



Experimental Study of Aerodynamic Behavior of NACA0012 Airfoil near the Surface

M. Hadi doolabi*, M. Bakhtiari Far, S. H. Sadati

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ABSTRACT: When a flying vehicle approaches a surface of water or land, changes occur in the pattern of the fluid flow field around it. This change in flow field eliminates the direct effect on aerodynamics and control of the vehicle. This is more common when the vehicle is landing and taking off, as well as flying at low altitudes, which is called the surface effect. In this research, the phenomenon of surface effect and its effect on aerodynamic coefficients and flow pattern around NACA0012 airfoil in the static incompressible subsonic regime have been investigated numerically and experimentally. Experimental tests were performed in the incompressible subsonic wind tunnel of the Ghadr National Aerodynamics Research Center of Imam Hossein University with a cross-sectional area of 80 by 100 cm. The simulation of the phenomenon is a fixed ground with the minimum possible thickness of the boundary layer in the wind tunnel. Solve the flow field numerically based on Navier Stokes equations along with the Transition-SST viscous model. The impact of the surface effect phenomenon on the change of aerodynamic coefficients has been investigated by considering different distances from the surface in the static state. The pressure distribution on the airfoil surface is measured by an accurate pressure sensor and is due to the surface effect phenomenon at close distances to the surface. The results of the static analysis show an increase in lift force and a decrease in drag force.

Review History:

Received: Apr. 09, 2021

Revised: Aug. 01, 2021

Accepted: Aug. 02, 2021

Available Online: Aug. 07, 2021

Keywords:

Ground effect

Incompressible subsonic

NACA0012

Numerical study

Wind tunnel

1- Introduction

During the flight, when a flying vehicle approaches the surface (watery or terrestrial), changes occur in the pattern of the flow field around it, and necessary arrangements must be made to keep flight. This change in flow field has a direct effect on the aerodynamics and control of the flying vehicle. This is especially true when the flying vehicle is landing and taking off, as well as flying at low altitudes. The sum of these events leads to a phenomenon known as the surface effect [1-3].

Studies show that the main researches in the field of surface effect are related to the study of the effects of airfoil geometric parameters and flow parameters on the aerodynamic behavior of airfoil in static mode. The study of the aerodynamic behavior of airfoils with oscillating movements near the surface has not been considered in previous studies.

2- Subject Definition

When two-dimensional airfoils are placed near the surface, depending on the shape of the airfoil curve and its angle of attack and the distance to the surface, different positions can occur and different aerodynamic behaviors

can be observed, especially in the force factor. For airfoils whose bottom surface is convex and at a low angle of attack, a similar situation is created between their bottom surface and the wall of the venturi nozzle. Another situation is the effect of the current hitting the lower surface of the airfoil and increasing the resulting pressure, which results in an increase in the lifting force. This situation occurs for airfoils that have a flat bottom surface or a high angle of attack.

3- Numerical Study

In addition to the experimental study, the existing numerical commercial software has also been used to analyze the problem. The flow field model and its dimensions, as well as the boundary conditions considered for the solution, are in accordance with Fig. 1. Shown distance of the airfoil from the ground (h) measured from the trailing edge of the airfoil to the ground. The airfoil chord (c) is assumed to be 0.15 m.

The suitable boundary grid is created layer network on the surface of the airfoil and the surface of the ground model, and inside the field, a triangular grid has been used.

4- Experimental Study

Wind tunnel test is used to analyze the flow field around the NACA0012 airfoil under the considered conditions. All

*Corresponding author's email: hami



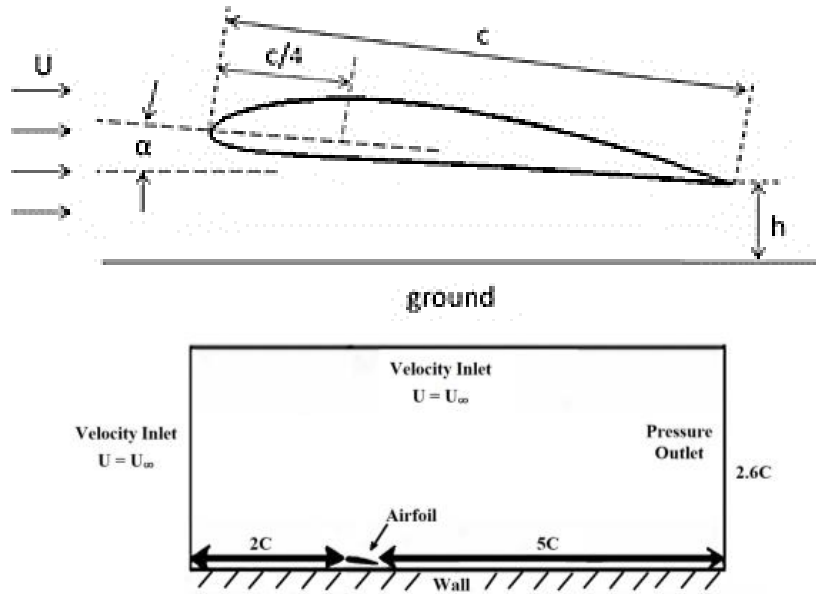


Fig. 1. Boundary conditions and dimensions of the solution domain

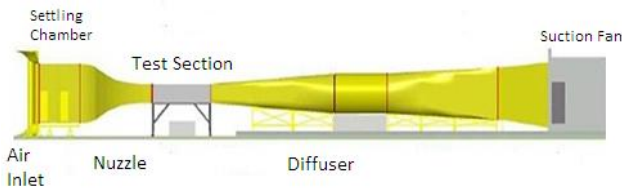


Fig. 2. Wind tunnel schematic

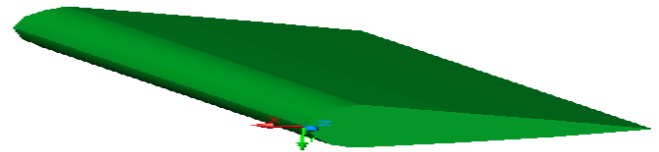


Fig. 3. Three-dimensional and two-dimensional view of NACA0012 airfoil model

tests are carried out in an open circuit, suction type low-speed wind tunnel. The dimensions of the test chamber are 80cm × 100cm. Its operating speed range is 5 to 95 meters per second. Its turbulence intensity is less than 5%.

NACA 0012 airfoil with a length of 0.6 m and a chord of 0.15 m was used for this study. A view of the airfoil model used with the position of the pressure points prepared on its upper and bottom surfaces is shown in Fig. 3.

In order to prepare the surface effect phenomenon simulator in the wind tunnel by the stationary surface method, the surface effect phenomenon simulation plate was installed in the wind tunnel test section. To have the lowest boundary layer effect and provide a suitable and uniform flow, some modifications are made to the plate, including angling the plate against the flow by 2° and adding a wedge piece in front of the plate.

The following are the test results of the NACA0012 model in static and pitching oscillating motion.

5- Conclusion

In this study, unlike conventional airfoils used in flying vehicles facing the surface effect phenomenon (airfoil with a flat bottom surface), the aerodynamic behavior of NACA 0012 symmetrical airfoil adjacent to the surface has been statically investigated. The results show that the drag coefficient decreases and the lift coefficient increases. For airfoils with a convex underside, height reduction can have different effects on the lift force coefficient. Also, the type of airfoil surface curve leads to a different distribution of pressure coefficient in the lower surface of the airfoil in the face of the surface effect phenomenon, which is due to the formation of a venturi nozzle between the convex lower surface of the airfoil and the plate below it. The pressure coefficient of the airfoil adjacent to the surface changes with the angle of the airfoil, so that it decreases with decreasing angle of attack.

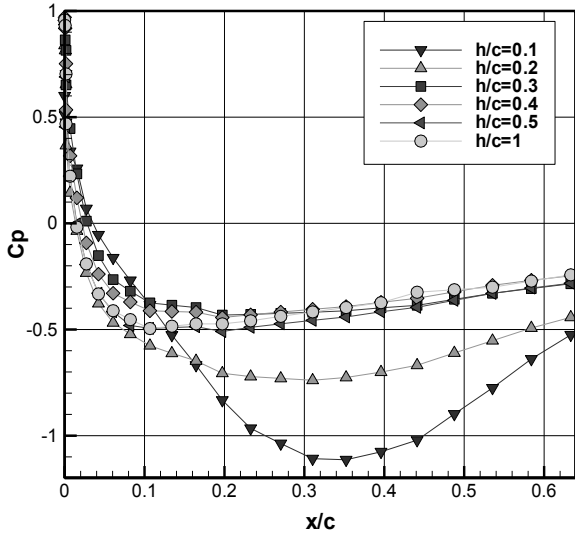


Fig. 4. Variation of pressure coefficient on the lower surface of NACA0012 airfoil at $v=30$ m/s, $\alpha=0$ and different h/c

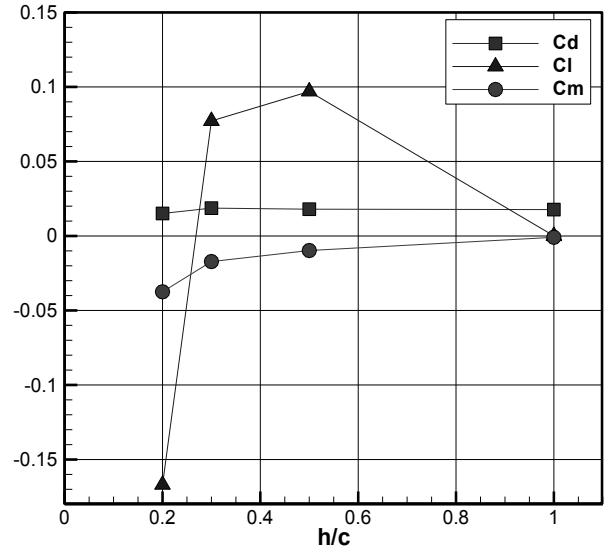


Fig. 6. Aerodynamic coefficients of NACA0012 airfoil at $V=30$ m/s, $\alpha=0$, and different h/c

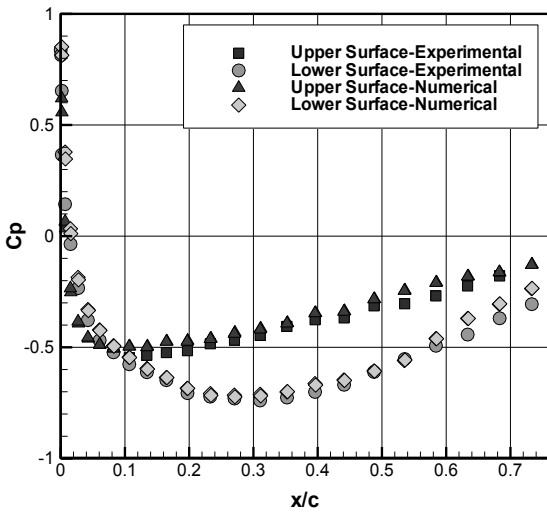


Fig. 5. Comparison of the experimental and numerical pressure coefficient results for NACA0012 airfoil at $h/c=0.2$, $\alpha=0$ and $V=30$ m/s

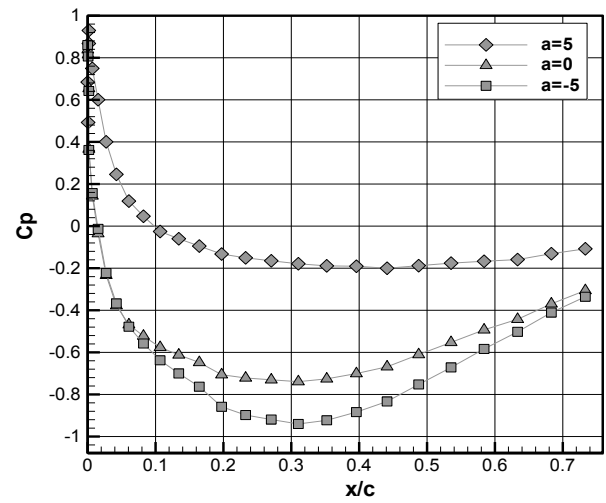


Fig. 7. Comparison of pressure coefficient distribution on the lower surface of NACA0012 airfoil at $h/c=0.2$, $V=30$ m/s, and different attack angles

References

- [1] H. Liang, L. Zhou, Z. Zong, L. Sun, An analytical investigation of two-dimensional and three-dimensional biplanes operating in the vicinity of a free surface, *Journal of Marine Science and Technology*, 18(1) (2013) 12-31.
- [2] H. Lu, K.B. Lua, T.T. Lim, K.S. Yeo, Aerodynamics of a two-dimensional hovering wing in ground effect, in: 17th Int. Symp. on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 2014.
- [3] M. Holloran, S. O'Meara, Wing in ground effect craft review, DEFENCE SCIENCE AND TECHNOLOGY ORGANISATION CANBERRA (AUSTRALIA), 1999.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

M. Hadi doolabi, M. Bakhtiari Far, S. H. Sadati, Experimental Study of Aerodynamic Behavior of NACA0012 Airfoil near the Surface, Amirkabir J. Mech Eng., 54(1) (2022) 23-26.

DOI: [10.22060/mej.2019.15465.6128](https://doi.org/10.22060/mej.2019.15465.6128)





مطالعه تجربی رفتار آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در نزدیک سطح

مصطفی هادی دولابی^{*}، مهدی بختیاری فر، سید حسین ساداتی

دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران.

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۰/۰۱/۲۰

بازنگری: ۱۴۰۰/۰۵/۱۰

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۵/۱۱

ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۰۵/۱۶

کلمات کلیدی:

پدیده اثر سطح

مادون صوت تراکم‌ناپذیر

ناکا ۰۰۱۲

مطالعه عددی

تونل باد

خلاصه: هنگامی که یک وسیله پرنده به یک سطح آبی یا خاکی نزدیک می‌شود، در الگوی میدان جریان سیال اطراف آن تغییراتی بوجود می‌آید. این تغییر میدان جریان بر آیرودینامیک و کنترل پرنده اثر مستقیم می‌گذارد. این موضوع بیشتر در هنگام نشست و برخاست پرنده و نیز پرواز کروز با ارتفاع کم نمود پیدا می‌کند، که آن را اثر سطحی می‌نامند. در این پژوهش پدیده اثر سطحی و اثر آن در ضرایب آیرودینامیکی و الگوی جریان اطراف ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در رژیم مادون صوت تراکم‌ناپذیر در حالت استاتیکی به صورت عددی و تجربی بررسی شده است. آزمون تجربی در تونل باد مادون صوت تراکم‌ناپذیر مرکز تحقیقات ملی آیرودینامیک قدر دانشگاه جامع امام حسین (ع) با سطح مقطع ۸۰ در ۱۰۰ سانتی متر انجام شده است. شبیه سازی پدیده به صورت زمین ثابت و با حداقل ضخامت لایه مرزی ممکن در تونل باد می‌باشد. حل میدان جریان به صورت عددی براساس معادلات ناویراستوکس به همراه مدل لزجت گذار-اس اس تی انجام شده است. تأثیر پدیده اثر سطح بر تغییر ضرایب آیرودینامیکی با در نظر گرفتن فواصل مختلف از سطح در حالت استاتیکی بررسی شده است. توزیع فشار روی سطح ایرفویل بوسیله سنسور دقیق فشار اندازه‌گیری شده است و در فواصل نزدیک به سطح متأثر از پدیده اثر سطح است. نتایج تحلیل استاتیکی نشان دهنده افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا است.

۱- مقدمه

در هنگام پرواز، زمانی که یک وسیله‌ی پرنده به سطح (آبی یا خاکی) نزدیک می‌شود در الگوی میدان جریان اطراف آن تغییراتی به وجود می‌آید که برای ادامه حرکت بایستی تمهیدات لازم اندیشه شود. این تغییر میدان جریان بر آیرودینامیک و کنترل پرنده اثر مستقیم می‌گذارد. این موضوع بیشتر در هنگام نشست و برخاست پرنده و نیز پرواز کروز با ارتفاع کم نمود پیدا می‌کند. مجموع این اتفاقات دلیل حصول پدیده‌ای می‌شود که آن را با عنوان اثر سطحی^۱ می‌شناسند [۱].

هنگامی که یک بال در نزدیکی سطح یک دیواره در فاصله‌ای کمتر از نصف طول بال قرار می‌گیرد، دو تغییر در رفتار آیرودینامیکی آن اتفاق می‌افتد. یکی افزایش برآ^۲ و دیگری کاهش پسا^۳ که در نهایت موجب افزایش نسبت برآ به پسا می‌شود. پدیده اثر سطحی شامل هر دو مورد است. افزایش

برآ بر اثر محبوس و فشرده شدن هوا بین سطح زیرین بال و دیواره می‌باشد که در اثر کاهش فاصله از زمین رخ می‌دهد. در این حالت چیزی شبیه یک بالشک هوا در زیر بال ایجاد می‌شود. از طرفی در اثر نزدیک شدن به سطح، گردابه‌های نوک بال^۴ نسبت به پرواز در جریان آزاد دور از سطح ضعیف شده و سرعت فروزش^۵ روی بال کم می‌شود، در نتیجه زاویه حمله مؤثر افزایش می‌یابد. کاهش پسا نیز در اثر کاهش اثر گردابه‌های نوک بال و پسای القایی^۶ است که در نهایت موجب کاهش پسای کل می‌شود. شکل ۱ و شکل ۲ به ترتیب الگوی جریان در دو حالت دور و نزدیک به سطح را نشان می‌دهند [۱-۳].

یک نمونه کاربردی از پدیده اثر سطحی را می‌توان پرنده‌های آب نشین یا ویگ‌ها^۷ دانست. ویگ‌ها نیاز به افزایش سرعت در حمل و نقل دریایی را می‌توانند برآورده کنند و فاصله بین هوانوردی و دریانوردی را پر کنند. همچنین ویگ‌ها کارایی و پایداری بالایی دارند، به خصوص وقتی که با دیگر

- 4 Tip vortex
- 5 Downwash
- 6 Induced drag
- 7 WIG

- 1 Ground effect
- 2 Lift
- 3 Drag

^{*} نویسنده عهده‌دار مکاتبات: mhadidoolabi@mut.ac.ir





شکل ۲. گردابه‌های نوک بال در فاصله نزدیک سطح

Fig. 2. wing tip vortices near the surface



شکل ۱. گردابه‌های نوک بال در فاصله دور از سطح

Fig. 1. wing tip vortices far-off the surface

و نقاط ضعف و قوت هر کدام را بیان نمودند. این تحقیق برای بهینه سازی طراحی ایرفویل‌های اثر زمین انجام شده بود. در پژوهشی دیگر، تریسیز باربر [۶] یک مطالعه روی پدیده اثر سطحی انجام داد. او ترکیبی از کار تجربی و حل عددی را به کار برد. با مشاهده رفتار جریان در حل عددی به موارد و پارامترهایی رسیدند که در آزمایش تجربی بایستی در نظر گرفته می‌شد؛ از جمله: شبیه‌سازی حرکت زمین با کمک تسمه نقاله. او نیز روی رعایت درست شرایط مرزی در هر دو حالت تجربی و عددی و دیدن اثرات ویسکوزیته تاکید داشت. در سال ۲۰۰۴ آقای احمد رفیع الدین [۷] یک کار تجربی روی ایرفویل‌های ناکا ۰۰۱۵، ۴۴۱۵ و ۶۴۱۵ انجام داد. وی تعدادی نقاط فشار روی ایرفویل‌ها ایجاد نمود و فشارهای مربوطه را به دست آورد. به کمک ابزاری مدل را بسیار نزدیک سطح نگه داشت. نقص کار، در نظر نگرفتن لایه مرزی شکل گرفته از سطح ساکن زیر مدل و تأثیر آن روی جریان اطراف مدل در پدیده اثر سطحی بود. در سال ۲۰۰۴ کوازو و همکاران در دانشگاه توتورو ژاپن، بال مثلی شکل را در تونل باد در حالت سه بعدی در نزدیک سطح آزمایش کرده و پارامترهای دینامیکی بال دلتا شکل را در حالت جریان ناپایا مورد بررسی قرار دادند. ژانگ و زریهان [۸] (۲۰۰۲) در دانشگاه ساوت‌امپتون بال دارای فلپ را در نزدیکی سطح در تونل باد مورد آزمایش قرار دادند. آن‌ها دریافتند که در ناحیه‌ای نزدیک به نصف پهنای بال جریان شبه دوبعدی است. آن‌ها همچنین اثر فلپ و تغییر زاویه آنرا در نزدیکی سطح بررسی کردند. در سال ۲۰۱۱، اسموتز و سایر [۹] تحقیقی را روی پدیده اثر سطحی در محیط برنامه فلوئنت^۳ انجام دادند. ایشان شرایط زمین هموار و ناهموار را مدل‌سازی نمودند. این کار روی ایرفویل دی‌اچ‌ام‌تی‌یو ۱۰-۴۰-۲-۱۰-۲-۱۰-۲-۶۰-۲۱-۵ صورت پذیرفت. در سال ۱۳۹۳، طحانی و همکاران [۱۰] پژوهشی را در خصوص بررسی عددی اثرات تغییرات هندسه

وسایل آبی سرعت بالا مقایسه می‌شوند. کاربرد دیگر پدیده‌ی اثر سطحی در زمان نشست و برخاست هواپیماها به‌خصوص در هواپیماهای با نسبت منطری بالا می‌باشد [۱ و ۴].

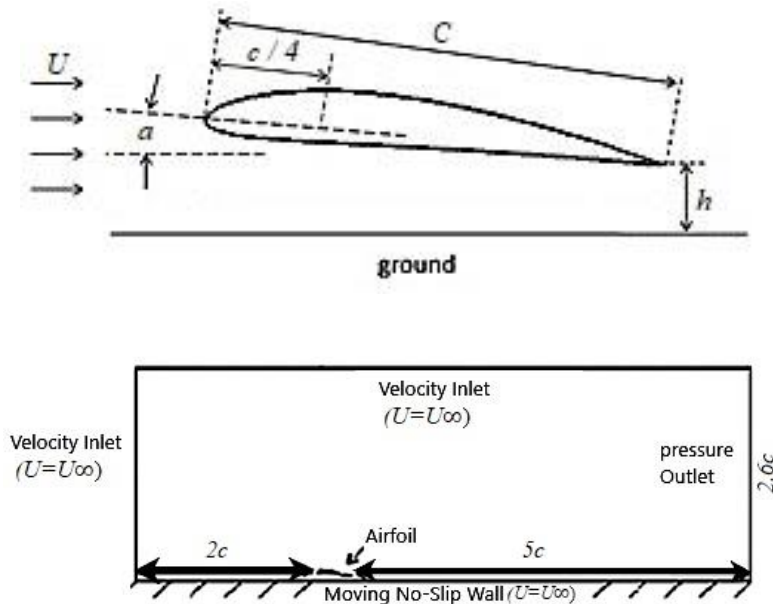
در جستار پیشینه تاریخی این پدیده به سال‌های قبل از ۱۹۲۰ میلادی و با پرواز اولین هواپیماها و گزارش پدیده اثر سطح توسط خلبانان می‌رسیم. این گزارشات نشان می‌داد که عموماً در هنگام فرود و برخاست در هواپیماها، نیروی پسا کاهش و نیروی برآ افزایش می‌یابد. در سال ۱۹۲۲ میلادی وایزبرگر اثر سطح را مورد بررسی تجربی و تئوری قرار داد. پس از آن آزمایش‌های متفاوتی برای بررسی تجربی این پدیده انجام شد. محققین با قرار دادن یک صفحه تخت در نزدیکی بال در تونل باد این پدیده را بررسی می‌کردند. در دهه ۱۹۲۰ محققین به منظور تکمیل کارهای وایزبرگر برگر هواپیمای واقعی وی‌ای-۷ را در ارتفاع بالا از زمین مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که نیروی پسا وارد بر هواپیما در نزدیکی سطح کاهش پیدا می‌کند. در دهه شصت در اتحادیه جماهیر شوروی سابق، توسعه و پیشرفت شناور اثر سطحی توسط دفتر مرکزی طراحی هیدروفویل^۱ به سرپرستی راستسیلا و آکسیف صورت‌می‌گرفت. تلاش جهت ساخت یک وسیله حمل و نقل سریع آبی، به رهبری آکسیف منجر به توسعه و پیشرفت شناور اثر سطحی در روسیه شد.

در همان زمان در ایالت متحده پیشرفت‌های مهمی در حال شکل گرفتن بود. الکساندر لیبیش آلمانی که امروزه به عنوان پدر بال‌های دلتا شکل از او یاد می‌شود، اولین شناور اثر سطحی خود (ایکس-۱۱۲) را تست کرد.

مور و همکاران [۵] تحقیقی را روی هندسه ایرفویل^۲ در مواجهه با پدیده اثر سطحی داشتند. آن‌ها دو نوع ایرفویل به نام‌های دی‌اچ‌ام‌تی‌یو ۱۲-۳۵/۳-۱۰/۲-۱۰/۱۲/۸۰ و ناکا ۰۰۱۲ را در تونل باد مورد تحلیل قرار دادند

1 CHDB

2 Airfoil



شکل ۳. شرایط مرزی و ابعاد محیط حل

Fig. 3. Boundary conditions and dimensions of the solution domain

سطح زیرین ایرفویل و افزایش فشار حاصل از آن می‌باشد که نتیجه‌ی آن افزایش نیروی برآ می‌باشد. این وضعیت برای ایرفویل‌هایی که دارای سطح زیرین تخت و یا زاویه‌ی حمله‌ی بالا هستند، اتفاق می‌افتد.

همان‌طور که اشاره شد موضوع اصلی پژوهش حاضر بررسی رفتار آیرودینامیکی مقطع بال دوبعدی در مجاور سطح می‌باشد. بدین منظور ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به عنوان یک ایرفویل مرجع انتخاب و مورد بررسی قرار گرفت. این ایرفویل از جمله ایرفویل‌های متقارن با ضخامت متوسط بوده که سطح زیرین آن محدب می‌باشد. بدین ترتیب برای این ایرفویل می‌توان با در نظر گرفتن فواصل مختلف تا سطح و زوایای حمله‌ی مناسب هم اثرات حاصل از ایجاد وضعیت نازل و نتوری و هم اثرات حاصل از ایجاد وضعیت کوبیده شدن جریان در سطح زیرین ایرفویل را بررسی نمود. از طرفی رفتار آیرودینامیکی این ایرفویل در مراجع بسیاری مورد بررسی قرار گرفته که می‌تواند جهت اعتبارسنجی این ایرفویل، در حالت بدون اثر سطح، به کار گرفته شود.

۳- مطالعه عددی

در کنار مطالعه تجربی از نرم‌افزارهای تجاری عددی موجود نیز، جهت تحلیل مسئله استفاده شده است. مدل میدان جریان و ابعاد آن و نیز شرایط مرزی در نظر گرفته شده برای حل، مطابق شکل ۳ می‌باشد.

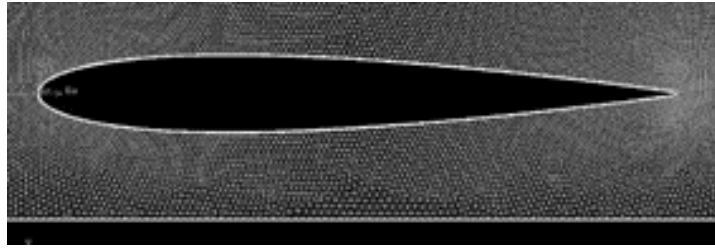
بر مشخصات آیرودینامیکی و پایداری استاتیکی بال شناور اثر سطحی انجام دادند. ایشان با بررسی عددی بال ناکا ۰۰۴۶ و مقایسه نتایج با آزمون تجربی مشابه در جهان به نتایج مناسبی دست یافتند.

بررسی‌ها نشان می‌دهد عمده‌ی پژوهش‌های انجام شده در حوزه‌ی اثر سطح مربوط به مطالعه‌ی عددی اثرات پارامترهای هندسی ایرفویل و پارامترهای جریان بر رفتار آیرودینامیکی ایرفویل در حالت استاتیکی می‌باشد و مطالعه تجربی کمی در این حوزه انجام شده است.

۲- تعریف مسئله

هنگامی که ایرفویل‌های دوبعدی در مجاور سطح قرار می‌گیرند بسته به شکل منحنی ایرفویل و زاویه‌ی حمله‌ی آن و فاصله تا سطح می‌تواند وضعیت‌های مختلفی به وجود آید و رفتارهای آیرودینامیکی متفاوتی به خصوص در ضریب نیروی برآ مشاهده شود. برای ایرفویل‌هایی که سطح زیرین آنها محدب بوده و در زاویه‌ی حمله‌ی پایین قرار دارند بین سطح زیرین آنها و دیواره وضعیتی مشابه نازل و نتوری^۱ ایجاد شده و در ناحیه‌ی زیر ایرفویل عملاً افزایش سرعت و کاهش فشار اتفاق می‌افتد که حاصل آن کاهش ضریب نیروی برآ می‌باشد. وضعیت دیگر، اثر کوبیده شدن^۲ جریان به

1 Venturi nozzle
2 Ram effect



شکل ۴. نمونه شبکه‌بندی محیط حل برای ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله صفر و $h/c=0.2$

Fig. 4. Solution domain gridding example for NACA0012 airfoil at zero angle of attack and $h/c=0.2$

کمبردار با سطح زیرین نسبتاً صاف می‌باشد. توزیع فشار روی سطوح بالایی و پایینی این ایرفویل در شکل ۷ با نتایج ارائه شده در مرجع [۱۲] مقایسه شده است. ایرفویل در فاصله‌ی $h/c=0.1$ از سطح و زاویه‌ی حمله‌ی ۵ درجه قرار گرفته است. تطابق بسیار خوب نتایج در شکل مشاهده می‌شود. جهت نشان دادن اثرات سطح روی توزیع فشار حول ایرفویل، نتیجه‌ی مربوط به توزیع فشار حول ایرفویل بدون اثر سطح نیز در شکل آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در این حالت وضعیت کوبیدگی جریان به سطح زیرین ایرفویل اتفاق افتاده و افزایش فشار در سطح زیرین مشاهده می‌شود. این افزایش فشار سطح زیرین باعث افزایش ضریب برآ در مجاور سطح شده که نتایج این تغییرات ضریب برآ، برحسب فاصله، در شکل ۸ با نتایج مراجع مختلف مقایسه شده است.

۴- مطالعه تجربی

برای تحلیل میدان جریان حول این ایرفویل در شرایط مد نظر از تست تونل باد استفاده شده است. تونل باد پژوهشکده ملی آیرودینامیک قدر در دانشگاه جامع امام حسین (ع) که در شکل ۹ شماتیکی از آن آورده شده است، از نوع مدار باز و مکشی است و فعال در رژیم جریان مادون صوت تراکم ناپذیر می‌باشد. یک موتور الکتریکی با قدرت ۱۱۰ kW به عنوان واحد قدرت این تونل باد بدون محدودیت زمان راه‌اندازی منظور شده است. دیواره‌های جانبی آن به جهت مشاهده جریان از جنس پلکسی گلاس^۲ شفاف است و ابعاد محفظه آزمون آن $100 \text{ cm} \times 80 \text{ cm}$ با عمق 163 cm می‌باشد. بازه سرعت عملیاتی آن ۵ تا ۹۵ متر بر ثانیه است. برای بهبود کیفیت جریان مقطع آزمون از یک ردیف لانه زنبوری و یک ردیف توری قبل از نازل استفاده شده است. ضریب اغتشاش آن کمتر از ۵ درصد است.

همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، مبنای اندازه‌گیری فاصله ایرفویل از سطح زمین (h) فاصله لبه فرار^۱ ایرفویل تا سطح زمین می‌باشد. طول وتر ایرفویل (c) برابر 0.15 متر در نظر گرفته شده است.

هندسه‌ی ایرفویل مورد مطالعه و نمونه‌ای از شبکه‌ی ایجاد شده حول آن در شکل ۴ نشان داده شده است. شبکه‌ی تولید شده دارای شبکه‌ی مناسب لایه‌مرزی روی سطح ایرفویل و سطح مدل زمین بوده و داخل میدان نیز از شبکه‌ی بی‌سازمان مثلثی استفاده شده است.

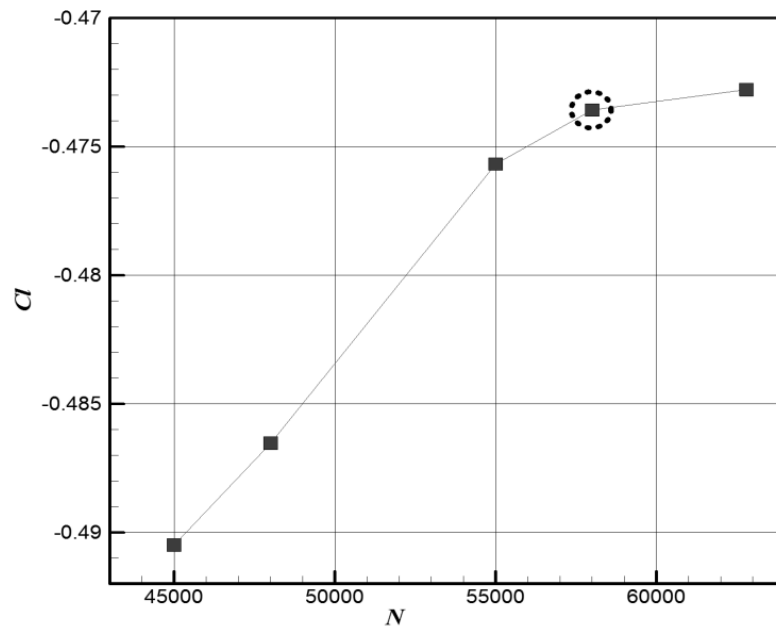
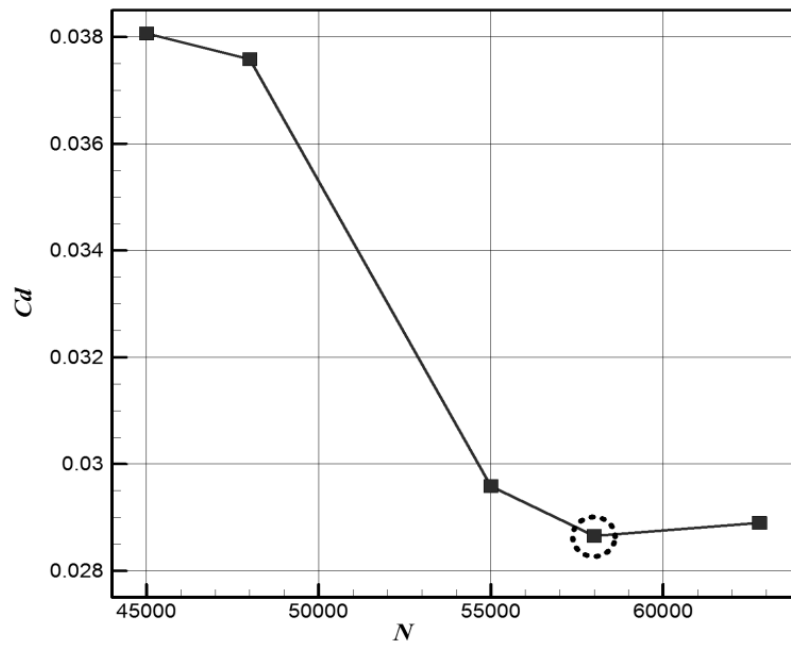
جهت صحت‌گذاری بر دقت و کیفیت شبکه تولید شده، چندین شبکه با حجم‌های مختلف حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ تولید و پس از حل میدان جریان در شرایط $V=30 \text{ m/s}$ ، $\alpha=0$ ، $h/c=0.1$ رفتار ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا نسبت به تعداد المان‌های شبکه، مطابق شکل ۵ مورد ارزیابی قرار گرفت. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، ضرایب برآ و پسا از تعداد المان حدود 58000 به بعد بدون تغییر می‌باشد. به همین دلیل وابستگی جواب به شبکه از حدود این مقدار المان به بعد تا حد زیادی از بین رفته و این شبکه مناسب جهت به‌کارگیری در تحلیل‌های بعدی می‌باشد.

در این پژوهش هم‌چنین مطالعه‌ای جهت انتخاب مدل آشفتگی مناسب برای تحلیل مسئله انجام گرفته که نتایج آن در شکل ۶ قابل مشاهده است. همان‌گونه که در شکل ۶ مشخص است، ضریب فشار حاصل از مدل حل گذار اس‌اس‌تی با نتایج لدسون [۱۱] تطابق بهتری نسبت به سایر مدل‌های حل مورد تحقیق دارد و برای شرایط نزدیک سطح با عدد رینولدز کم مناسب است. بنابراین در این پژوهش از این مدل آشفتگی استفاده خواهد شد.

همچنین جهت اعتبارسنجی و صحت‌گذاری روند مدل‌سازی و تعیین صحیح پارامترهای حل، از نتایج موجود در مرجع [۱۲] برای ایرفویل ناکا ۴۴۱۲ در مجاور سطح استفاده شده است. این ایرفویل یک ایرفویل

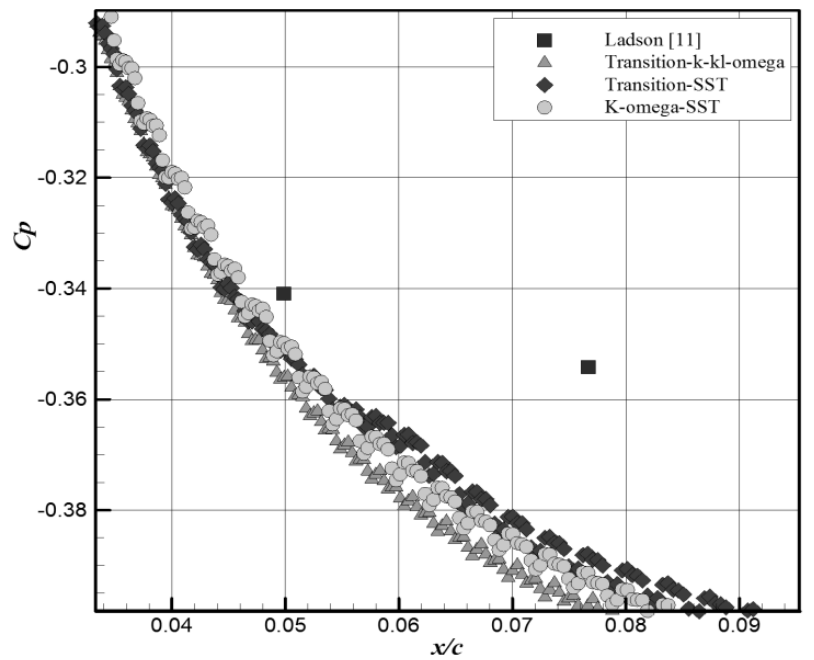
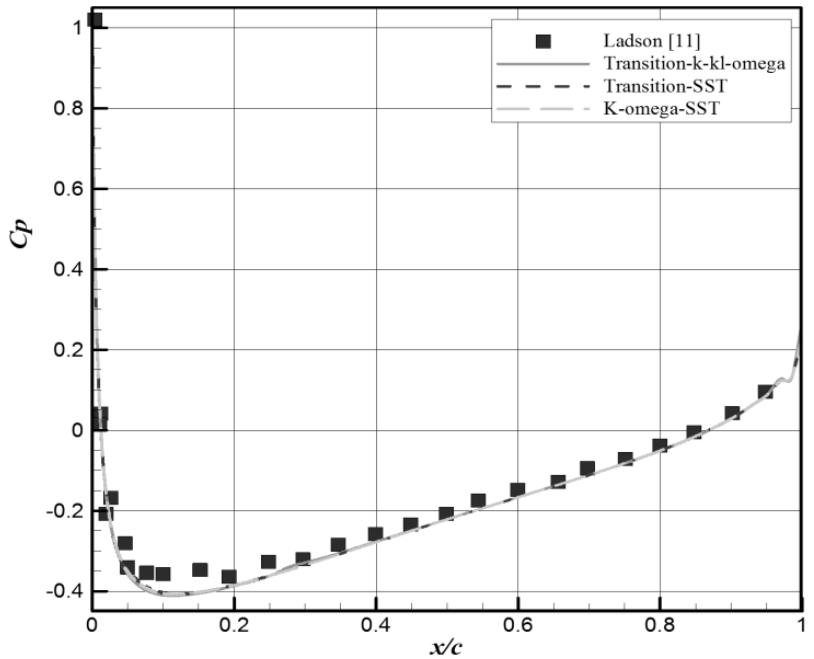
2 Plexi glass

1 Trailing edge



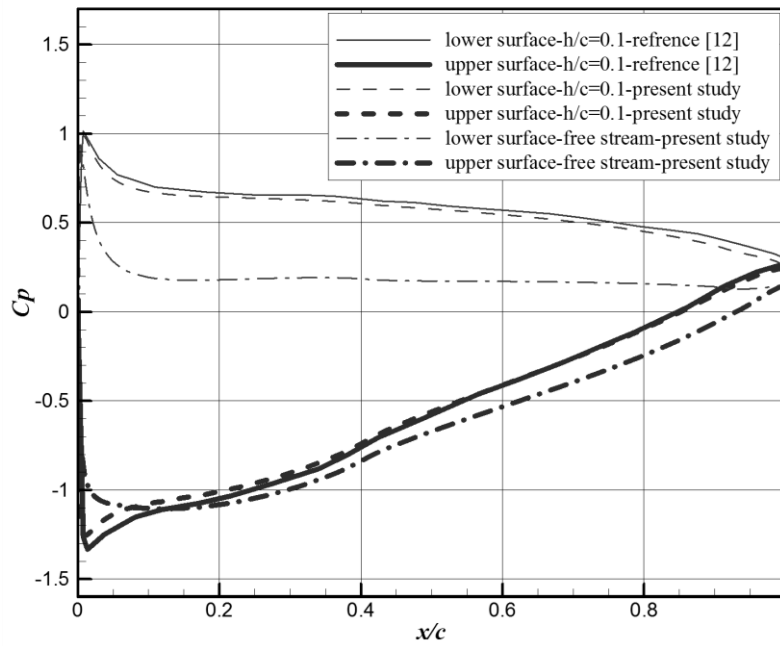
شکل ۵. بررسی وابستگی جواب به تعداد المان شبکه

Fig. 5. Investigation of the dependence of the answer on the number of network elements



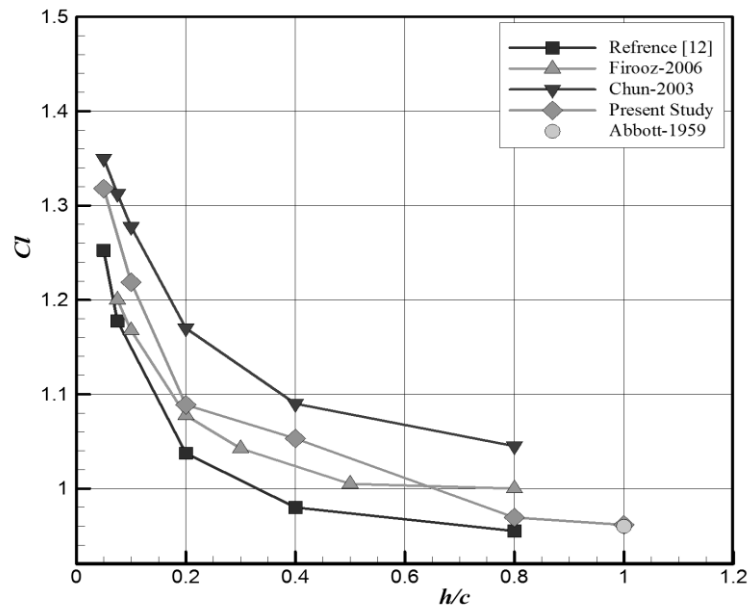
شکل ۶. بررسی وابستگی ضریب فشار به مدل آشفتگی (عدد رینولدز ۶ میلیون و زاویه حمله صفر، بدون اثر سطح)

Fig. 6. Investigation of the dependence of the pressure coefficient on the turbulence model (Reynolds number 6 million and zero angle of attack, no surface effect)



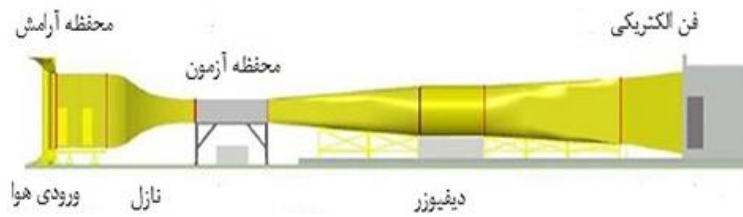
شکل ۷. مقایسه نتایج حل عددی ایرفویل ناکا۴۴۱۲ در حالت $h/c=+1$ و $\alpha = 5^\circ$ و $Re=2 \times 10^6$

Fig. 7. Comparison of NACA4412 Airfoil Numerical Solution Results at $h/c=0.1$, $\alpha=5^\circ$ and $Re=2 \times 10^6$



شکل ۸. مقایسه نتایج حل عددی ایرفویل ناکا۴۴۱۲ در $\alpha = 5^\circ$ و $Re=2 \times 10^6$

Fig. 8. Comparison of NACA4412 airfoil numerical solution results at $\alpha=5^\circ$ and $Re=2 \times 10^6$



شکل ۹. شماتیک تونل باد

Fig. 9. Wind tunnel schematic



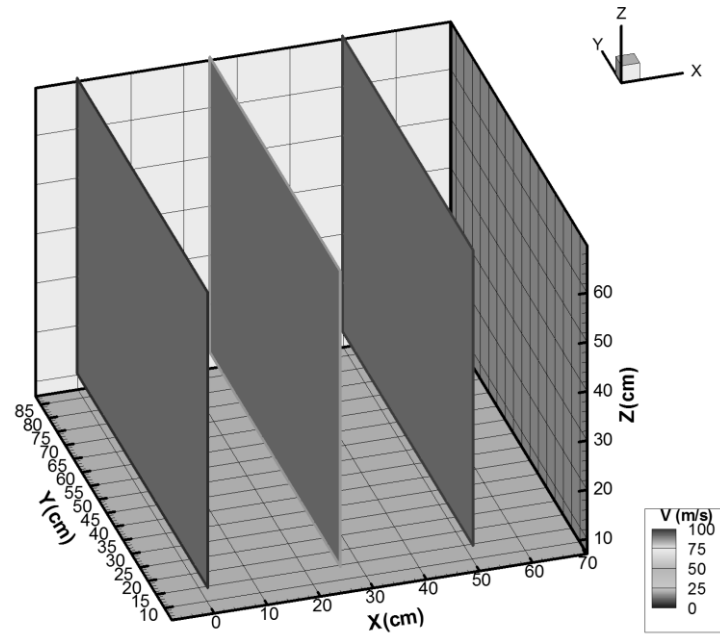
شکل ۱۰. ریک ۱۱ لوله‌ای پیتو استاتیک

Fig. 10. 11 Pitostatic tube rake

فشار سطح در نقاط روی ایرفویل از طریق شلنگ‌های انتقال فشار مطابق شکل ۱۵ به سنسورهای فشار در خارج از تونل باد منتقل می‌گردند. سنسورهای فشار مورد استفاده از نوع سنجش نسبی فشار، ساخته شرکت هانی ول^۱ می‌باشند که براساس اعلام شرکت سازنده و کالیبراسیون انجام شده در مرکز قدر، خطای اندازه‌گیری آن کمتر از ۰/۵٪ است. جهت اندازه‌گیری مناسب و به دور از خطای فشار، سنسورها در خارج از محفظه آزمون در نزدیکترین فاصله به نقاط فشار از طریق اتصال با شلنگ قطر مناسب قرار گرفته‌اند. نمونه‌ای از سنسور فشار هانی ول سری ۱۴۰ پی‌سی در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود. در شکل ۱۷ منحنی کالیبراسیون سنسور فشار هانی ول سری ۱۴۰ پی‌سی براساس ولتاژ خروجی در برابر فشار اعمالی به آن ملاحظه می‌شود.

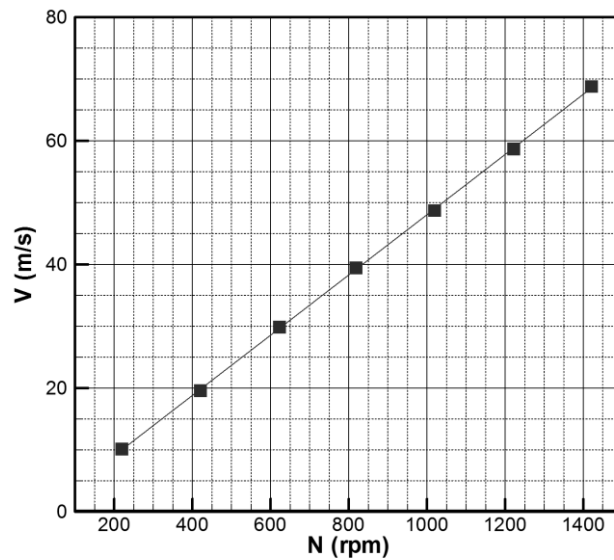
در شکل ۱۰ نمایی از ریک ۱۱ لوله‌ای نصب شده در محفظه آزمون آورده شده است. در شکل ۱۱ سنجش تغییرات سرعت داخل محفظه آزمون به کمک ریک پیتواستاتیک ۱۱ لوله‌ای، در سرعت راه‌اندازی ۳۰ متر بر ثانیه تونل باد مشاهده می‌شود. ریک به‌طور افقی در محفظه آزمون نصب و در جهات X و Z جابه‌جا شد. فاصله هر پراب روی ریک، ۸ cm است. در شکل ۱۲ تغییرات سرعت داخل محفظه آزمون تونل باد نسبت به دور فن آورده شده است.

ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با طول ۰/۶ متر و وتر ۰/۱۵ متر برای این مطالعه استفاده شده است. نمایی از مدل ایرفویل مورد استفاده همراه با موقعیت نقاط فشاری تهیه شده روی سطوح بالا و پایین آن در شکل ۱۳ و شکل ۱۴ آورده شده است. در جدول ۱ نیز مختصات نقاط فشاری در نظر گرفته شده روی سطح ایرفویل ارائه شده است.



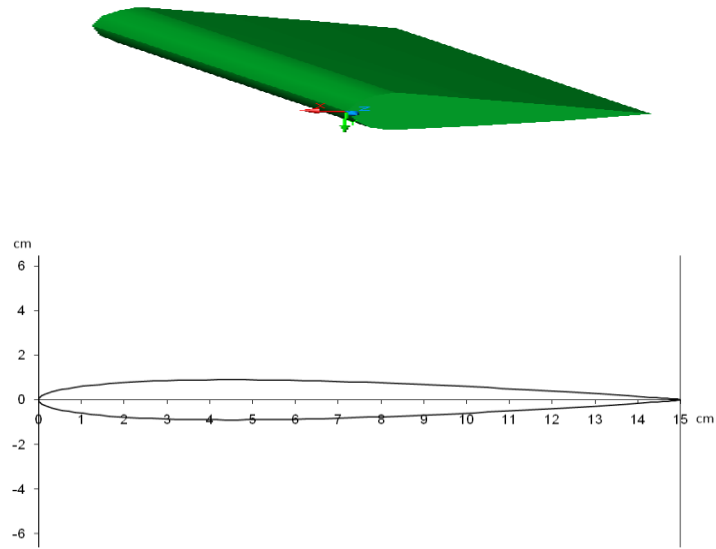
شکل ۱۱. کانتور تغییرات سرعت داخل محفظه آزمون در سرعت راه اندازی ۳۰ متر بر ثانیه تونل باد

Fig. 11. Contour of speed changes inside the test section at the start-up speed of 30 m/s wind tunnel



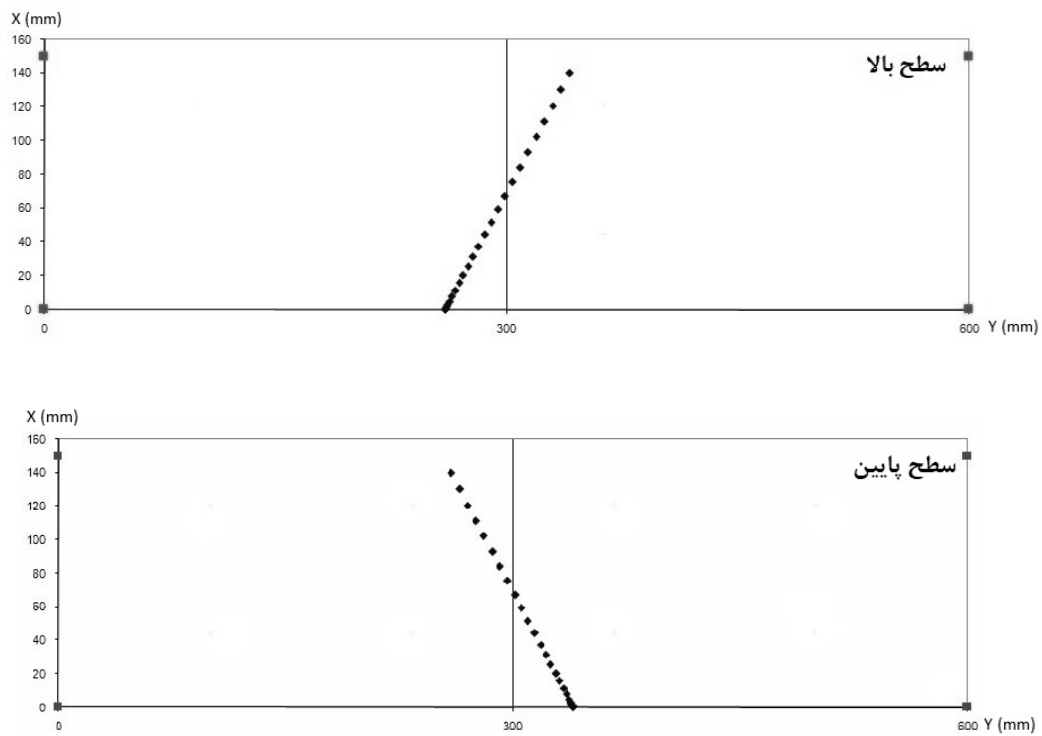
شکل ۱۲. منحنی تغییرات سرعت داخل محفظه آزمون با دور فن تونل باد

Fig. 12. Curve of changes in velocity inside the test section relative to the wind tunnel fan speed



شکل ۱۳. نمای سه بعدی و دو بعدی مدل ایرفویل ناکا ۰۱۲ + $c = (15 \text{ cm})$

Fig. 13. Three-dimensional and two-dimensional view of NACA0012 airfoil model ($c=15\text{cm}$)



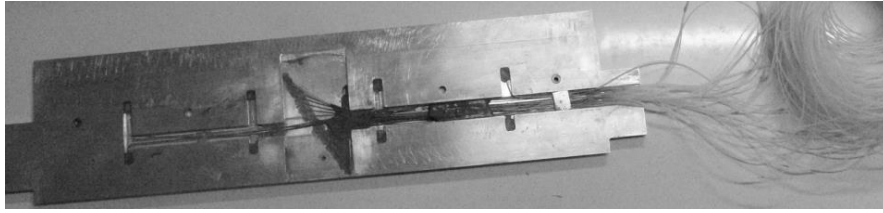
شکل ۱۴. محل نقاط فشار روی سطوح بالا و پایین ایرفویل ($l=600 \text{ mm}$)

Fig. 14. Location of pressure points on the upper and bottom surfaces of the airfoil ($l=600\text{mm}$)

جدول ۱. محل قرارگیری نقاط فشار روی سطح ایرفویل ناکا ۰۰۱۲

Table 1. Location of pressure points on the surface of NACA0012 airfoil

y (mm)	x (mm) سطح پایین	x (mm) سطح بالا	شماره نقطه
۲۶۸	۱۰۹/۹۹	۰	۱
۲۶۸/۱۴۸	۱۰۲/۴۸۳	۰/۲۵۶	۲
۲۶۸/۵۹۱	۹۵/۰۱۲	۱/۰۲۴	۳
۲۶۹/۳۲۸	۸۷/۶۱۱	۲/۳	۴
۲۷۰/۳۵۴	۸۰/۳۱۳	۴/۰۷۷	۵
۲۷۱/۶۶۶	۷۳/۱۵۵	۶/۳۴۹	۶
۲۷۳/۲۵۶	۶۶/۱۶۸	۹/۱۰۴	۷
۲۷۵/۱۱۸	۵۹/۳۸۵	۱۲/۳۳	۸
۲۷۷/۲۴۳	۵۲/۸۳۹	۱۶/۰۱	۹
۲۷۹/۶۲۱	۴۶/۵۵۸	۲۰/۱۲۹	۱۰
۲۸۲/۲۴۱	۴۰/۵۷۴	۲۴/۶۶۷	۱۱
۲۸۵/۰۹۱	۳۴/۹۱۳	۲۹/۶۰۳	۱۲
۲۸۸/۱۵۷	۲۹/۶۰۳	۳۴/۹۱۳	۱۳
۲۹۱/۴۲۵	۲۴/۶۶۷	۴۰/۵۷۴	۱۴
۲۹۴/۸۸	۲۰/۱۲۹	۴۶/۵۵۸	۱۵
۲۹۸/۵۰۵	۱۶/۰۱	۵۲/۸۳۹	۱۶
۳۰۲/۲۸۵	۱۲/۳۳	۵۹/۳۸۵	۱۷
۳۰۶/۲۰۱	۹/۱۰۴	۶۶/۱۶۸	۱۸
۳۱۰/۲۳۴	۶/۳۴۹	۷۳/۱۵۵	۱۹
۳۱۴/۳۶۷	۴/۰۷۷	۸۰/۳۱۳	۲۰
۳۱۸/۵۸۰	۲/۳	۸۷/۶۱۱	۲۱
۳۲۲/۸۵۳	۱/۰۲۴	۹۵/۰۱۲	۲۲
۳۲۷/۱۶۷	۰/۲۵۶	۱۰۲/۴۸۳	۲۳
۳۳۱/۵	۰	۱۰۹/۹۹	۲۴



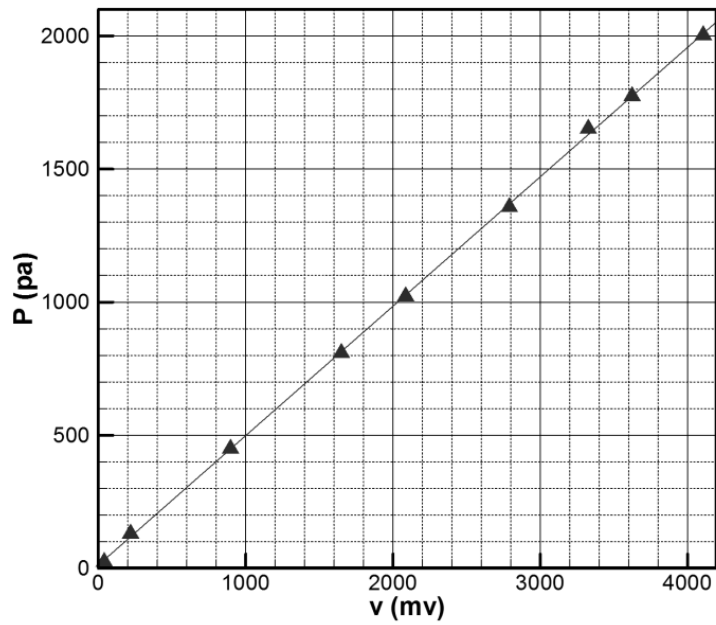
شکل ۱۵. شلنگ کشی نقاط فشار روی مدل ایرفویل

Fig. 15. Pressure hoses on the airfoil model



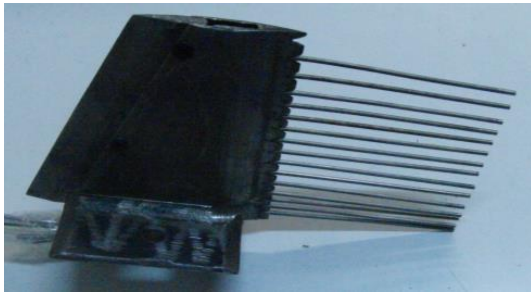
شکل ۱۶. سنسور فشار هانی ول سری ۱۴۰ پی سی

Fig. 16. Honeywell 140PC series pressure sensor



شکل ۱۷. کالیبراسیون سنسور فشار هانی ول سری ۱۴۰ PC

Fig. 17. Calibration of 140PC series Honeywell pressure sensor



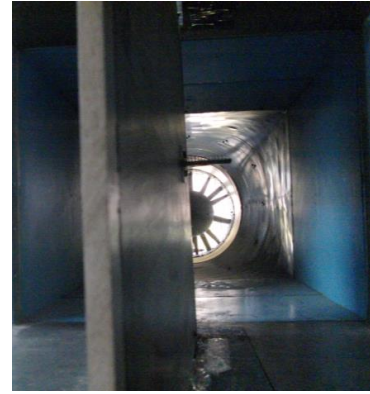
شکل ۱۹. ریک لایه مرزی

Fig. 19. Boundary layer rake

در ارتفاع‌های مختلف مشاهده می‌شود. در قرارگیری ایرفویل نزدیک سطح با نسبت h/c کم، تعامل لایه مرزی و جریان زیر ایرفویل نزدیک سطح که دچار افت فشار استاتیکی شده است بسیار قوی بوده و فشار قسمت زیر ایرفویل را به نسبت سطح روی ایرفویل باوجود اینکه ایرفویل متقارن است در وسعت بیشتری، کاهش داده و با افزایش ارتفاع از صفحه، این اثر و تعامل کمتر شده و تنها اثر لایه مرزی روی صفحه باقی می‌ماند. همانگونه که مشهود است، دنباله‌های شکل گرفته در لبه فرار ایرفویل در هر h/c باعث کاهش فشار پشت لبه فرار شده و تغییرات ضریب فشار توسط ریک فشار ثبت و در نمودار مربوطه مشخص شده است. در هر h/c ، در ارتفاع پراب ریک برابر با فاصله ایرفویل از سطح، اثر کاهش فشار دنباله در تغییر ضریب فشار مشهود است، به‌گونه‌ای که در ارتفاع‌های بالاتر بازیابی جریان اتفاق افتاده است و مقدار C_p اندازه‌گیری شده به یک نزدیک شده است.

در شکل ۲۴ مقایسه بین نتایج مطالعه تجربی و عددی روی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در $V=30 \text{ m/s}$ ، $\alpha=0$ و $h/c=0.2$ آورده شده است. همان‌طور که در قسمت مطالعه عددی بدان پرداختیم، نحوه مدلسازی و حل مناسب منجر به تأیید نتایج حاصله از آن با آزمون تجربی شده است. ضریب فشار نقاط فشاری روی ایرفویل با اینکه ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ متقارن است به علت پدیده اثر سطح کمتر از مقدار سطح پایین ایرفویل است و این اختلاف فشار باعث تولید نیروی برآ می‌شود.

در شکل ۲۵ مقایسه‌ای بین توزیع ضریب فشار در سطح پایین ایرفویل در حالت $h/c=0.2$ ، $\alpha=0$ و سرعت‌های مختلف آورده شده است. با افزایش سرعت جریان، شدت توربولانس روی سطح پایین ایرفویل افزایش می‌یابد و



شکل ۱۸. نصب صفحه شبیه سازی پدیده اثر سطح در محفظه آزمون به همراه ریک لایه مرزی

Fig. 18. Installation of a surface effect simulation plate in the test section with the boundary layer rake

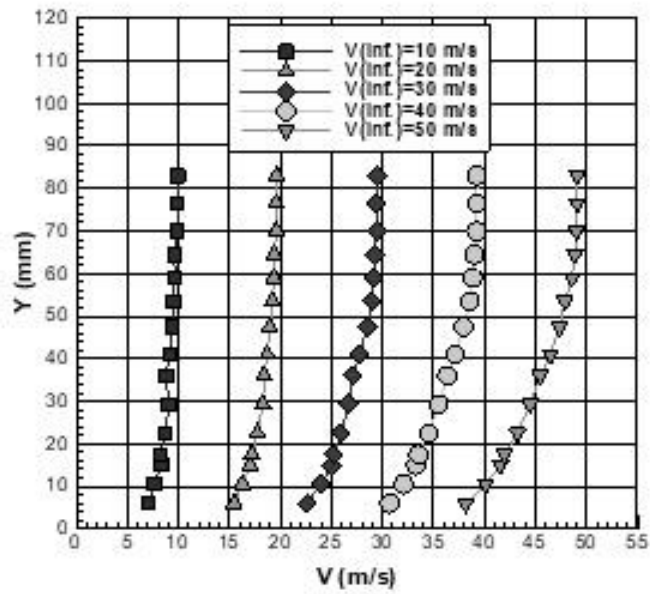
در ادامه کار برای آماده سازی شبیه ساز پدیده اثر سطح در تونل باد به روش سطح ساکن، صفحه شبیه سازی پدیده اثر سطح مطابق شکل ۱۸ در محفظه آزمون تونل باد نصب شد و جهت داشتن کمترین لایه مرزی و نیز تهیه جریان مناسب و یکنواخت روی سطح آن، تغییراتی شامل زاویه‌دهی صفحه در برابر جریان به مقدار 3° و نیز اضافه کردن یک تکه گوه‌ای شکل در جلوی صفحه، روی آن اعمال گردید. در شکل ۱۹ ریک لایه مرزی مورد استفاده در این آزمون و در شکل ۲۰ نتایج اندازه‌گیری لایه مرزی روی سطح صفحه، قبل و بعد از تغییرات مشاهده می‌شوند.

همان‌طور که در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود، تغییرات اعمالی بر صفحه مؤثر بوده و در سرعت‌های مختلف، مقدار لایه مرزی روی آن را از حدود 6 cm به $1/5 \text{ cm}$ کاهش داده و به حد مطلوبی رسانده است. پس از اطمینان یافتن از مناسب بودن جریان شکل گرفته روی سطح، مدل در کنار صفحه مطابق با شکل ۲۱، روی مکانیزم اعمال زاویه نصب گردید. در ادامه نتایج تست مدل ناکا ۰۰۱۲ در حالت استاتیکی آورده شده است.

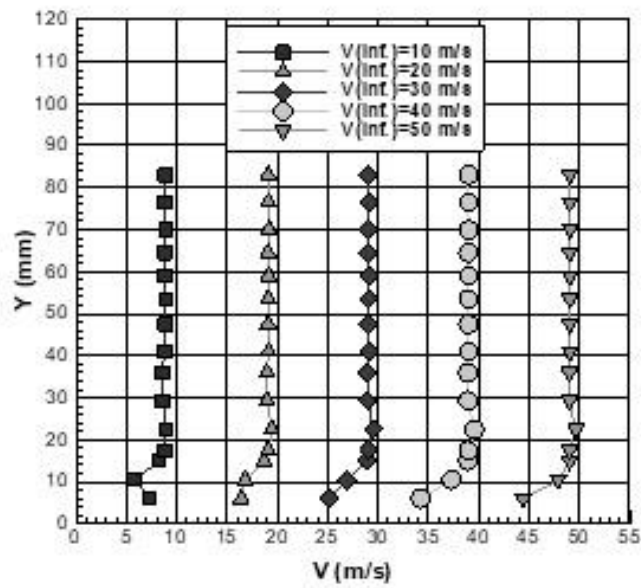
همان‌طور که در شکل ۲۲ مشاهده می‌گردد با افزایش ارتفاع از سطح در حالت استاتیکی، مقدار ضریب فشار روی سطح پایین ایرفویل به مقدار آن در شرایط محیط آزاد ($h/c=1$) می‌رسد. در این شکل می‌توان اثرات نزدیک شدن ایرفویل به سطح را در قالب کاهش فشار در ناحیه‌ی میانی ایرفویل و افزایش فشار در ناحیه‌ی نزدیک به لبه حمله، روی سطح زیرین ایرفویل مشاهده نمود.

در شکل ۲۳ تغییرات ضریب فشار جریان پشت ایرفویل با فاصله 2 cm ،

1 Leading edge



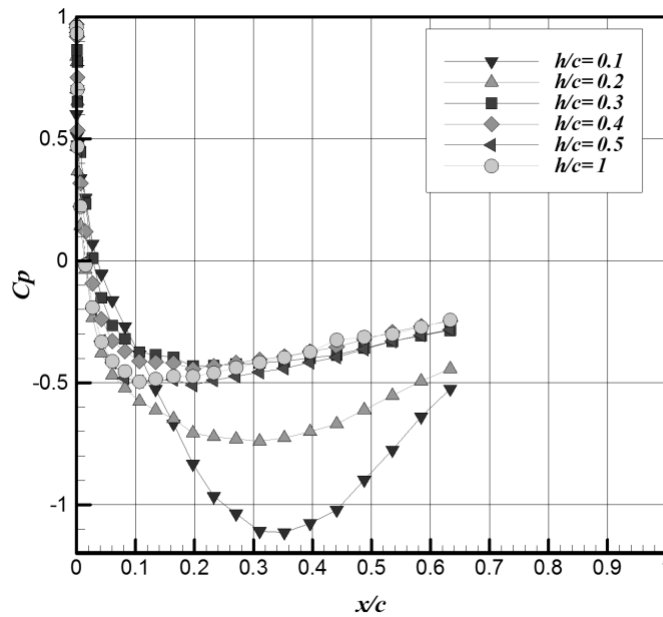
(a)
(الف)



(b)
(ب)

شکل ۲۰. تغییرات لایه مرزی قبل (الف) و بعد (ب) از تغییرات، در سرعت‌های مختلف جریان داخل محفظه آزمون

Fig. 20. Boundary layer changes before (a) and after (b) of the plate modification, at different flow velocities inside the test section



شکل ۲۲. تغییرات ضریب فشار روی سطح پایین ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در $V=30$ m/s، $\alpha=0$ و h/c مختلف

Fig. 22. Variation of pressure coefficient on the lower surface of NACA0012 airfoil at $V=30$ m/s, $\alpha=0$ and different h/c

الگوی جریان اطراف ایرفویل و به تبع آن دنباله شکل گرفته بعد از ایرفویل متقارن ناکا ۰۰۱۲ شده است. با افزایش سرعت جریان، ضریب فشار در ناحیه پشت ایرفویل به طور نسبی کمتر شده است و این به علت افزایش سرعت بعد از نازل و نتوری ایجاد شده بین سطح محدب ایرفویل و صفحه است. اما در ناحیه بالای پشت ایرفویل روند تغییر می کند و با افزایش سرعت جریان ضریب فشار به طور نسبی بیشتر شده است و این به علت تغییر الگوی جریان و رسیدن به شرایط جریان آزاد است.

در شکل ۲۷ تغییرات ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در حالت $V=30$ m/s، $\alpha=0$ و h/c مختلف آورده شده است. همان گونه که در ارتفاع ایرفویل از سطح (h/c) مقدار ضریب پسا (الف) کاهش و مقدار ضریب برآ (ب) و متعاقباً L/D افزایش یافته است. همان گونه که در نمودار (ب) مشخص است، ضریب برآ با کاهش ارتفاع از مقدار صفر در حالت جریان آزاد دور از سطح به مقدار بیشتری در $h/c=0/5$ افزایش یافته و سپس در $h/c=0/3$ به علت شکل منحنی سطح زیرین و تشکیل نازل و نتوری، روند صعودی ضریب برآ متوقف و مقداری کاهش می یابد اما همچنان L/D

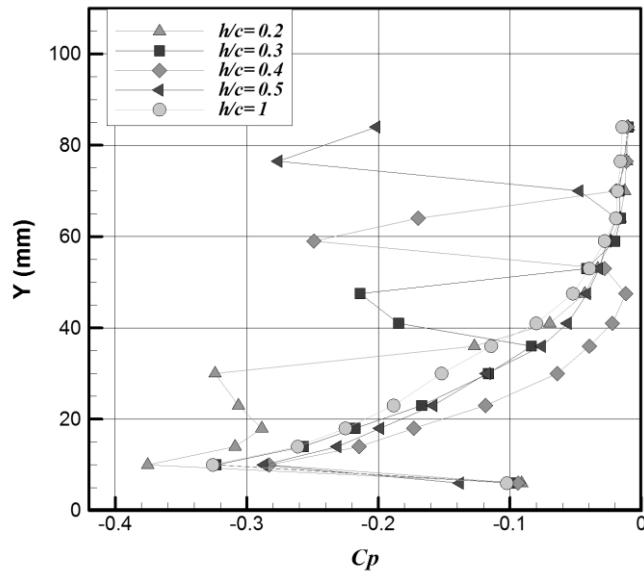


شکل ۲۱. نصب مدل ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در مجاورت صفحه داخل محفظه آزمون تونل باد

Fig. 21. Installation of NACA0012 airfoil model near the plate in the wind tunnel test section

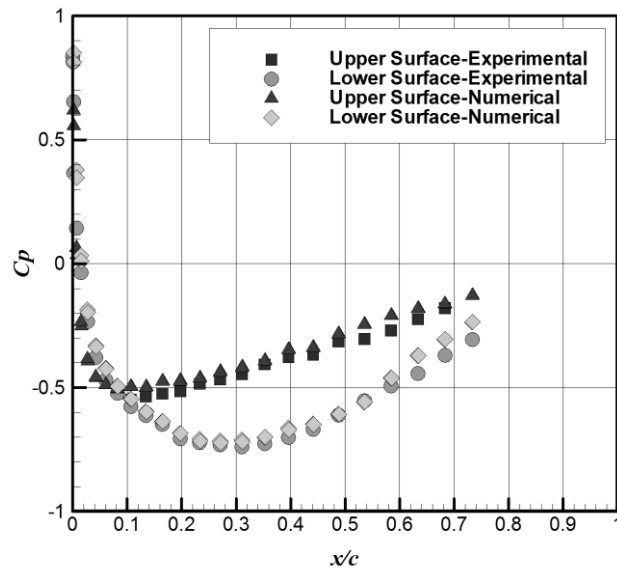
ضریب فشار به طور نسبی کاهش یافته است.

در شکل ۲۶ مقایسه ای بین تغییرات ضریب فشار جریان پشت ایرفویل با فاصله ۲ cm، در $h/c=0/2$ ، $\alpha=0$ و سرعت های مختلف مشاهده می شود. همان طور که در توضیح شکل ۲۳ بیان شد، در $h/c=0/2$ تعامل لایه مرزی روی صفحه و اثر سطح ناشی از نزدیک بودن ایرفویل به صفحه باعث تغییر



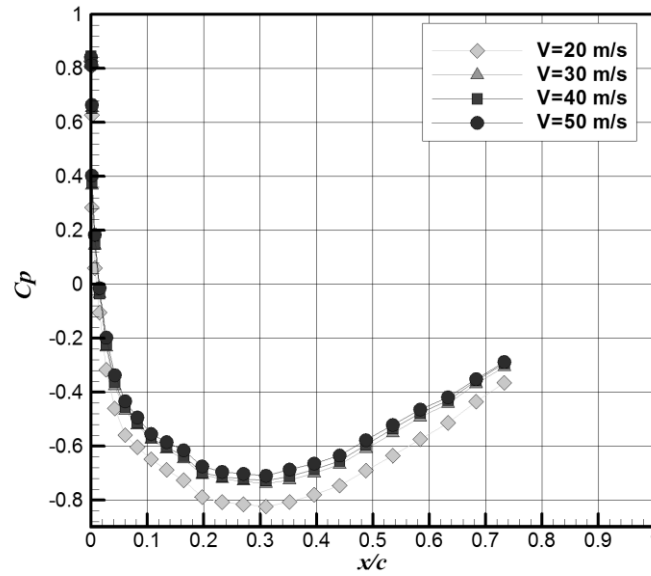
شکل ۲۳. تغییرات ضریب فشار اندازه‌گیری شده با ریک لایه مرزی در پشت ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در $V=30$ m/s، $\alpha=0$ و h/c مختلف

Fig. 23. Changes in pressure coefficient measured with boundary layer rake behind NACA0012 airfoil at $V=30$ m/s, $\alpha=0$ and different h/c



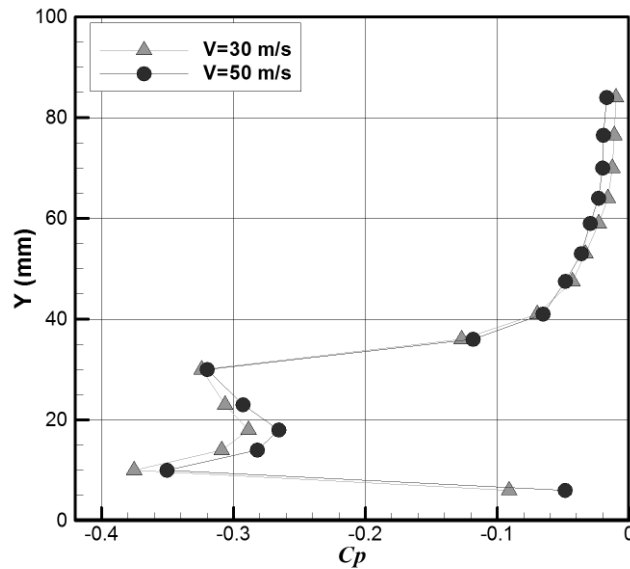
شکل ۲۴. مقایسه نتایج ضریب فشار تست تونل باد با نتایج حل عددی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در $V=30$ m/s، $\alpha=0$ و $h/c=0.2$

Fig. 24. Comparison the experimental and numerical pressure coefficient results for NACA0012 airfoil at $h/c=0.2$, $\alpha=0$ and $V=30$ m/s



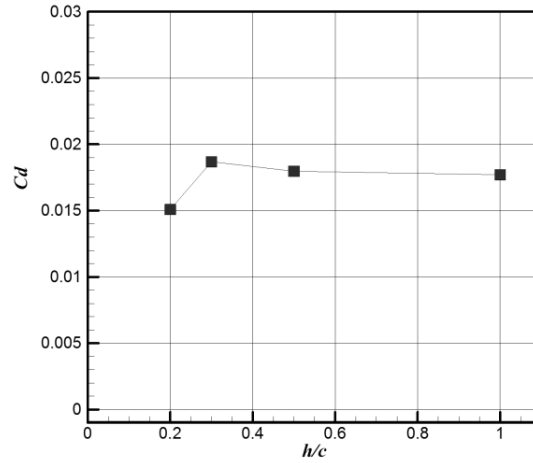
شکل ۲۵. مقایسه توزیع ضریب فشار روی سطح پایین ایرفویل در $h/c=0.2$ ، $\alpha=0$ و سرعت‌های مختلف

Fig. 25. Comparison of the pressure coefficient distribution on the lower surface of the airfoil at $h/c=0.2$, $\alpha=0$ and different velocities

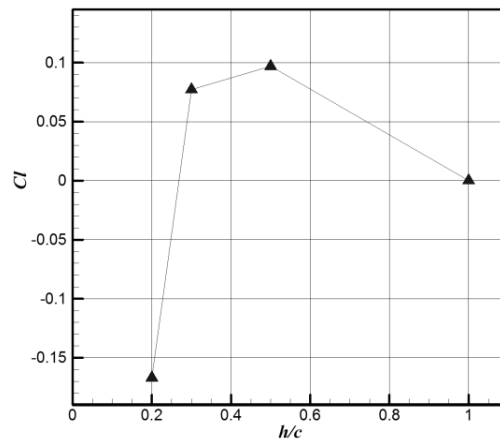


شکل ۲۶. مقایسه تغییرات ضریب فشار اندازه‌گیری شده با ریک لایه مرزی در پشت ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در $h/c=0.2$ ، $\alpha=0$ و سرعت‌های مختلف

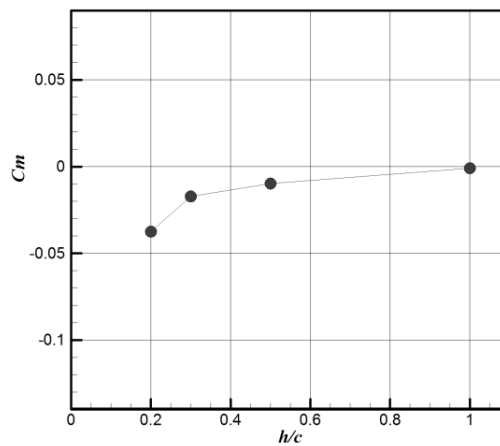
Fig. 26. Comparison of changes in measured pressure coefficient with boundary layer rake behind NACA0012 airfoil at $h/c=0.2$, $\alpha=0$ and different velocities



(a)
(الف)



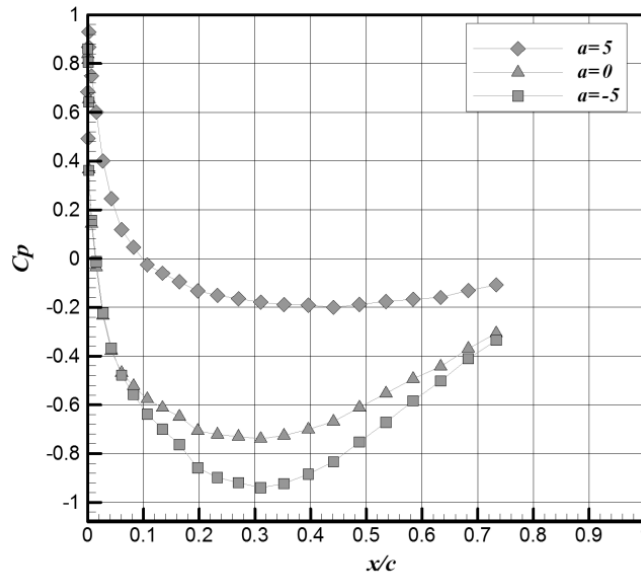
(b)
(ب)



(c)
(ج)

شکل ۲۷. ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در حالت $V=30$ m/s، $\alpha=0$ و h/c مختلف (الف: ضریب پسا، ب: ضریب برآ، ج: ضریب گشتاور پیچ)

Fig. 27. Aerodynamic coefficients of NACA0012 airfoil at $V=30$ m/s, $\alpha=0$ and different h/c (a: drag coefficient, b: lifting coefficient, c: pitching moment coefficient)



شکل ۲۸. مقایسه توزیع ضریب فشار روی سطح پایین ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در $h/c=0.2$ ، $V=30$ m/s و زوایای حمله مختلف

Fig. 28. Comparison of pressure coefficient distribution on the lower surface of NACA0012 airfoil at $h/c=0.2$, $V=30$ m/s and different attack angles

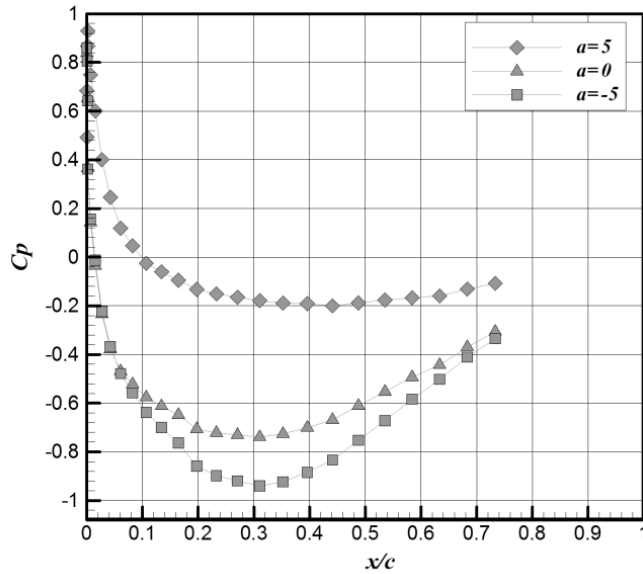
زاویه حمله -5 درجه است که با ثابت نگه داشتن لبه فرار در حالت $h/c=0.2$ و زاویه منفی گرفتن ایرفویل و نزدیکتر شدن لبه حمله آن به صفحه زیر، اثر ونتوری قوت گرفته و کاهش فشار بیشتری نسبت به دو زاویه حمله دیگر مشاهده می‌شود. در زاویه حمله صفر نیز شرایط بدین گونه است اما تأثیر نازل ونتوری کمتر است و فشار به نسبت زاویه حمله -5 درجه کمتر کاهش می‌یابد. همان‌طور که در شکل ۲۸ مشاهده می‌شود، در زوایای حمله صفر و -5 درجه با عبور جریان از محل حداکثر ضخامت ایرفویل ($x/c=0.3$) به سمت لبه فرار و کاهش اثر ونتوری، تغییرات فشار صعودی می‌شود. اما برای زاویه حمله 5 درجه روند صعودی ضریب فشار از $x/c=0.45$ شروع می‌شود که به علت شکل محدب سطح ایرفویل، این نقطه در $h/c=0.2$ و زاویه حمله 5 درجه نزدیکترین فاصله به صفحه می‌باشد.

در شکل ۲۹ مقایسه تغییرات ضریب فشار اندازه‌گیری شده با ریک لایه مرزی در پشت ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در $h/c=0.2$ ، $V=30$ m/s و زوایای حمله مختلف آورده شده است. در زاویه حمله 5 درجه نسبت به زاویه حمله صفر، به علت کم شدن اثر ونتوری کاهش فشار کمتری مشاهده می‌شود. در زاویه حمله -5 درجه، به علت نزدیکتر شدن ایرفویل به صفحه و تقویت اثر ونتوری، کاهش فشار زیادی به نسبت دو زاویه دیگر مشاهده می‌شود. اما تفاوت دیگری که در نمودارها مشاهده می‌شود، اختلاف ارتفاع تو رفتگی

آن از حالت جریان آزاد بیشتر است. در نهایت در $h/c=0.2$ افزایش نیروی برآ اما در جهت مخالف را شاهدیم که به مراتب L/D بیشتری نسبت به حالات دیگر دارد و این به علت شکل منحنی سطح زیرین ایرفویل و تشکیل نازل ونتوری و تغییرات فشار روی سطح بالا و پایین است. ضریب گشتاور پیچشی^۱ (ج) در $c/4$ وتر ایرفویل با افزایش برآیند نیروهای وارده به مدل افزایش یافته است اما این برآیند نیرو در موقعیتی وارده شده است که باعث گشتاور پیچشی رو به پایین^۲ لبه حمله ایرفویل می‌شود.

در شکل ۲۸ تغییرات ضریب فشار ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در حالت $h/c=0.2$ ، $V=30$ m/s و زوایای حمله مختلف آورده شده است. در سرعت جریان و ارتفاع ثابت لبه فرار ایرفویل از صفحه، با زاویه گرفتن ایرفویل به علت سطح محدب آن پاسخ‌های متفاوتی مشاهده می‌شود. در زاویه حمله 5 درجه، به جز قسمت لبه حمله تقریباً باقی سطح ایرفویل در ضریب فشار یکسانی قرار دارد. دلیل آن این است که با ثابت نگه داشتن لبه فرار در حالت $h/c=0.2$ و زاویه مثبت دادن به ایرفویل اثر نازل ونتوری و کاهش فشار تقریباً منتفی شده و به صفر میل می‌کند و عامل مؤثر دیگری که فشار را دستخوش تغییر نماید، وجود ندارد. برعکس این وضعیت برای

- 1 Pitch
- 2 Pitch down



شکل ۲۹. مقایسه تغییرات ضریب فشار اندازه‌گیری شده با ریک لایه مرزی در پشت ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ در $h/c=0.2$ ، $V=30$ m/s و زوایای حمله مختلف

Fig. 29. Comparison of changes in measured pressure coefficient with boundary layer rake behind NACA0012 Airfoil at $h/c=0.2$, $V=30$ m/s and different attack angles

۶- فهرست علائم

علائم انگلیسی

وتر متوسط ایرفویل (m)	c
ضریب نیروی پسا	Cd
ضریب نیروی برآ	Cl
ضریب گشتاور پیچشی	Cm
ضریب فشار	Cp
ارتفاع لبه فرار ایرفویل تا سطح زیر آن (m)	h
طول ایرفویل (m)	l
دور فن (rpm)	N
فشار (Pa)	P
ولتاژ (V)	v
سرعت جریان (m/s)	V, U

علائم یونانی

زاویه حمله (درجه)	α
بی‌نهایت	∞

نمودار است. این تورفتگی که نشانه دنباله جدا شده از لبه فرار ایرفویل است، برای زوایای حمله ۵ درجه و صفر یکسان و در ۱۸ میلی‌متر است اما برای زاویه حمله -۵ درجه به علت کوبیده شدن زیاد جریان به خاطر اثر ونتوری و اثر سطح، این دنباله به جای جدا شدن از لبه فرار ایرفویل در ارتفاع ۱۴ میلی‌متر از انتهای ایرفویل جدا شده است.

۵- نتیجه‌گیری

در این پژوهش برخلاف ایرفویل‌های مرسوم مورد استفاده در وسایل پرنده مواجه با پدیده اثر سطح (ایرفویل با سطح زیرین تخت)، رفتار آیرودینامیکی ایرفویل متقارن ناکا ۰۰۱۲ در مجاور سطح به صورت استاتیکی بررسی شده است. نتایج بیانگر آن است که ضریب پسا کاهش و ضریب برآ افزایش یافته است. برای ایرفویل با سطح زیرین محدب، کاهش ارتفاع می‌تواند اثرات متفاوتی را روی ضریب نیروی برآ داشته باشد. همچنین نوع منحنی سطح ایرفویل منجر به توزیع متفاوت ضریب فشار در سطح پایین ایرفویل در مواجه با پدیده اثر سطح می‌شود که ناشی از شکل گرفتن نازل ونتوری بین سطح محدب زیرین ایرفویل و صفحه زیر آن است. ضریب فشار ایرفویل مجاور سطح با زاویه گرفتن ایرفویل، دچار تغییراتی می‌شود بدین صورت که با کاهش زاویه حمله، کاهش می‌یابد.

منابع

- [7] M.R. Ahmed, Flow over thick airfoils in ground effect-an investigation on the influence of camber, in: Proceedings of the 24th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 2004, pp. 1-11.
- [8] X. Zhang, J. Zerihan, Aerodynamics of a double-element wing in ground effect, AIAA journal, 41(6) (2003) 1007-1016.
- [9] E. Smuts, A. Sayers, CFD Study of a wing in close proximity to a flat and wavy ground plane, R & D Journal of the South African Institution of Mechanical Engineering, 27 (2011) 1-9.
- [10] M. Tahani, A. Bargestan, M.H. Sabour, Numerical investigation of influence geometry variation on the aerodynamic characteristics and static stability of Wing In Ground Effect, Journal of Solid and Fluid Mechanics, 4(2) (2014) 75-87. (in Persian)
- [11] T. Ahmed, M.T. Amin, S.R. Islam, S. Ahmed, Computational study of flow around a NACA 0012 wing flapped at different flap angles with varying Mach numbers, Global Journal of Research In Engineering, (2014).
- [12] A.E. Ockfen, K.I. Matveev, Numerical study of wing aerodynamics in ground proximity, in: ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2008, pp. 97-103.
- [1] H. Liang, L. Zhou, Z. Zong, L. Sun, An analytical investigation of two-dimensional and three-dimensional biplanes operating in the vicinity of a free surface, Journal of Marine Science and Technology, 18(1) (2013) 12-31.
- [2] H. Lu, K.B. Lua, T.T. Lim, K.S. Yeo, Aerodynamics of a two-dimensional hovering wing in ground effect, in: 17th Int. Symp. on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 2014.
- [3] M. Holloran, S. O'Meara, Wing in ground effect craft review, DEFENCE SCIENCE AND TECHNOLOGY ORGANISATION CANBERRA (AUSTRALIA), 1999.
- [4] Y. He, Shape Optimization of Airfoils Without and With Ground Effect Using a Multi-Objective Genetic Algorithm, (2014).
- [5] H. Winarto, I. Amin, N. Sultan, B. Kidane, O.M. Demircan, A.S. Altinok, K. Çetin, An investigation into wing in ground effect airfoil geometry, RTO SCI Symposium on Challenges in Dynamics, System Identification, Control and Handling Qualities for Land, Air, Sea and Space Vehicles, Berlin, Germany, (2002).
- [6] T. Barber, Aerodynamic ground effect: A case study of the integration of CFD and experiments, International Journal of Vehicle Design, 40(4) (2006) 299-316.

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

M. Hadi doolabi, M. Bakhtiari Far, S. H. Sadati, *Experimental Study of Aerodynamic Behavior of NACA0012 Airfoil near the Surface*, Amirkabir J. Mech Eng., 54(1) (2022) 123-144.

DOI: [10.22060/mej.2021.19844.7130](https://doi.org/10.22060/mej.2021.19844.7130)



