

Original Research Paper

Numerical Investigation of the Effect of Transverse Microgroove Locations on the Aerodynamic Performance of an Airfoil at Various Angles of Attack

Mohammad Javad Kahalian¹, Ramin Kamali Moghadam^{2*} , Iman Bahman Jahromi³ ,
Abdolali Haghiri⁴, and Hamid Reza Rezaei⁵

1-3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran
4,5. Imam Hussein (AS) University, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**ABSTRACT****Article History:**

Received 12 August 2025

Revised 30 October 2025

Accepted 16 November 2025

Available Online 22 November 2025

Keywords:

Microstructure
Riblet
Transverse flow
NACA 8-H-12
Numerical simulation


In order to investigate the effect of the location of microstructured films on the aerodynamic performance of an airfoil, this paper numerically studies the aerodynamic forces resulting from the placement of V-shaped transverse microgrooves on a NACA 8-H-12 airfoil. To achieve this, microgrooves with a base and height of 150 μm were placed at eight different locations on the surface of an airfoil with a 220 mm chord. Their effects were then investigated at a velocity of 65 m/s and at angles of attack (AoA) of 0 and 4 degrees. The results indicate that the total drag force can either increase or decrease depending on the area and position of the microgrooved film on the airfoil. The maximum drag reduction observed in this study was 4.6%, which occurred with the installation of two 200 mm films at the mid-chord on both the suction and pressure sides of the airfoil at zero AoA. In all cases studied, the trend of increasing pressure drag was found to be the same as the trend of decreasing friction drag. Consequently, the greatest reduction in friction drag led to the largest increase in pressure drag, a behavior that was visible at both AoA. On the other hand, in most cases, the presence of microgrooves has led to an increase in the lift-to-drag ratio.

* Corresponding Author's E-mail: rkamali@ari.ac.ir

How to Cite this Article:

M. J. Kahalian, R. Kamali Moghadam, I. Bahman Jahromi, A. Haghiri, and H. R. Rezaei, "Numerical investigation of the effect of transverse microgroove locations on the aerodynamic performance of an airfoil at various angles of attack," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. ??, No. ??, pp. 1-10, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1580>.

**COPYRIGHTS**

© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and  conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

بررسی عددی تاثیر مکان نصب ریزساختارهای عرضی بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل در زوایای حمله مختلف

محمدجواد کحالیان^۱، رامین کمالی مقدم^{۲*}، ایمان بهمن جهرمی^۳، عبدالعلی حقیری^۴ و حمیدرضا رضایی^۵

- ۱- دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران
- ۲- دانشیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران
- ۳- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران
- ۴- استادیار، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران
- ۵- دانشجوی دکتری، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

این مقاله با هدف بررسی تاثیر مکان نصب فیلم‌های ریزساختار بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل، به مطالعه عددی نیروهای آیرودینامیکی حاصل از قرارگیری ریزشیارهای عرضی V-شکل بر روی ایرفویل NACA 8-H-12 می‌پردازد. به این منظور ریزشیارهایی با قاعده و ارتفاع $150 \mu\text{m}$ در هشت مکان مختلف بر روی سطح ایرفویلی با وتر 220 mm قرار داده شده و اثرات آن‌ها در سرعت 65 m/s و در دو زاویه حمله 0° (AoA) و 4° درجه بررسی گردیده است. نتایج نشان می‌دهد که نیروی پسا کل می‌تواند بسته به مساحت فیلم دارای ریزشیار و موقعیت آن بر روی ایرفویل، افزایش و یا کاهش یابد. حداکثر کاهش نیروی پسا مشاهده شده در این مطالعه برابر با $4/6\%$ و مربوط به نصب دو فیلم به طول 200 mm در میانه وتر و در سمت مکش و فشار ایرفویل با زاویه حمله صفر درجه می‌باشد. در تمام حالت‌های مورد مطالعه روند افزایش نیروی پسا فشاری با روند کاهش نیروی پسا اصطکاکی یکسان است؛ در نتیجه حالتی با بیشترین کاهش در نیروی پسا اصطکاکی، بیشترین افزایش در نیروی پسا فشاری را تجربه می‌کند و این رفتار در هر دو زاویه حمله بررسی شده قابل مشاهده است. از سوی دیگر در اکثر حالت‌ها وجود ریزشیار موجب افزایش نسبت برآ به پسا شده است.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۱ مرداد ۱۴۰۴
بازنگری ۰۸ آبان ۱۴۰۴
پذیرش ۲۵ آبان ۱۴۰۴
اولین انتشار ۰۱ آذر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

ریزساختار
ریبیل
جریان عرضی
NACA 8-H-12
حل عددی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: rkamali@ari.ac.ir

How to Cite this Article:

M. J. Kahalian, R. Kamali Moghadam, I. Bahman Jahromi, A. Haghiri, and H. R. Rezaei, "Numerical investigation of the effect of transverse microgroove locations on the aerodynamic performance of an airfoil at various angles of attack," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. ??, No. ??, pp. 1-10, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1580>.



COPYRIGHTS

© 2026 by the authors. Published by ARI. This article is an open access article distributed under the terms and ACCESS conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

علائم و اختصارات

AoA	زاویه حمله
C _D	ضریب پسا
D	نیروی پسا
e _x	بردار یکه در جهت X
L	نیروی برآ
n	بردار نرمال
τ	تانسور تنش
η	درصد تغییر پسا
RANS	معادلات نویر استوکس متوسط‌گیری شده در زمان

مقدمه

استفاده از سطوح ریزساختار را می‌توان از مهم‌ترین تکنیک‌های غیرفعال در زمینه کاهش نیروی پسا دانست، به طوری که در سال‌های اخیر برخی از شرکت‌های هواپیمایی به منظور کاهش مصرف سوخت، اقدام به نصب فیلم‌های ریزساختار بر روی ناوگان خود نموده‌اند. سطوح ریزساختار می‌توانند به صورت کلی برای دو حالت عرضی و موازی مورد بررسی قرار گیرند. در ریزساختارهای عرضی، جهت جریان عمود بر راستای ساختارها می‌باشد و در ریزساختارهای موازی، راستای جریان و ساختارها یکسان است.

والش [۱-۴] پیش‌گام مطالعه در مورد کاهش پسا توسط سطوح دارای ریبلت بوده است. او رفتار متفاوت سطوح تیغه‌ای، صدفی و مثلی را بررسی نمود و نشان داد که ساختار متقارن V شکل بهترین اثر را در کاهش پسا دارد. چو و کارنیاداکیس [۵] اثر کاهش پسای شیارهای عرضی را تحت اعداد رینولدز مختلف مطالعه نمودند. آن‌ها دریافتند که کاهش پسا زمانی بیشتر است که عدد رینولدز بزرگتر باشد. ژانگ و چه [۶] دریافتند که شدت آشفتگی در ناحیه نزدیک به دیوار به طور قابل توجهی کمتر از سطح صاف است. آن‌ها اعتقاد داشتند که این موضوع به دلیل تضعیف تعداد و شدت گردابه‌های جریان می‌باشد. در سال‌های اخیر، گولر و همکاران [۷] به منظور بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا ۰۰۱۸ از ریبلت‌های مثلی در سطح مکش آن استفاده نمودند. آن‌ها مشاهده کردند که استفاده از ریبلت موجب افزایش ضریب برآ و تاخیر در زاویه واماندگی تا ۱۹ درجه می‌شود. لی و همکاران [۸] از شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) برای بررسی ساختارهای گردابی روی یک سطح دارای ریبلت با ارتفاعات برآمدگی متفاوت استفاده کردند. آن‌ها مشاهده نمودند که نرخ کاهش نیروی پسا از ۳/۴٪ برای زمانی که ریبلت‌ها کاملاً در داخل لایه مرزی آشفته غوطه‌ور بودند به ۷/۹٪ برای زمانی که ارتفاع برآمدگی به ۱۱/۲ رسید، افزایش یافت. لی و همکاران [۹] استفاده از شیارهای عرضی روی

ایرفویل‌های ریزپرنده‌ها را برای کاهش نیروی پسای اصطکاکی بررسی کردند. با در نظر گرفتن عملکرد کلی آیرودینامیکی، آن‌ها یک ایرفویل شیاردار طراحی کردند که نسبت به ایرفویل صاف، بهبود ۳۳/۷۴ درصدی در نسبت برآ به پسا دارد. مقاله مروری پاکتچیان و همکاران [۱۰] به کاربرد ریبلت‌ها در صنعت هوانوردی می‌پردازد و بر مطالعات انجام شده در تونل‌های باد، آزمایش‌های پروازی و استفاده از تکنیک‌های عددی تمرکز دارد. بلیامیس و همکاران [۱۱] به بررسی طرح‌های مختلف ریبلت‌های تیغه‌ای شکل برای استفاده در وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین پرداختند. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که ریبلت‌هایی با نسبت عرض به ارتفاع برابر ۱ ($s/h = 1$) بهترین کاهش پسا را ارائه می‌دهند، در حالی که ریبلت‌هایی با بزرگترین عرض ($s/h = 2$) عملکرد ضعیفی داشته و تنش‌های برشی بسیار بالایی را نشان دادند.

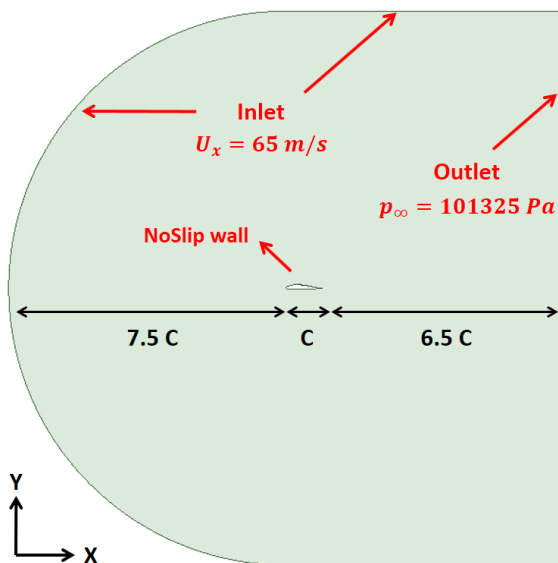
این مقاله با هدف بررسی تاثیر مکان نصب فیلم‌های ریزساختار بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل، به مطالعه عددی نیروهای آیرودینامیکی حاصل از قرارگیری ریزشیارهای عرضی V- شکل بر روی ایرفویل NACA 8-H-12 می‌پردازد. به این منظور هشت قسمت مختلف از سطح ایرفویل انتخاب گردیده و ریزشیارهایی با قاعده و ارتفاع ۱۵۰ μm در آن‌ها قرار داده شده است. قرارگیری ریزشیار در مکان‌های مختلف ایرفویل منجر به کاهش و یا افزایش در پسای آن می‌گردد. این تغییر پسا ناشی از تغییر در مولفه‌های اصطکاکی و فشاری پسا می‌باشد. از این رو در این مطالعه، پس از مروری بر سازوکار ریزساختارها در تغییر مولفه‌های پسا، این مولفه‌ها برای هشت حالت ذکر شده و نیز در دو زاویه حمله ۰ و ۴ درجه مورد مقایسه قرار گرفته است. علاوه بر آن میزان تغییر پسای کل (نسبت به ایرفویل صاف) برای هر حالت گزارش شده است. در انتها به منظور انجام مقایسه بهتر، تاثیر استفاده از سطوح ریزساختار بر مقدار نیروی برآ و نیز نسبت برآ به پسا برای حالت‌های هشت‌گانه ارائه گردیده است. لازم به ذکر است که اعتبارسنجی متدولوژی عددی به کار رفته در شبیه‌سازی ریزساختارهای عرضی و تشریح مکانیزم حاکم بر این ساختارها [۱۲] و نیز تاثیر به کارگیری آن‌ها بر پسای ایرفویل در سرعت‌های مختلف [۱۳] پیش‌تر توسط نویسندگان این مقاله انجام شده است که برای مطالعه بیشتر می‌توان به آن‌ها مراجعه نمود.

تعریف مسئله

در مسئله حاضر ریزشیارهای عرضی V- شکل با قاعده و ارتفاع ۱۵۰ μm در هشت حالت مختلف بر روی سطح ایرفویل NACA 8-H-12 ایجاد شده است. ایرفویل در دو زاویه حمله ۰ و ۴ درجه در معرض عبور جریان هوایی با سرعت ۶۵ m/s قرار می‌گیرد. مشخصات هندسه، شبکه و شرایط مرزی در ادامه بیان خواهد گردید.

SP-F-200	
SP-R-200	
S-M-200	
P-M-200	
SP-M-400	

قسمت اول هر کد نشان دهنده این است که فیلم ریزشیار در کدام سمت ایرفویل قرار دارد (S برای سمت مکش، P برای سمت فشار، SP برای هر دو طرف). قسمت دوم موقعیت فیلم را در امتداد وتر و نسبت به مرکز آن نشان می‌دهد (M برای فیلم متقارن نسبت به مرکز وتر، F و R به ترتیب برای فیلم جلوتر و عقب‌تر از مرکز وتر) و قسمت نهایی نشان‌دهنده طول فیلم ریزشیار بر حسب میلی‌متر است. ایرفویل درون دامنه‌ای C- شکل قرار گرفته است که ابعاد آن به همراه شرایط مرزی در شکل ۲ قابل مشاهده است.

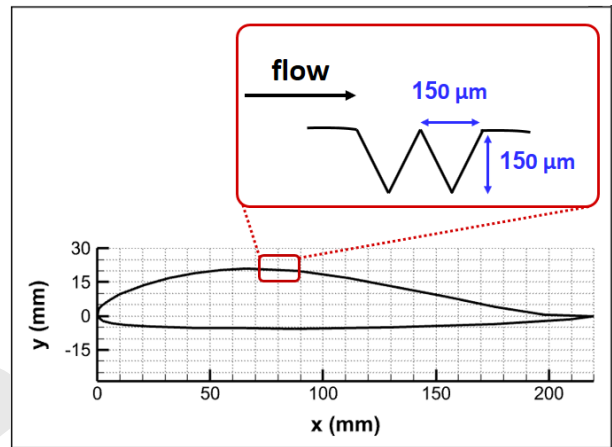


شکل ۲- شرایط مرزی و ابعاد دامنه.

Fig. 2. Boundary conditions and domain sizes.

هندسه و شبکه

شکل ۱ مشخصات ریزشیارها و هندسه ایرفویل را نشان می‌دهد. مطابق این شکل وتر ایرفویل برابر با ۲۲۰ mm می‌باشد. ریزشیارها بر روی سطح ایرفویل و در هشت مکان مختلف آن قرار می‌گیرند که هر حالت با یک کد مشخص می‌گردد. جدول ۱ مکان ریزشیارها و کد هر حالت را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که انتخاب محل نصب ریزساختارها با الهام از سایر پژوهش‌ها صورت گرفته است. همچنین تلاش شده است تا نواحی انتخاب شده تا حد امکان تمامی بخش‌های ایرفویل را در برگیرد.



شکل ۱- هندسه ایرفویل و ریزشیارهای عرضی روی آن.

Fig. 1. Geometries of transverse microgrooves and NACA 8-H-12 airfoil.

جدول ۱- مکان نصب فیلم‌های ریزساختار.

Table 1. Location of the microgrooved surface.

Code	Location of microgrooves
SMOOTH	
S-M-100	
S-F-100	
S-R-100	

که u_i مولفه‌های متوسط بردار سرعت، x_i مولفه‌های فضا، P فشار متوسط، k انرژی جنبشی آشفتگی، δ_{ij} دلتای کرونگر، μ لزجت دینامیکی و μ_t لزجت آشفتگی می‌باشد. μ_t توسط مدل‌های آشفتگی محاسبه می‌گردد که در مسئله حاضر از مدل $k-\omega$ SST برای محاسبه آن استفاده شده است. مطابق این مدل، لزجت آشفتگی با استفاده از روابط زیر به دست می‌آید [۱۹، ۲۰]:

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \sqrt{2S_t F_2})} \quad (۴)$$

در این معادله a_1 عدد ثابت، ω نرخ اتلاف آشفتگی ویژه و S_t بزرگی نرخ کرنش می‌باشد. k ، ω و F_2 نیز با استفاده از روابط زیر محاسبه می‌شوند:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i \rho k) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_k \frac{\partial}{\partial x_j} k \right) + \bar{P}_k \\ - \beta^* \rho \omega k \end{aligned} \quad (۵)$$

و

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(u_i \rho \omega) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_\omega \frac{\partial}{\partial x_j} \omega \right) + P_\omega - \beta \rho \omega^2 \\ + 2\rho(1 - F_1) \frac{1}{\omega} \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{\partial}{\partial x_j} k \frac{\partial}{\partial x_j} \omega \end{aligned} \quad (۶)$$

و

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(2 \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega (d_\perp)}, \frac{500 \mu}{\rho \omega (d_\perp)^2} \right) \right]^2 \right] \quad (۷)$$

در روابط فوق μ_k و μ_ω لزجت‌های موثر، \bar{P}_k نرخ موثر تولید k ، P_ω نرخ تولید ω ، d_\perp فاصله تا نزدیک‌ترین دیوار، β و β^* و $\sigma_{\omega,2}$ ثابت‌های مدل‌سازی آشفتگی و نهایتاً F_1 تابع ترکیب می‌باشد. لازم به ذکر است که با توجه به پایا بودن جریان در مسئله حاضر، جملات $\frac{\partial \rho u_i}{\partial t}$ ، $\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)$ و $\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega)$ از معادلات بالا حذف می‌گردند.

اعتبارسنجی

به منظور اعتبارسنجی روش حل، پسای ناشی از عبور جریانی با سرعت ۵۵ m/s از روی ایرفویل NACA 0012 با طول وتر ۷۶۰ mm و در زوایای حمله ۰ تا ۱۰ درجه محاسبه گردیده و نتایج حاصل با نتایج تجربی گزارش شده در مرجع [۲۱] مورد مقایسه قرار گرفته است. شکل ۳ مقایسه ضریب پسا را برای دو حالت مذکور نشان می‌دهد.

شبکه استفاده شده در این مسئله از نوع بدون ساختار به همراه چند ردیف سلول لایه مرزی در سطح ایرفویل می‌باشد. در سطوح ریزشیار، ارتفاع اولین سلول تقریباً $24 \mu\text{m}$ و طول آن $9 \mu\text{m}$ می‌باشد. لازم به ذکر است که برای هندسه مذکور، استقلال حل از شبکه قبلا توسط نویسندگان بررسی شده است و نتایج آن در مرجع [۱۳] قابل مشاهده است.

انجام حل‌های عددی با استفاده از نرم‌افزار Ansys-Fluent صورت گرفته است. این حل‌ها به صورت پایا، فشارمبنا و با روش Coupled انجام شده‌اند. آشفتگی نیز با استفاده از روش $k-\omega$ SST مدل شده است که معادلات مربوط به آن در ادامه خواهد آمد.

معادلات حاکم

عدد نادسن معیاری برای پیوستگی جریان می‌باشد که می‌توان آن را از رابطه ۱ محاسبه نمود [۱۴].

$$Kn = \sqrt{\frac{\pi \gamma}{2}} \frac{Ma}{Re} \quad (۱)$$

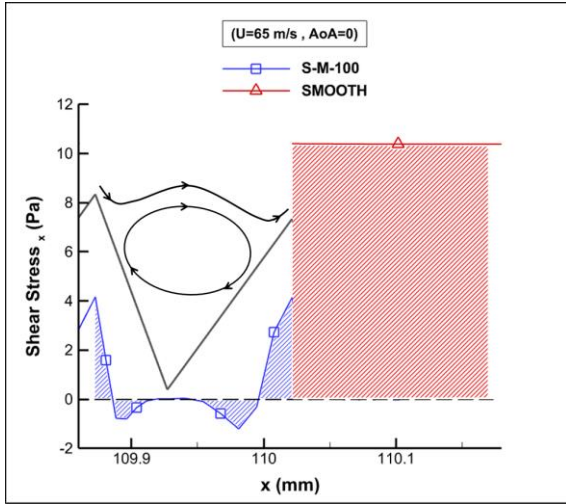
در این رابطه γ نسبت گرمای ویژه، Ma عدد ماخ و Re عدد رینولدز را نشان می‌دهد. بر اساس ابعاد ریزساختارها، بیشینه مقدار عدد نادسن در پژوهش حاضر برابر با 4.3×10^{-4} می‌باشد؛ در نتیجه با توجه به محدوده کاربرد معادلات نویر استوکس [۱۵] می‌توان از آن‌ها در این مطالعه استفاده نمود.

از سوی دیگر عامل اصلی کاهش پسا در ریزساختارهای عرضی، ایجاد گردابه در بین ساختارها است که باعث به وجود آمدن آشفتگی موضعی می‌گردد. از این رو با استفاده از شبکه مناسب، روش‌های RANS قادر به مشاهده گردابه‌های موضعی و اثرات آن‌ها می‌باشند که به عنوان مثال مراجع [۱۶، ۱۷، ۹] از این روش‌ها بهره برده‌اند. از میان روش‌های RANS، مدل $k-\omega$ SST به دلیل توانایی در پیش‌بینی دقیق‌تر رفتار لایه مرزی گزینه مناسب‌تری محسوب می‌شود. با توجه به استفاده از رهیافت RANS، معادلات بقای جرم و اندازه حرکت به ترتیب عبارتند از: [۱۸]:

$$\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (۲)$$

و

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \\ - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} - \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right) \end{aligned} \quad (۳)$$



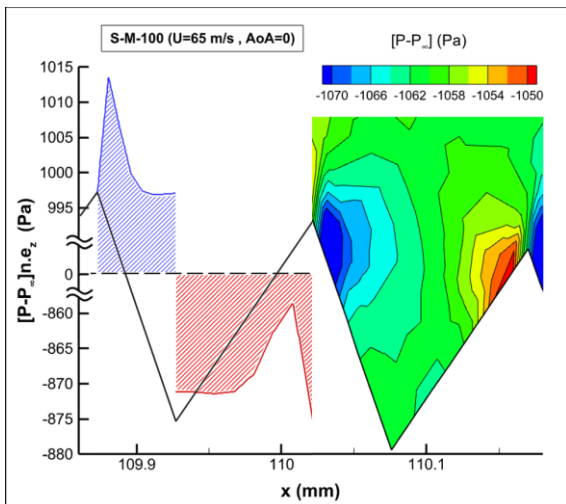
شکل ۴- تنش برشی در راستای x.

Fig. 4. Shear stress in the x-direction.

عبور جریان از روی ریزساختارهای عرضی علاوه بر کاهش پسای اصطکاکی باعث ایجاد اختلاف فشار در اطراف آن‌ها می‌گردد (شکل ۵). این اختلاف فشار می‌تواند منجر به ایجاد نیرو در راستای x (راستای جریان آزاد) گردد که مقدار آن‌را می‌توان از رابطه ۱۰ محاسبه نمود [۸].

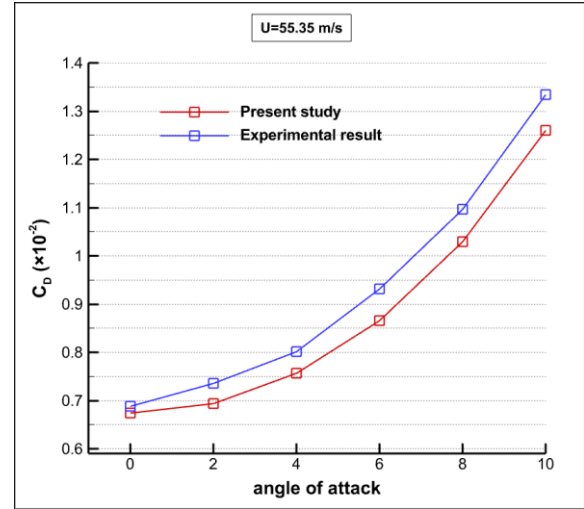
$$F_{pressure} = \int_{x_1}^{x_2} (p - p_{\infty}) \mathbf{n} \cdot \mathbf{e}_x dx \quad (10)$$

در این رابطه p فشار و n بردار نرمال (به طرف دیواره) می‌باشد. بر این اساس سطح محصور در بین نمودار $(p - p_{\infty}) \mathbf{n} \cdot \mathbf{e}_x$ تا محور x در شکل ۵، نیروی حاصل از اختلاف فشار را در میانه سطح مکش S-M-100 نشان می‌دهد. مثبت بودن برآیند این نیرو به معنی تولید پسای فشاری توسط ریزساختارهاست.



شکل ۵- توزیع فشار در اطراف ریزساختارها.

Fig. 5. Pressure distribution around the microstructures.



شکل ۳- مقایسه ضریب پسا در زوایای حمله مختلف.

Fig. 3. Comparison of drag coefficients at different angles of attack.

نتایج

در این بخش ابتدا سازوکار تاثیر ریزساختار بر پسای اصطکاکی و پسای فشاری تشریح می‌گردد. سپس اثر نصب فیلم ریزساختار بر پسا و برای ایرفویل در حالت‌های هشت‌گانه مورد مقایسه قرار می‌گیرد.

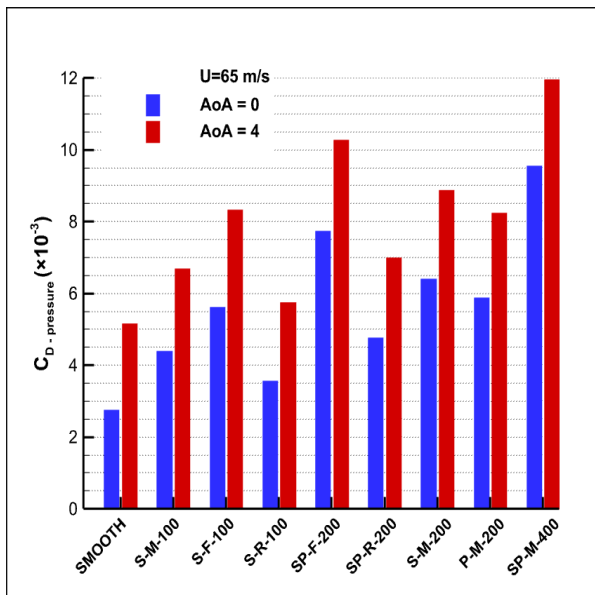
سازوکار تاثیر ریزساختار بر مولفه‌های پسا

مطابق شکل ۴ با عبور جریان از روی ریزساختارهای عرضی، گردابه‌هایی در داخل آن‌ها ایجاد می‌شود. با توجه به جهت حرکت این گردابه‌ها، $\frac{du_x}{dy}$ در مجاورت بخش بزرگی از سطح ریزساختار منفی می‌گردد. از این رو مطابق رابطه ۸ و رابطه ۹ [۸]، τ_x و پسای اصطکاکی نیز در این نواحی منفی خواهند شد.

$$\tau_x = \frac{du_x}{dy} \mu \quad (8)$$

$$D_{viscous} = \int_{x_1}^{x_2} \tau \cdot \mathbf{e}_x dx \quad (9)$$

شکل ۴ تنش برشی در راستای x را در میانه سطح مکش ایرفویل صاف و حالت S-M-100 مقایسه می‌کند. در این شکل سطح بین نمودار تا محور x بیانگر پسای اصطکاکی می‌باشد (با توجه به رابطه ۹). از این‌رو از آنجا که سطح زیر نمودار (تا محور x) مثبت، و سطح بالایی نمودار منفی در نظر گرفته می‌شود، کاهش اندازه تنش برشی در اطراف قله و نیز افزایش اندازه آن در داخل دره (نسبت به صفحه صاف معادل) منجر به کاهش پسای اصطکاکی خواهد شد.



شکل ۷- مقایسه ضریب پسای فشاری.

Fig. 7. Comparison of the pressure drag coefficients.

مطابق شکل ۷ در تمام حالت‌ها، استفاده از ریزشیار منجر به افزایش پسای فشاری (نسبت به ایرفویل صاف) گردیده است. مشابه پسای اصطکاکی، افزایش پسای فشاری علاوه بر طول فیلم ریزشیار به موقعیت نصب آن بر روی ایرفویل نیز وابسته است. شایان ذکر است که روند افزایش پسای فشاری در حالت‌های مختلف دقیقاً از روند کاهش پسای اصطکاکی پیروی می‌کند، به طوری که حالت SP-M-400 که بیشترین میزان کاهش پسای اصطکاکی را داشت، بیشترین افزایش پسای فشاری را نیز نشان می‌دهد.

شکل ۸ تغییرات مولفه‌های پسای حالت‌های هشت‌گانه را نسبت به ایرفویل صاف نشان می‌دهد. این تغییرات با استفاده از معادله زیر [۲۲] محاسبه شده‌اند.

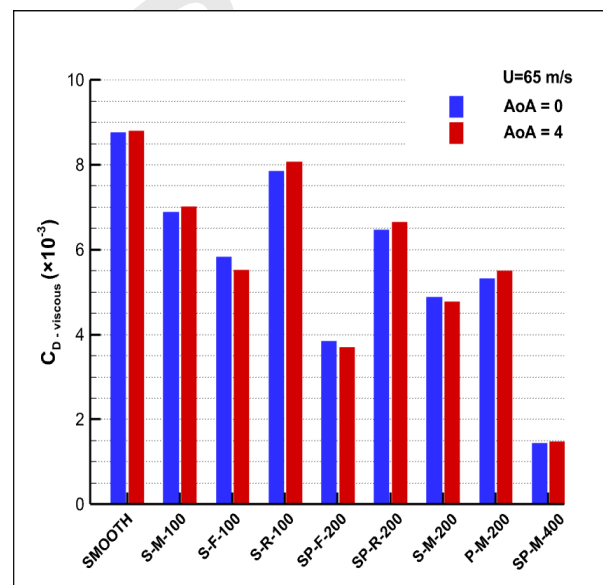
$$\eta_t = \frac{D_{str-t} - D_{smh}}{D_{smh}} \times 100 = \frac{D_{str-v} - D_{smh}}{D_{smh}} \times 100 + \frac{D_{str-p}}{D_{smh}} \times 100 = \eta_v + \eta_p \quad (11)$$

در این رابطه D_{str-t} ، D_{str-v} و D_{str-p} به ترتیب پسای کل، پسای اصطکاکی و پسای فشاری را برای سطوح ریزساختار نشان می‌دهند. D_{smh} پسای صفحه صاف است و η_t و η_v و η_p به ترتیب نمایش‌دهنده درصد تغییر پسای کل، پسای اصطکاکی و پسای فشاری می‌باشند.

تاثیر فیلم ریزشیار بر مقدار پسای ایرفویل

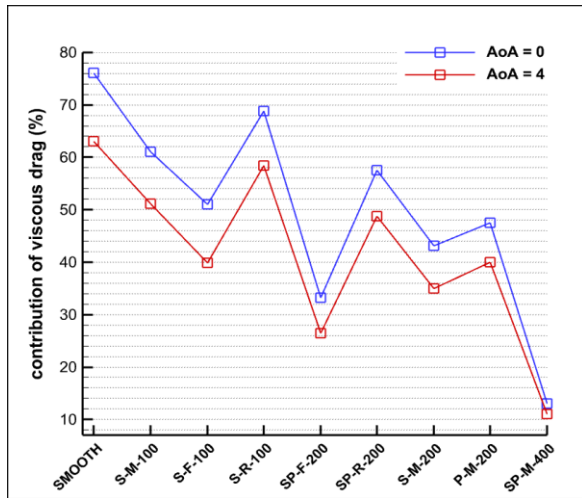
شکل ۶ ضریب پسای اصطکاکی را برای ایرفویل صاف و هشت حالت دارای ریزشیار نشان می‌دهد. مطابق این شکل وجود ریزشیارهای عرضی باعث کاهش پسای اصطکاکی در تمام حالت‌ها شده است. میزان این کاهش علاوه بر طول فیلم ریزشیار (مقایسه S-M-100 و S-M-200)، به موقعیت آن نیز وابسته است. برای مثال قرار دادن فیلم ریزشیاری به طول ۱۰۰ mm در سمت مکش و نزدیک لبه حمله (S-F-100)، کاهش پسای بیشتری نسبت به قرار دادن آن در وسط ایرفویل (S-M-100) و همچنین در نزدیک لبه فرار (S-R-100) ایجاد می‌کند. به عنوان مثالی دیگر استفاده از ۱۰۰ mm فیلم ریزشیار در حالت S-F-100، کاهش پسای بیشتری را نسبت به استفاده از ۲۰۰ mm فیلم ریزشیار در حالت SP-R-200 ایجاد می‌کند. به علاوه مطابق شکل ۶ روند تغییرات پسای اصطکاکی در هر دو زاویه حمله مشابه است و بیشترین کاهش در حالت SP-M-400 رخ می‌دهد.

نکته قابل توجه دیگر آن که رابطه خاصی بین بزرگ شدن زاویه حمله و رفتار پسای اصطکاکی مشاهده نمی‌گردد؛ به عبارت دقیق‌تر با بزرگ شدن زاویه حمله، برخی حالت‌ها افزایش پسای اصطکاکی و برخی دیگر کاهش پسای اصطکاکی را تجربه نموده‌اند که یافتن ارتباط بین آن‌ها دشوار است.



شکل ۶- مقایسه ضریب پسای اصطکاکی.

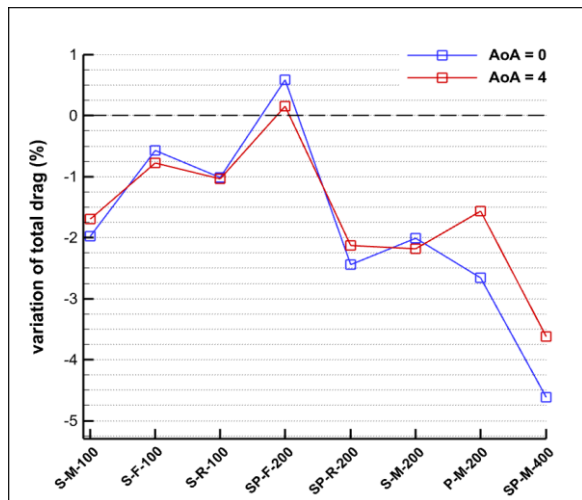
Fig. 6. Comparison of the viscous drag coefficients.



شکل ۹- سهم پسای اصطکاکی از پسای کل.

Fig. 9. Contribution of the viscous drag to the total drag.

شکل ۱۰ تغییرات پسای کل را برای حالت‌های مختلف و در زوایای حمله ۰ و ۴ درجه نشان می‌دهد. مطابق این شکل به جز حالت SP-F-200 که به علت قرار گرفتن فیلم ریزشیار در لبه حمله پسای کل آن افزایش یافته است، سایر حالت‌ها کاهش پسا را تجربه می‌کنند. میزان تغییر پسا در دو زاویه حمله نزدیک یکدیگر است و بیشترین اختلاف آن‌ها حدود ۱/۱٪ و مربوط به حالت P-M-200 می‌باشد.

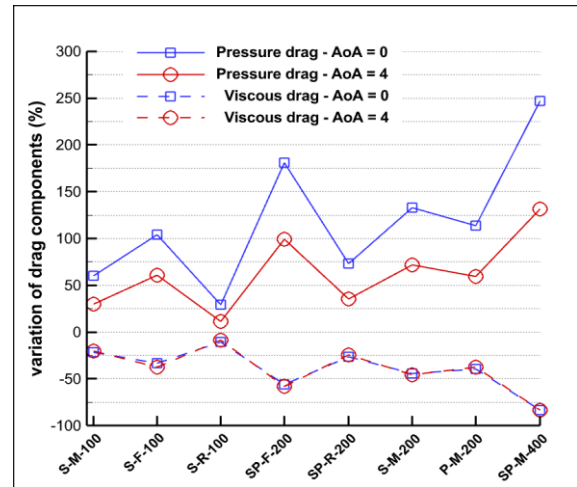


شکل ۱۰- درصد تغییر پسای کل ایرفویل‌های دارای ریزشیار نسبت به ایرفویل صاف.

Fig. 10. The amount of variation of total drag relative to the smooth airfoil.

تاثیر فیلم ریزشیار بر برای ایرفویل

شکل ۱۱ درصد تغییرات نیروی برآ می‌باشد که مطابق آن به جز یک حالت در سایر حالت‌ها نصب فیلم ریزشیار منجر به افزایش برای



شکل ۸- درصد تغییر مولفه‌های پسای ایرفویل‌های دارای ریزشیار نسبت به ایرفویل صاف.

Fig. 8. The amount of change of drag components relative to the smooth airfoil.

مطابق شکل ۸، روند تغییرات مولفه‌های پسا در دو زاویه حمله یکسان است. علاوه بر این برای هر زاویه حمله، کاهش بیشتر در پسای اصطکاکی هم‌ارز افزایش بیشتر در پسای فشاری است. جالب توجه است که روند تغییر پسای اصطکاکی در این شکل مشابه روند تغییر سهم آن از پسای کل در شکل ۹ می‌باشد. به عبارت دیگر، هرچه پسای اصطکاکی بیشتر کاهش می‌یابد سهم آن از پسای کل کمتر می‌گردد. نکته دیگر آنکه علی‌رغم بزرگ‌تر بودن تغییرات پسای فشاری در زاویه حمله ۰ درجه، درصد تغییر پسای اصطکاکی برای دو زاویه حمله ۰ و ۴ درجه تقریباً یکسان است.

همانطور که قبلاً اشاره شد، بیشترین کاهش پسای اصطکاکی در حالت SP-M-400 رخ می‌دهد که مطابق شکل ۸ برای هر دو زاویه حمله ۰ و ۴ درجه حدود ۸۳٪ می‌باشد. در مقابل برای این حالت، پسای فشاری حدود ۲۴۷٪ و ۱۳۱٪ به ترتیب برای زاویه حمله ۰ و ۴ درجه افزایش می‌یابد. مطابق شکل ۹، سهم مولفه اصطکاکی پسا در ایرفویل صاف ۷۶٪ و ۶۳٪ (به ترتیب برای زاویه حمله ۰ و ۴ درجه) از پسای کل می‌باشد، بنابراین کاهش ۸۳ درصدی پسای اصطکاکی می‌تواند بر افزایش ۲۴۷ و ۱۳۱ درصدی پسای فشاری غلبه کند و در نتیجه منجر به کاهش پسای کل به میزان ۴/۶٪ و ۳/۶٪ (به ترتیب برای زاویه حمله ۰ و ۴ درجه) گردد که این موضوع در شکل ۱۰ قابل مشاهده است.

شکل ۹ سهم پسای اصطکاکی حالت‌های مختلف را از پسای کل نشان می‌دهد. مطابق این شکل استفاده از ریزشیار عرضی منجر به کاهش سهم پسای اصطکاکی ایرفویل و در نتیجه افزایش سهم پسای فشاری آن می‌گردد. همچنین بدیهی است که با بزرگ شدن زاویه حمله، سهم پسای فشاری ایرفویل افزایش یابد که این مطلب در تمام حالت‌ها مشاهده می‌گردد.

نتیجه گیری

این مطالعه به بررسی تاثیر محل نصب فیلم‌های ریزساختار بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل می‌پردازد. به این منظور شیارهای V- شکل با قاعده و ارتفاع $150 \mu\text{m}$ در هشت موقعیت مختلف از ایرفویل NACA 8-H-12 قرار داده شد و نیروهای آیرودینامیکی آن‌ها در دو زاویه حمله 0° و 4° در مورد بررسی قرار گرفت.

نتایج نشان داد که نیروی پسای کل می‌تواند بسته به مساحت فیلم دارای ریزشیار و موقعیت آن بر روی ایرفویل، افزایش و یا کاهش یابد. حداکثر کاهش نیروی پسای مشاهده شده $4/6\%$ و مربوط به نصب دو فیلم 200 میلی‌متری در میانه وتر و در سمت مکش و فشار ایرفویل با زاویه حمله صفر درجه می‌باشد.

در تمام حالت‌های مورد مطالعه، روند افزایش نیروی پسای فشاری با روند کاهش نیروی پسای اصطکاکی یکسان است. در نتیجه حالتی با بیشترین کاهش در نیروی پسای اصطکاکی، بیشترین افزایش در نیروی پسای فشاری را تجربه می‌کند. این رفتار در هر دو زاویه حمله بررسی شده قابل مشاهده است. همچنین درصد تغییر پسای اصطکاکی برای دو زاویه حمله 0° و 4° درجه تقریباً یکسان است.

روند تغییر پسای اصطکاکی مشابه روند تغییر سهم آن از پسای کل می‌باشد. به عبارت دیگر، هرچه پسای اصطکاکی بیشتر کاهش می‌یابد سهم آن از پسای کل کمتر می‌گردد.

در زاویه حمله صفر درجه، وجود ریزشیار تاثیر بیشتری بر نیروی برای ایرفویل می‌گذارد. همچنین در اکثر حالت‌ها وجود ریزشیار موجب افزایش نسبت برآ به پسا شده است.

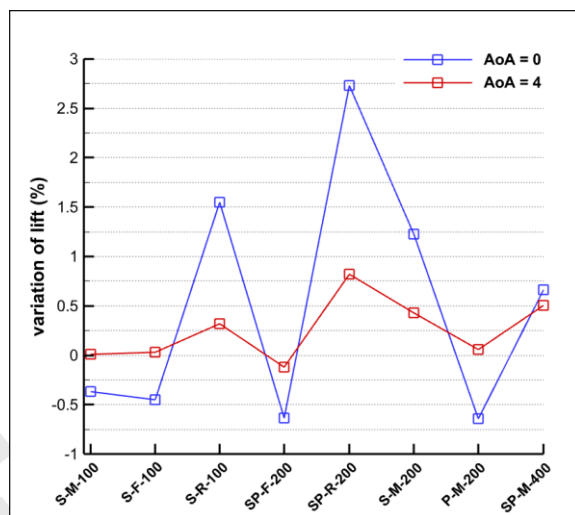
تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. Walsh, "Turbulent boundary layer drag reduction using riblets," in *20th Aerospace Sciences Meeting Cover*, Orlando, FL, USA, 1982, <https://doi.org/10.2514/6.1982-169>.
- [2] M. J. Walsh, "Drag characteristics of V-groove and transverse curvature riblets," in *Symposium on Viscous Drag Reduction*, Dallas, TX, USA, 1979. <https://doi.org/10.2514/5.9781600865466.0168.0184>.
- [3] M. J. Walsh, "Riblets as a viscous drag reduction technique," *AIAA Journal*, vol. 21, no. 4, pp. 485-486, 1983, <https://doi.org/10.2514/3.60126>.
- [4] M. J. Walsh, "Effect of detailed surface geometry on riblet drag reduction performance," *Journal Aircraft*,

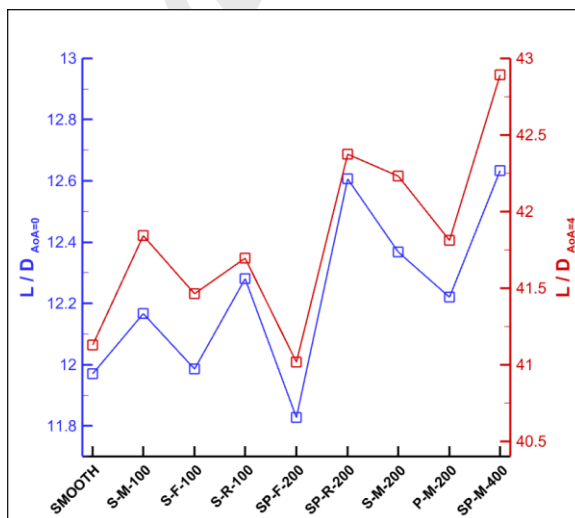
ایرفویل در زاویه 4° درجه گردیده است، هر چند مقدار این افزایش ناچیز می‌باشد. در زاویه 0° درجه، برآی نیمی از حالت‌ها کاهش و نیمی از آن‌ها افزایش می‌یابد. مقدار افزایش برآ در این زاویه بزرگ‌تر است و بیشترین مقدار آن برابر با $2/7\%$ و مربوط به حالت SP-R-200 می‌باشد. این حالت بیشترین مقدار افزایش برآ را در دو زاویه حمله دارد.



شکل ۱۱- درصد تغییر برای ایرفویل‌های دارای ریزشیار نسبت به ایرفویل صاف.

Fig. 11. The amount of variation of lift relative to the smooth airfoil.

شکل ۱۲ نسبت برآ به پسا را نشان می‌دهد. مطابق این شکل به جز حالت SP-F-200 که استفاده از فیلم ریزشیار منجر به افزایش پسای آن گردیده بود (شکل ۱۰)، در سایر حالت‌ها استفاده از فیلم ریزشیار باعث افزایش نسبت برآ به پسا می‌گردد.



شکل ۱۲- نسبت برآ به پسا.

Fig. 12. Lift to drag ratio.

- [14] S. Varoutis, S. Naris, V. Hauer, C. Day, and D. Valougeorgis, "Computational and experimental study of gas flows through long channels of various cross sections in the whole range of the Knudsen number," *Journal of Vacuum Science and Technology*, vol. 27, no. 1, pp. 89–100, 2009, <https://doi.org/10.1116/1.3043463>.
- [15] E. Shirani and S. Jafari, "Application of LBM in simulation of flow in simple micro-geometries and micro porous media," *The African Review of Physics*, vol. 1, no. 1, pp. 34–42, 2007.
- [16] Z. Wu, S. Li, M. Liu, S. Wang, H. Yang, and X. Liang, "Numerical research on the turbulent drag reduction mechanism of a transverse groove structure on an airfoil blade," *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics*, vol. 13, no. 1, pp. 1024–1035, 2019, <https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1665101>.
- [17] M. E. Benhamza and F. Belaid, "Computation of turbulent channel flow with variable spacing riblets," *Mechanika*, vol. 79, no. 5, pp. 36–41, 2009.
- [18] S. N. A. Yusof, Y. Asako, N. A. C. Sidik, S. B. Mohamed, and W. M. A. A. Japar, "A short review on RANS turbulence models," *CFD Letters*, vol. 12, no. 11, pp. 83–96, 2020, <https://doi.org/10.37934/cfdl.12.11.8396>.
- [19] F. Moukalled, L. Mangani, and M. Darwish, "The finite volume method," in *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics*, Springer, Cham, 2016, pp. 103–135, https://doi.org/10.1007/978-3-319-16874-6_5.
- [20] P. A. C. Rocha, H. H. B. Rocha, F. O. M. Carneiro, M. E. Vieira da Silva, and A. V. Bueno, "K- ω SST (shear stress transport) turbulence model calibration: A case study on a small scale horizontal axis wind turbine," *Energy*, vol. 65, no. 1, pp. 412–418, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2013.11.050>.
- [21] N. Gregory and C. L. O'Reilly, "Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost," Aeronautical Research Council, Great Britain, Rep. and Memo. 3726, 1970.
- [22] Z. Li, Y. Zuo, H. Lu, L. He, and B. Meng, "Numerical study on the influence of top and valley shape of the transverse groove on the drag reduction rate," *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 61, nr. 4, 2023, <https://doi.org/10.15632/jtam-pl/171470>.
- vol. 27, no. 6, pp. 572–573, 1990, <https://doi.org/10.2514/3.25323>.
- [5] D. C. Chu and G. E. Karniadakis, "A direct numerical simulation of laminar and turbulent flow over riblet-mounted surfaces," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 250, pp. 1–42, 1993, <https://doi.org/10.1017/S0022112093001363>.
- [6] Y. B. Zhang and D. F. Che, "Turbulence statistics in a rectangular channel flow with one groove-roughened wall," in *AIP Conference Proceedings*, vol. 1376, no. 1, 2011, pp. 90–93, <https://doi.org/10.1063/1.3651843>.
- [7] E. Güler, E. Pinar, and T. Durhasan, "The effect of riblets on the aerodynamic performance of NACA 0018 airfoil," *Cukurova University Journal of the Faculty of Engineering*, vol. 39, no. 1, pp. 119–132, 2024, <https://doi.org/10.21605/cukurovaumfd.1459405>.
- [8] Z. LI *et al.*, "Numerical study on influence of protrusion heights on Reynolds stress and viscous stress variations in turbulent vortical structures," *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 37, no. 9, pp. 59–71, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.cja.2024.05.019>.
- [9] Z. Li *et al.*, "A numerical study on the influence of transverse grooves on the aerodynamic performance of micro air vehicles airfoils," *Applied Sciences*, vol. 13, no. 22, 2023, Art. no. 12371, <https://doi.org/10.3390/app132212371>.
- [10] M. R. Pakatchian, J. Rocha, and L. Li, "Advances in riblets design," *Applied Sciences*, vol. 13, no. 19, 2023, Art. no. 10893, <https://doi.org/10.3390/app131910893>.
- [11] C. Bliamis, Z. Vlahostergios, D. Misirlis, and K. Yakinthos, "Numerical simulation of blade-shaped riblets using LES based methods," *Chemical Engineering Transactions*, vol. 103, pp. 481–486, 2023, <https://doi.org/10.3303/CET23103081>.
- [12] M. J. Kahalian, R. Kamali Moghadam, and I. Bahman Jahromi, "Numerical study of drag reduction mechanism on surfaces with transverse triangular microstructures," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 18, no. 1, pp. 24–37, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1498>.
- [13] M. J. Kahalian, R. Kamali Moghadam, I. Bahman Jahromi, and M. Najafi, "Numerical study of V-shaped microgrooves location on an aerodynamic surface for drag reduction," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 18, Special Issue, pp. 41–51, 2025, <https://doi.org/10.22034/JSST.2025.1521>.