shear Stress Transport) انجام می‌شود. همچنین بر اساس پژوهش ساهو و همکاران سرعت جریان آزاد ۱ متر بر ثانیه، فشار جریان ۱۰۱۳۲۵ پاسکال، دمای جریان ۲۹۸ کلین و طول وتر ایرفویل ۱ متر می‌باشد.

معادلات حاکم

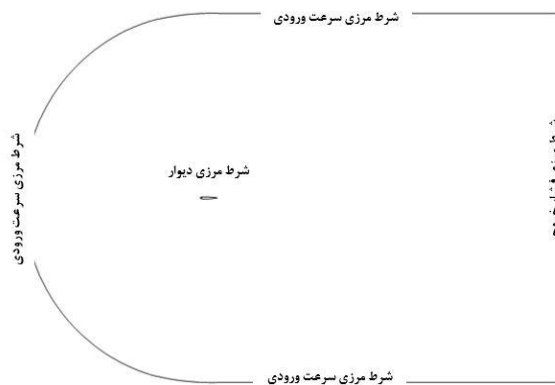
برای شبیه‌سازی و حل عددی هر جریانی باید مشخصات جریان و معادلات مربوط به آن مشخص باشد تا شبیه‌سازی دقیق و کم هزینه انجام پذیرد. سرعت جریان آزاد ۱ متر بر ثانیه و نسبت سرعت سطح متحرک ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ می‌باشند که ماخ (Mach) جریان در همه موارد کمتر از ۰/۳ خواهد بود. پس با فرض تراکم‌ناپذیر (Incompressible) بودن و لزج بودن جریان، معادلات حاکم بر جریان که برای شبیه‌سازی کافی هستند، معادلات بقا جرم و ممنتوم می‌باشد که به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho \nabla \cdot (\vec{V}\vec{V}) = -\nabla P + \nabla \cdot (\bar{\tau}) \quad (2)$$

در معادلات بالا \vec{V} بردار سرعت، P فشار استاتیکی، ρ چگالی و $\bar{\tau}$ تانسور تنش برشی است. با توجه به اینکه جریان تراکم‌ناپذیر است و هیچگونه انتقال حرارت و چشمه حرارتی در فیزیک مساله وجود ندارد پس نیازی به معادله انرژی نخواهد

برای سطح ایرفویل و دیواره دایروی که نشان‌دهنده سطح متحرک می‌باشد، اعمال می‌شود. همچنین به سطح متحرک حول مبدأ مختصات دوران داده می‌شود. در شرط مرزی دیوار هیچگونه شار حرارتی اعمال نمی‌شود و با اعمال شرط عدم لغزش، سرعت بر روی دیواره نیز صفر است.



شکل ۳ شرایط مرزی

تنظیمات مدل آشفتگی

برای تنظیمات مدل آشفتگی، تنظیمات پیش فرض فلونت برای مدل آشفتگی K ω -SST اعمال شده است.

تنظیمات حل گر

برای شبیه‌سازی عددی از نرم‌افزار انسیس فلونت (Fluent) نسخه (۱-۱۹) استفاده شده است. در ابتدا نوع حل گر فشار مینا (Pressure-Based) انتخاب می‌شود چون عدد ماخ کمتر از ۰/۳ است، چگالی ثابت است و این نوع حل گر مناسب تر است. برای الگوریتم حل روش سیمپل (Simple) انتخاب شده و نوع گسسته‌سازی معادلات به صورت پیش فرض است. همچنین برای تمامی معادلات ضرایب تخفیف (Under Relaxation Factors) ۰/۲ قرار داده شده است. برای قسمت چرخان از mesh motion استفاده می‌کنیم و سرعت‌های مدنظر را اعمال می‌کنیم.

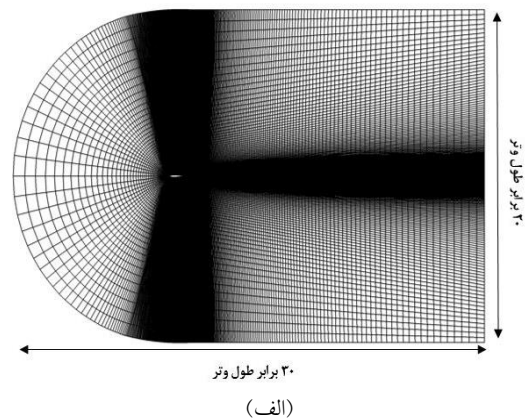
معیار همگرایی برای حل بگونه‌ای است که ضرایب برآ و پسا در هر تکرار از حل، ثابت و یا نوسانات تکراری و مشابه داشته باشند.

نتایج

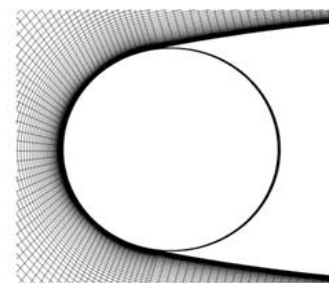
استقلال از تعداد شبکه

قبل از آنکه به شبیه‌سازی عددی پرداخته شود باید از عدم

سازمان (Structured) و شبکه لایه‌مرزی به گونه‌ای است که y^+ کمتر از یک یا حداکثر یک شود. همچنین اندازه فضای محاسباتی در راستای جلو، بالا و پایین به اندازه ۱۰ برابر طول وتر و در انتها به اندازه ۲۰ برابر طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است. در شکل (۲) نمای کلی از فضای محاسباتی، شبکه‌بندی و نمای نزدیک از شبکه‌بندی بر روی ایرفویل با سطح متحرک قابل مشاهده است. در لبه چرخان و نزدیک سطح ایرفویل به دلیل حساسیت و تاثیر بیشتر بر نتایج، مش ریزتر شده است تا لایه مرزی با کیفیتی داشته باشیم و تغییرات نواحی چرخان را بهتر دریافت کنیم.



(الف)

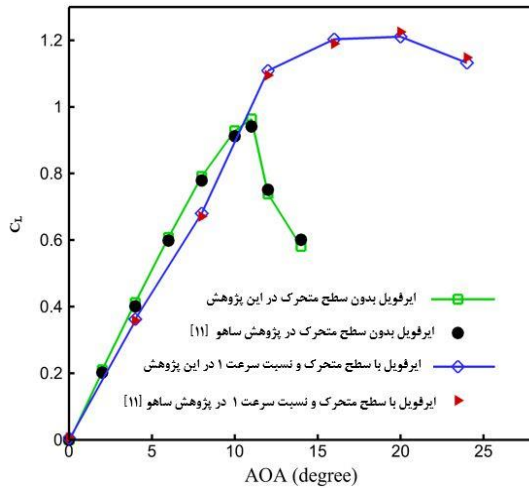


(ب)

شکل ۲ (الف) نمای کلی از فضای محاسباتی، شبکه‌بندی و (ب) نمای نزدیک از شبکه‌بندی

شرایط مرزی

در این پژوهش از سه نوع شرط مرزی (Boundary Conditions) سرعت ورودی (Velocity Inlet)، فشارخروجی (Pressure Outlet) و دیوار (Wall) استفاده شده که در شکل (۳) به نمایش درآمده است. در شرط مرزی سرعت ورودی، سرعت و راستای جریان ورودی تعیین می‌شود. در شرط مرزی فشار خروجی نیز مقدار فشار در مرز خروجی اعمال شده است. شرط مرزی دیوار



شکل ۵ اعتبارسنجی با نتایج ساهو و همکاران [11] بر روی ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت ۱

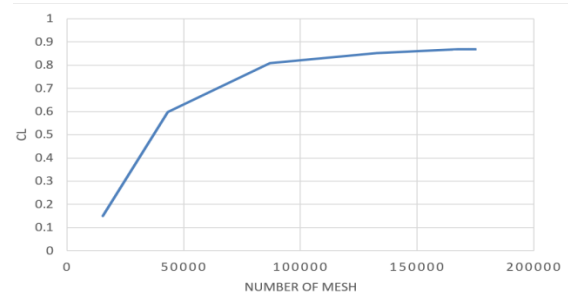
نتایج حاصل از شبیه‌سازی

حال که از استقلال نتایج نسبت به تعداد شبکه و صحت حل عددی اطمینان حاصل شد نوبت به شبیه‌سازی ایرفویل به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰ و حالت بدون سطح متحرک می‌رسد. ضریب نیروهای برآ و پسا نسبت به زاویه حمله برای تمامی نسبت سرعت‌ها در شکل (۶-۶) آمده است.

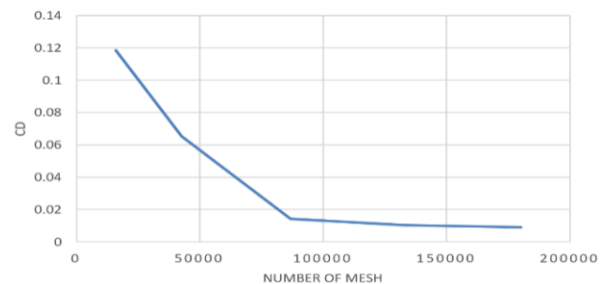
آنچه که در نگاه اول از شکل (۶) نمایان است تاثیر بسزای سطح متحرک قرار گرفته در لبه حمله ایرفویل می‌باشد. ضریب نیروی برآ با افزایش نسبت سرعت افزایش و ضریب نیروی پسا کاهش یافته است. مهم‌ترین دستاورد، در کاهش نیروی پسا می‌باشد. با افزایش نسبت سرعت نه تنها ضریب پسا کاهش می‌یابد بلکه نیروی پیشران نیز ایجاد می‌شود. از نسبت سرعت ۱۰ به بالا ضریب پسا منفی می‌باشد که حاکی از ایجاد نیروی پیشران است.

مزیت دیگر سطح متحرک همانگونه که انتظار می‌رفت، جلوگیری از جدایش جریان است. این مزیت برای زاویه حمله ۲۴ درجه در شکل (۷) مشخص است. در شکل (۷) کانتور (Contour) سرعت به همراه خطوط جریان (Streamline) در زاویه ۲۴ درجه برای ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت‌های ۵ و ۲۰ به نمایش درآمده است. ایرفویل بدون سطح متحرک در زاویه حمله ۲۴ درجه در حالت واماندگی قرار دارد به طوری که جریان کاملاً از سطح

تاثیرپذیری نتایج از تعداد و ابعاد شبکه محاسباتی اطمینان حاصل شود. برای این کار، استقلال نتایج برآ و پسا از تعداد شبکه بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در زاویه حمله ۱۰ درجه، بررسی شده است. این زاویه، بر روی جریان اعمال خواهد شد. همانطور که از شکل (۴) مشخص است، نتایج برای تعداد شبکه 150000 به بیشتر، تغییرات چندانی ندارد پس می‌توان بیان نمود که در این تعداد از شبکه، نتایج مستقل از تعداد شبکه است.



(الف)

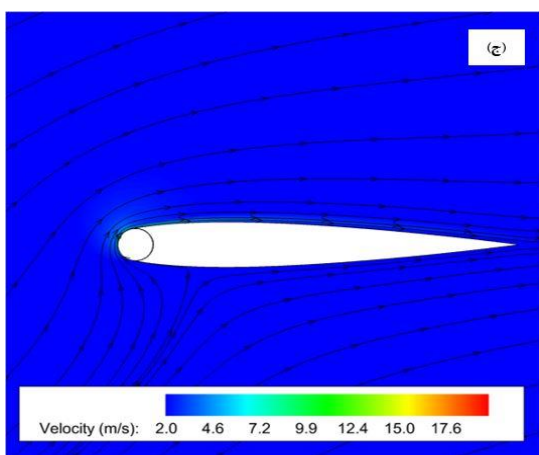
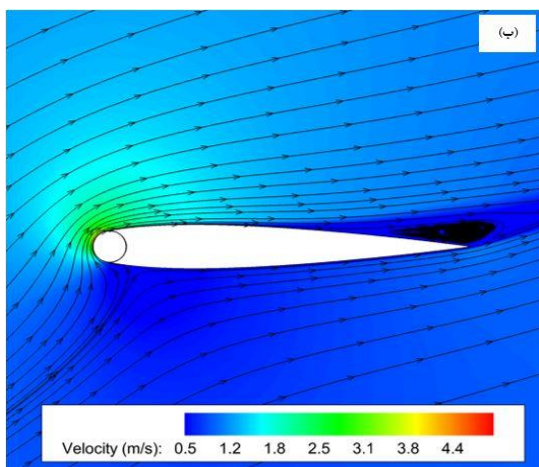
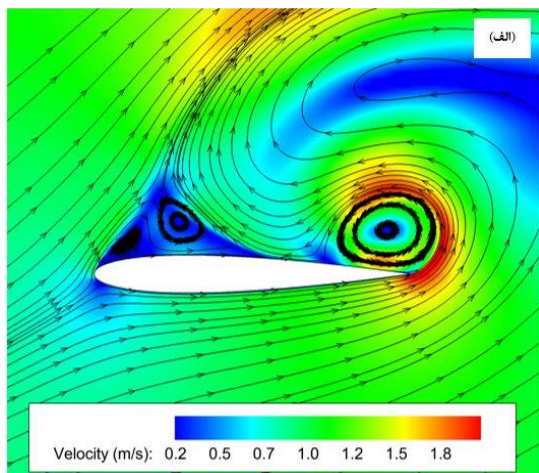


(ب)

شکل ۴ استقلال نتایج از تعداد شبکه در زاویه حمله ۱۰ درجه. (الف) ضریب برآ، (ب) ضریب پسا

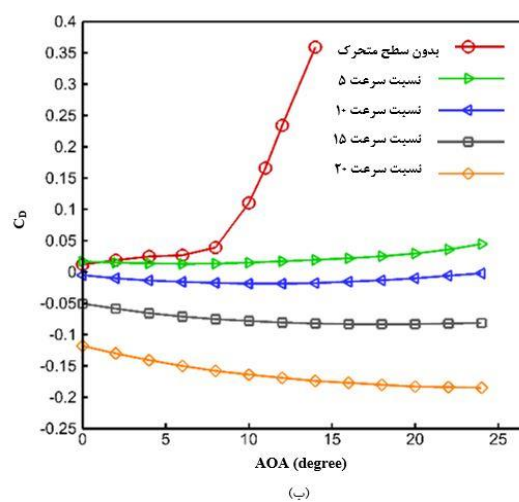
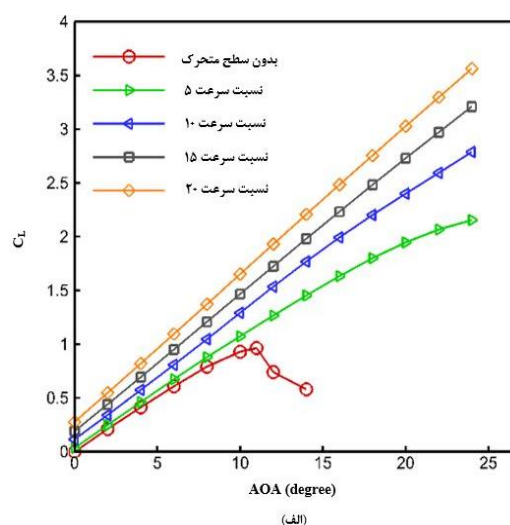
اعتبارسنجی (Validation) حل عددی

برای انجام شبیه‌سازی با مدل آشفتگی K ω -SST، در ابتدا باید از صحت حل عددی اطمینان حاصل شود. برای انجام این کار یک اعتبارسنجی بر روی ضریب برآ برای ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ بدون سطح متحرک و اعتبارسنجی دیگری بر روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به همراه سطح متحرک با نسبت سرعت ۱ با نتایج ارائه شده از پژوهش ساهو و همکاران [11] انجام شده که در شکل ۶، ۵ به نمایش درآمده است. شکل (۵) به خوبی، صحت حل عددی با مدل آشفتگی K ω -SST را در این پژوهش نشان می‌دهد.



شکل ۷ کانتور سرعت و خطوط جریان برای زاویه حمله ۲۴ درجه: (الف) ایرفویل بدون سطح متحرک، (ب) ایرفویل به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت ۵، (ج) ایرفویل به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت ۲۰

بالایی ایرفویل جدا شده است و با استفاده از سطح متحرک و افزایش نسبت سرعت، ناحیه جدایش جریان محو و از جدایش جریان جلوگیری شده است. دلیل این امر تزریق انرژی به لایه مرزی توسط سطح متحرک می باشد. هرچه نسبت سرعت بیشتر باشد، انرژی تزریق شده به لایه مرزی نیز بیشتر خواهد بود. در شکل (۷) هنگامی که نسبت سرعت ۵ می باشد، گرچه از جدایش جریان به میزان زیادی جلوگیری شده است اما هنوز جدایش جریان از سطح بالایی ایرفویل مشاهده می شود. با افزایش نسبت سرعت به ۲۰ و افزایش انرژی تزریق شده به لایه مرزی از جدایش جریان به طور کامل جلوگیری شده است.

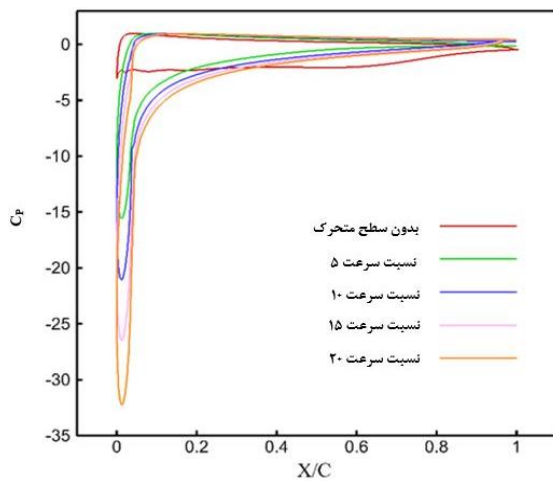


شکل ۶ ضرایب برآ و پسا بر روی ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت های متفاوت (الف) ضریب برآ (ب) ضریب پسا

همانطور که بیان شد مهم ترین دستاورد این پژوهش، ایجاد نیروی پیشران در نسبت سرعت های بالا می باشد. دلیل این امر را می توان در سهم پسای فشاری نسبت به پسای کل و رسم ضریب فشار بر روی سطح جست و جو کرد. این جست و جو

افزایش سرعت جریان لایه مرزی به واسطه تزریق انرژی به لایه مرزی توسط سطح متحرک است.

در ادامه با رسم نمودار ضریب فشار بر روی سطح ایرفویل و سطح متحرک، علت منفی شدن پسای فشاری مشخص شده است. در شکل (۸) نمودار ضریب فشار بر روی سطح برای ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت‌های ۵، ۱۰، ۱۵ و ۲۰ رسم شده است. همانطور که از شکل (۸) مشخص است در حالت ایرفویل با سطح متحرک، ضریب فشار در لبه حمله به شدت افت می‌کند و هرچه نسبت سرعت بیشتر باشد افت ضریب فشار نیز بیشتر خواهد بود. از طرفی ضریب فشار در اکثر نواحی دیگر افزایش می‌یابد.



شکل ۸ نمودار ضریب فشار بر روی سطح برای ایرفویل بدون سطح متحرک و به همراه سطح متحرک در نسبت سرعت‌های مختلف

شکل (۹) حالت شماتیکی از نیروهای فشاری اعمال شده بر سطح ایرفویل و برآیند آنها را نشان می‌دهد. براساس شکل (۸) ضریب فشار در لبه حمله بسیار کمتر از سایر نقاط روی سطح ایرفویل می‌باشد پس نیروی فشاری در لبه حمله بسیار کوچک‌تر از سایر نقاط است. در نتیجه انتظار می‌رود برآیند نیروهای فشاری از لبه فرار (Trailing Edge) به سمت لبه حمله باشد که با تجزیه این بردار نیرو سهمی از آن در راستای Y و سهمی دیگر در خلاف جهت جریان یعنی جهت X- قرار می‌گیرد. سهمی از بردار برآیند نیروهای فشاری که در راستای X است، سبب ایجاد نیروی پیشران می‌شود. پس می‌توان به این نتیجه دست یافت که کاهش فشار و ضریب فشار در لبه حمله سبب ایجاد پسای فشاری منفی می‌شود و هرچه نسبت

برای زاویه حمله ۲۴ درجه انجام شده است. در جدول (۱) ضریب پسای کل و سهم پسای فشاری و اصطکاکی برای زاویه حمله ۲۴ درجه در تمامی نسبت سرعت‌ها و ایرفویل بدون سطح متحرک گزارش شده است. همانگونه که از جدول (۱) مشخص است در حالت ایرفویل بدون سطح متحرک، پسای فشاری سهم غالب‌تری نسبت به پسای اصطکاکی دارد به گونه‌ای که می‌توان از پسای اصطکاکی در مقابل پسای فشاری صرف نظر نمود. اما با استفاده از سطح متحرک در لبه حمله ایرفویل، در نسبت سرعت ۵، به میزان قابل توجهی از پسای فشاری کاسته و کمتر از پسای اصطکاکی شده است. البته پسای اصطکاکی افزایش یافته که حاصل از افزایش سرعت جریان لایه مرزی به واسطه تزریق انرژی به لایه مرزی توسط سطح متحرک است. گرچه پسای فشاری در نسبت سرعت ۵ کاهش چشمگیری داشته اما همچنان میزان مثبتی می‌باشد، در نتیجه پسای کل مثبت است. با رجوع به شکل (۷) و مشاهده کانتور سرعت در نسبت سرعت ۵، مشاهده می‌شود که گرچه به میزان قابل توجهی از جدایش جریان جلوگیری شده اما همچنان جدایش جریان از سطح بالایی ایرفویل مشاهده می‌شود. به همین دلیل در نسبت سرعت ۵، پسای فشاری سهم قابل ملاحظه‌ای از پسای کل را دارد.

جدول ۱ ضریب پسای کل، فشاری و اصطکاکی در زاویه حمله ۲۴ درجه

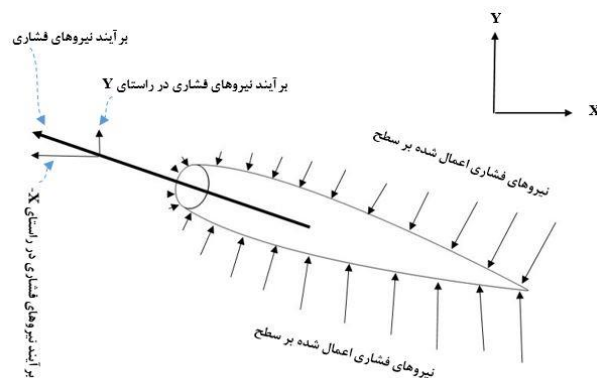
نوع پسای	پسای کل	پسای فشاری	پسای اصطکاکی
بدون سطح متحرک	۰/۷۷۳۶	۰/۷۷۲۴	۰/۰۰۱۲
نسبت سرعت ۵	۰/۰۴۴۷	-۰/۰۱۱۶	۰/۰۳۳۱
نسبت سرعت ۱۰	-۰/۰۰۲۳	-۰/۰۷۳۴	۰/۰۷۱۱
نسبت سرعت ۱۵	-۰/۰۸۱۲	-۰/۱۹۳۹	۰/۱۱۲۷
نسبت سرعت ۲۰	-۰/۱۸۵	-۰/۳۴۲	۰/۱۵۷

در ادامه با افزایش نسبت سرعت از جدایش جریان به‌طور کامل جلوگیری می‌شود و همانگونه که در جدول (۱) گزارش شده، تنها پسای فشاری ایجاد نمی‌شود بلکه میزان آن منفی بوده که نشان از ایجاد نیروی پیشران می‌باشد. گرچه با افزایش نسبت سرعت پسای اصطکاکی افزایش می‌یابد اما پسای فشاری منفی‌تر شده که در مجموع باعث منفی شدن پسای کل می‌شوند. پس نیروی پیشران ایجاد شده ناشی از پسای فشاری منفی است. دلیل افزایش پسای اصطکاکی همانطور که بیان شد

نسبت سرعت بیشتر باشد نیروی پیشرانش ایجاد شده نیز بیشتر است. منبع نیروی پیشرانش ایجاد شده پسای فشاری منفی می‌باشد. دلیل ایجاد پسای فشاری منفی، کاهش شدید فشار در لبه حمله ایرفویل می‌باشد که باعث می‌شود برآیند نیروهای فشاری اعمال شده بر سطح از لبه فرار به سمت لبه حمله باشد. با تجزیه این بردار نیرو سهمی از آن در راستای Y و سهمی دیگر در خلاف جهت جریان یعنی جهت -X قرار می‌گیرد. سهمی از بردار برآیند نیروهای فشاری که در راستای -X است، سبب ایجاد نیروی پیشرانش و سهمی از بردار برآیند نیروهای فشاری که در راستای Y است، سبب افزایش نیروی برآ می‌شود (به شکل ۹ رجوع شوع شود). از طرفی با افزایش نسبت سرعت، پسای اصطکاکی نیز افزایش می‌یابد که این امر به دلیل افزایش سرعت جریان لایه مرزی به واسطه تزریق انرژی توسط سطح متحرک به جریان لایه مرزی است. اما در مجموع به دلیل منفی بودن پسای فشاری، پسای کل مقداری منفی دارد که نمایانگر ایجاد نیروی پیشرانش است. در نسبت سرعت بالا، نتایج فوق حاصل شده است و از آنجایی که در سایر مقالات نسبت سرعت‌های پایین‌تر بررسی شده است، چنین نتایجی گزارش نشده است و این اختلاف اصلی میان این پژوهش با پژوهش‌های پیشین است.

در مجموع می‌توان بیان نمود که استفاده از سطح متحرک به صورت استوانه چرخشی قرار گرفته در لبه حمله ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت‌های بالا پرداخته شده است. در حالت ایرفویل بدون سطح متحرک زاویه حمله و اماندگی ۱۱ درجه است و بعد از این زاویه حمله، جریان به طور کامل از سطح بالایی ایرفویل جدا می‌شود که در این حالت پسای فشاری سهم غالب‌تری نسبت به پسای اصطکاکی بر پسای کل دارد.

سرعت بیشتر شود افت فشار در لبه حمله بیشتر، پسای فشاری منفی‌تر و نیروی پیشرانش بیشتری ایجاد می‌شود. همچنین سهمی از بردار برآیند نیروهای فشاری که در راستای Y است سبب افزایش نیروی برآ می‌شود.



شکل ۹ شماتیکی از نیروهای فشاری اعمال شده بر سطح ایرفویل و برآیند آنها

نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی اثر سطح متحرک به صورت استوانه چرخشی قرار گرفته در لبه حمله ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نسبت سرعت‌های بالا پرداخته شده است. در حالت ایرفویل بدون سطح متحرک زاویه حمله و اماندگی ۱۱ درجه است و بعد از این زاویه حمله، جریان به طور کامل از سطح بالایی ایرفویل جدا می‌شود که در این حالت پسای فشاری سهم غالب‌تری نسبت به پسای اصطکاکی بر پسای کل دارد.

استفاده از سطح متحرک سبب جلوگیری از جدایش جریان، و اماندگی ایرفویل، افزایش برآ و کاهش پسای منفی اثر سطح متحرک در نسبت سرعت‌های مختلف متفاوت است و هرچه نسبت سرعت بیشتر باشد اثر آیرودینامیکی آن مطلوب‌تر است. با افزایش نسبت سرعت، انرژی تزریق شده به لایه مرزی بیشتر شده و جدایش جریان بیشتر به تأخیر می‌افتد در نتیجه پسای فشاری که ناشی از جدایش جریان است به میزان زیادی کاهش می‌یابد. از بین حالت‌های بررسی شده، نسبت سرعت ۲۰ در زاویه حمله ۲۴ درجه با ضریب برآ ۳/۵۶۴ و ضریب پسای ۰/۱۸۵، مطلوب‌ترین عملکرد آیرودینامیکی را داشته است.

مهم‌ترین دستاورد این پژوهش در ضریب پسای منفی است. ضریب پسای منفی نشانه ایجاد نیروی پیشرانش می‌باشد. هرچه

فهرست علائم

وتر ایرفویل	C
ضریب پسای	C _D
ضریب برآ	C _L
ضریب فشار	C _p
فشار، Pa	P
مکان و جهت	X
مکان و جهت	Y
سرعت سیال، m/s	V

تقدیر و تشکر

چگالی، kg/m^3 ρ

تانسور تنش برشی

 $\bar{\tau}$

مراجع

- [1] V. J. Modi, "Moving surface boundary-layer control: a review", *Journal of fluids and structures*, vol.11, no, 6, pp. 627-63, (1997).
- [2] J. A. Seifert, "review of the Magnus effect in aeronautics", *Aerospace Sciences*, vol. 55, pp. 17-45, (2012).
- [3] A. Favre., "Contribution à l'étude expérimentale des mouvements hydrodynamiques à deux dimensions" E. Blondel La Rougery, (1938).
- [4] V. J. Modi., J. L. Sun., T. Akutsu., P. Lake, K. McMillan., P. G. Swinton, D. Mullins, "Moving-Surface Boundary-Layer Control for Aircraft Operation at High Incidence", *Journal of Aircraft*, vol. 18, no, 11, pp. 963-8, (1981).
- [5] V. J. Modi., F. Mokhtarian, M. S. U. K. Fernando., T. Yokomizo., "Moving surface boundary-layer control as applied to two-dimensional airfoils", *Journal of Aircraft*, vol. 28, no,2: pp.104–112, (1991).
- [6] V. J. Modi., E. Shih, B. Ying, T. Yokomizo, "Drag reduction of bluff bodies through momentum injection", *Journal of Aircraft*, vol. 29, no, 3, pp. 429–436. (1992).
- [7] P. J. Strykowski, P. J. Sreenivasan, "On the formation and suppression of vortex 'shedding' at low Reynolds numbers", *Fluid Mechanics*, 218, Pp. 71–107, (1990).
- [8] A. Z. Al-Garni, A. M. Al-Garni, S. A. Ahemd, A. Z. Sahin, "Flow control for an aerofoil with leading edge rotation: an experimental study", *Journal of Aircraft*, vol. 37, no, 4, pp. 617–622, (2000).
- [9] S. Mittal, "Control of flow past bluff bodies using rotating control cylinders", *Journal of Fluids and Structures*, vol. 15, no, 2, pp. 291-326, (2001).
- [10] B. S. V. P. Patnaik, G. W. Wei, "Controlling wake turbulence", *Phys Rev Lett*, vol. 88, no, 5, pp. 054502-54511-054502-4, (2002).
- [11] R. Sahu, B. S. V. Patnaik, "CFD simulation of momentum injection control past a streamlined body", *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, vol. 21, no,8, pp. 980-1001, (2011).
- [12] E. Salimipour, A. Salimipour, "A Power minimization and vortex shedding elimination of a circular cylinder by moving surface mechanism", *Ocean Engineering*, vol. 189, P. 106408, (2019).
- [13] G. R. Assi, R. M. Orselli, M. Silva-Ortega, "Control of vortex shedding from a circular cylinder surrounded by eight rotating wake-control cylinders at $\text{Re}=100$ ", *Journal of Fluids and Structures*, vol. 89, pp. 13-24, (2019).
- [14] E. Salimipour, S. Yazdani, "Improvement of aerodynamic performance of an offshore wind turbine blade by moving surface mechanism", *Ocean Engineering*, vol. 195, P. 106710, (2020).
- [15] F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry, "Ten years of industrial experience with the SST turbulence model", *Turbulence Heat and Mass Transfer*, vol. 4, no,1, pp. 625-32, (2003).

