حاشیه بالا ۲٫۵ cm

قالب پیش‌نویس مجلهٔ مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز (لطفاً این نوشته در فایل ارسالی حذف نشود)

بررسی عددی تاثیر قطر سیلندر دایروی بر آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس در پیکربندی سیلندر- ایرفویل ناکا۰۰۱۲

میترا یادگاری* استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اسفراین، اسفراین، ایران

عبدالامیر بک خوشنویس استاد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه حکیم سبزواری، سبزوار، ایران

چکیده

با توجه به تاثیر چشم گیر زاویه حمله ایرفویل و چیدمان مجموعه سیلندر دایروی و ایرفویل پشت آن بر تداخل، بررسی جریان در اطراف این موانع برای طراحان و مهندسان از اهمیت زیادی برخوردار است. از سویی دیگر، نرخ تولید آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس از جمله پارامترهای مهم در طراحی مهندسی و اثرات تداخل دنباله می باشند. بدین منظور در پژوهش حاضر به بررسی عددی تاثیر قطر سیلندر دایروی بر آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس در پیکربندی سیلندر- ایرفویل در عدد رینولدز ۱۰۳۰۰۰ و زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه پرداخته شده است. از جمله کاربردهای سیلندر- ایرفویل می‌توان به سیستم‌های خنک کننده، سکوهای دریایی، مبادله کن گرمایی، راکتورهای هسته‌ای و ستون‌های حفاری اشاره کرد. نتایج بیانگر آن است که با افزایش قطر سیلندر دایروی، انتروپی ناشی از تلفات لزجت به دلیل کاهش گرادیان سرعت و گردابه‌های تولیدی، کاهش و آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس به دلیل افزایش نرخ تلفات، افزایش می‌یابد. همچنین در آستانه واماندگی و رسیدن به واماندگی کامل، مقدار آنتروپی ناشی از تلفات لزجت با افزایش زاویه حمله، افزایش می‌یابد که ناشی از افزایش ضریب پسا می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: تداخل دنباله، مجموعه سیلندر - ایرفویل، ضریب پسا، آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس، زاویه حمله، گردابه.

Numerical Investigation of the Effect of Circular Cylinder Diameter on Entropy Generation due to Viscous and Turbulence Dissipations in a Cylinder- NACA0012 Airfoil Configuration

Mitra Yadegari* Department of Mechanical Engineering, Esfarayen University of Technology, Esfarayen,Iran

Abdolamir Bak Khoshnevis Department of Mechanical Engineering, Hakim Sabzevari University, Sabzevar, Iran

Abstract:

Given the significant impact of the airfoil angle of attack and the relative arrangement of the cylinder-airfoil assembly on wake interference, studying the flow field around these obstacles is crucial for designers and engineers. Furthermore, the entropy generation rate arising from viscous and turbulent dissipation is a critical parameter in engineering design and interference analysis. In this study, a numerical investigation is conducted to evaluate the effect of circular cylinder diameter on entropy generation due to viscous and turbulent dissipation in a cylinder-airfoil configuration, at a Reynolds number of 103000 and angles of attack of 15°and 20°. Potential applications for cylinder-airfoil configurations include cooling systems, offshore platforms, heat exchangers, nuclear reactors, and drilling columns. The results indicate that an increase in the circular cylinder diameter leads to a decrease in entropy production from viscous dissipation, owing to a reduction in velocity gradients and vortex strength. Conversely, entropy generation due to turbulent dissipation increases with diameter due to an elevated dissipation rate. Additionally, near the stall and full-stall regimes, viscous entropy generation increases with the angle of attack, primarily driven by the rise in the drag coefficient.

Keywords: Wake Interference, Cylinder- Airfoil Configuration, Drag Coefficient, Entropy Due to Viscous and Turbulence Dissipations, Angle of Attack, Vortex.

۱- مقدمه

حضور سیلندر در پشت ایرفویل به عنوان مانع برای جریان عمل می‌کند که باعث ایجاد تداخل در دنباله‌های جریان می‌شود. تداخل در دنباله‌ها در موارد مهندسی متعددی از جمله در سیستم‌های خنک‌کننده برای قطعات الکترونیکی، موتورهای پروانه‌ای، سیستم‌های پیشران هاورکرافت و بسیاری دیگر از کاربردهای دیگر مشاهده می‌شود [۱-۶]. تداخل منجر به اغتشاشات صوتی و تغییر رفتار فرکانسی گردابه‌ها می‌شود. با شناسایی و تعیین این رفتار، می‌توان به درک بهتری از تداخل در دنباله‌ها دست یافت و از بروز پدیده‌هایی مانند خستگی مواد و تشدید اثرات ناشی از ارتعاشات القایی جلوگیری کرد. علاوه بر این، تداخل دنباله‌ها تأثیر قابل‌توجهی بر آنتروپی به‌ویژه در جریان‌های با عدد رینولدز بالا دارد. لذا مطالعه جامع تداخل دنباله‌ها از نظر کاربردی و مفاهیم بنیادین از اهمیت بسزایی برخوردار است و به بهبود طراحی‌های آیرودینامیکی و کاهش اثرات نامطلوب ناشی از تداخل جریان کمک می‌کند. این دانش نه‌تنها به افزایش کارایی وسایل

* میترا یادگاری، آدرس پست الکترونیکی: m.yadegari@esfarayen.ac.ir

حاشیه پایین ۲ cm

In Press

نقلیه کمک می‌کند، بلکه می‌تواند در کاهش اثرات زیست‌محیطی ناشی از اغتشاشات صوتی و ارتعاشات نیز مؤثر باشد [۷].

از جمله پژوهش‌های انجام شده در زمینه جریان حول سیلندر- ایرفویل می‌توان به موارد [۱۹-۸] اشاره کرد. ایشراک و همکاران [۸] به بررسی روش‌های کنترل جریان فعال و غیرفعال به منظور بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل‌ها پرداختند. آن‌ها با قرار دادن سیلندر چرخان و ایرفویل در چیدمان‌های مختلف، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل NACA ۲۳۰۱۵ را در عدد رینولدز ۱۵۰۰۰۰ و زوایای حمله مختلف ۰، ۵، ۱۰، ۱۵، ۲۰، ۲۵ و ۳۰ درجه بررسی کردند. نتایج نشان می‌دهد که استفاده از سیلندرهای چرخان به مقدار قابل توجهی، عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل را بهبود می‌بخشد. همچنین در زوایای حمله پایین، قرار دادن سیلندر در سطح پایین ایرفویل، منجر به بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل در مقایسه با چیدمان‌های دیگر می‌شود. سان و همکاران[۹] به منظور کاهش نویز ناشی از برهم‌کنش در مجموعه سیلندر- ایرفویل به طراحی ساختارهای شیاردار و موجدار در لبه حمله ایرفویل در اعداد رینولدز مختلف پرداختند. نتایج نشان داد که ساختارهای موجدار در لبه حمله فقط منجر به کاهش نویز در باند فرکانس میانی(۸۰۰ تا ۴۰۰۰ هرتز) می‌شود و ترکیب این دو ساختار منجر به کاهش حساسیت نویز در فرکانس‌های پایین می‌شود. سو و همکاران[۱۰] با استفاده از روش عددی به بررسی عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناشی از چیدمان‌های مختلف سیلندر مگنوس و ایرفویل پرداختند. مشاهده شد که قرار دادن سیلندر مگنوس در نزدیکی لبه حمله سطح بالایی و لبه فرار سطح پایینی، تأثیر قابل توجهی بر خصوصیات آیرودینامیکی ایرفویل دارد. همچنین بازده آیرودینامیکی در حالت بهینه، افزایش ۱۷/۵ درصدی را نسبت به حالت پایه نشان می‌دهد. یانگ و همکاران[۱۱]، تأثیر یقه‌های استوانه‌ای را بر نویز ناشی از برهم‌کنش سیلندر- ایرفویل بررسی کردند. نتایج نشان داد که یقه‌ها، نویز را به میزان ۲۴/۳ دسی‌بل کاهش می‌دهند. همچنین مکانیسم‌های کاهش نویز از طریق یقه‌ها، منجر به کاهش گرادیان سرعت، تضعیف لایه‌های برشی و سرکوب جدایش گردابه‌ها در سیلندر می‌گردد. لفبور و همکاران [۱۲] به بررسی تجربی نیروی لیفت و درگ ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در پشت سیلندر دایروی در عدد رینولدز بر اساس کورد ۱۰۰۰۰۰ در فواصل افقی مختلف بین سیلندر و ایرفویل ۲D تا ۹/۶ D پرداختند.. مشاهده شد که نیروی درگ برای زوایای حمله کمتر از ۱۰ درجه منفی بود. همچنین افزایش شدت آشفتگی منجر به افزایش نیروی برآ و پسا می‌شود. عباس‌پور و همکاران [۱۳] به بررسی عددی تاثیر زاویه حمله ایرفویل و فاصله افقی بین سیلندر دایروی و ایرفویل بر سرعت نقصانی و پهنای دنباله در رژیم جریان آشفته پرداختند. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش فاصله بین سیلندر و ایرفویل، سرعت نقصانی ۴۳٪ کاهش می‌یابد. همچنین پهنای دنباله با افزایش زاویه حمله و فاصله افقی به ترتیب ۳۲٪ و ۳۴٪ افزایش می‌یابد. در پژوهش‌های دیگر، عباس‌پور و همکاران [۱۵-۱۴] به بررسی تاثیر فاصله افقی و عمودی بین سیلندر و ایرفویل بر بازده آیرودینامیکی و بیشینه انرژی جنبشی توربولانس پرداختند. مشاهده شد، بازده آیرودینامیکی در فاصله افقی ۶۰ میلی‌متر، به ترتیب ۴/۷۶٪، ۵/۸۶٪ و ۸/۹۵٪ بیشتر از فواصل افقی ۱۲۰ میلی‌متر، ۱۸۰ میلی‌متر و ۲۴۰ میلی‌متر است. همچنین بیشینه انرژی جنبشی توربولانس در فاصله عمودی ۵۰- میلی‌متر، به ترتیب ۹/۵٪، ۱۱/۳۶٪ و ۱۲/۵٪ بیشتر از فواصل عمودی ۲۵- میلی‌متر ، ۵۰+ میلی‌متر و ۲۵+ میلی‌متر است. ژیانگ و همکاران [۱۶] به بررسی عددی بر همکنش دنباله اجسام در پیکربندی سیلندر – ایرفویل در فواصل مختلف پرداختند. نتایج نشان داد با کاهش فاصله بین ایرفویل و سیلندر، ریزش خیابان کارمن، سرکوب و در نتیجه نوسانات آشفتگی به مقدار قابل توجهی کاهش می‌یابند. مونکاتا و همکاران [۱۷] به بررسی اثرات فاصله بین سیلندر مدور و ایرفویل ناکا۰۰۱۰ بر ویژگی‌های صوتی آیرودینامیکی تولید شده ناشی از برخورد دنباله سیلندر و ایرفویل پرداختند. نتایج بیانگر آن است که ایرفویل در پایین دست جریان به عنوان منبع صوتی عمل می‌کند. زمانی که فاصله دو جسم بیشتر از فاصله بحرانی باشد، ریزش گردابه‌ها در سیلندر بالادست افزایش می‌یابد. آگراوال و همکاران [۱۸] به بررسی عددی تعامل آیرودینامیکی بین سیلندر و ایرفویل با چیدمان پشت سر هم با استفاده از مدل آشفتگی LES پرداختند. مشاهده شد که دنباله حاصل از برخورد بین سیلندر و ایرفویل، باعث تولید جریان ناپایدار به عنوان منبع صوتی می‌شود. آسیا و اکتاویانتی [۱۹] به بررسی تجربی ریزش گردابه و انتشار صدا از دو سیلندر مربعی کنار هم با فواصل مختلف از یکدیگر پرداختند. مشخص گردید که در برخی فواصل خاص، ریزش گردابه متقارن باعث ایجاد همبستگی شدید در راستای عرضی شده و صدای بیشتری در این حالت در مقایسه با حالت تک سیلندر منتشر می‌شود.

با توجه به تحقیقات انجام شده در زمینه بررسی جریان حول سیلندر- ایرفویل، بیشتر مطالعات به بررسی نویز، گردابه یا ضریب پسا در فواصل مختلف بین سیلندر و ایرفویل پرداختند. در حالی که در پژوهش حاضر، برای اولین بار به تاثیر قطر سیلندر دایروی بر آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس در زاویای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه در پیکربندی سیلندر دایروی- ایرفویل ناکا۰۰۱۲ در عدد رینولدز ۱۰۳۰۰۰ در رژیم جریان آشفته پرداخته شده است که این پژوهش را نسبت به پژوهش‌های پیشین متمایز می‌کند. آنتروپی در مجموعه سیلندر- ایرفویل، شاخصی از اتلاف انرژی، برگشت ناپذیری جریان، سنجش عملکرد آیرودینامیکی، بهینه‌سازی آرایش هندسی و شرایط جریان است. نتایج حاصل از این پژوهش به دلیل جامع بودن می‌تواند توسط طراحان صنعتی و سازه‌ای به عنوان ابزاری مناسب برای بهینه سازی، طراحی و بهبود دقت مدل‌های مهندسی استفاده شود.

۲- بیان مساله و شرایط مرزی

در این پژوهش، آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس در عدد رینولدز ۱۰۳۰۰۰ در پیکربندی سیلندر دایروی - ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با طول کورد ۱۵۰ میلی‌متر بررسی شده است. زوایای حمله ایرفویل ۱۵ و ۲۰ درجه و قطرهای سیلندر دایروی ۴۰، ۵۰، ۶۰ و ۷۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. طرحواره سیلندر- ایرفویل و شرایط مرزی اعمال شده در شکل ۱ نشان داده شده است. دلیل انتخاب زوایای حمله، ۱۵ و ۲۰ درجه، بررسی آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس در ابتدای حالت واماندگی و واماندگی کامل است. لازم به ذکر است که ابعاد میدان محاسباتی به صورت ۳۶ برابر طول وتر ایرفویل در راستای محور x و ۲۰ برابر طول وتر ایرفویل در راستای محور y در نظر گرفته شده

In Press

است. شرایط مرزی در مرز ورودی و خروجی دامنه محاسباتی به صورت سرعت ورودی[1] و فشار خروجی[2] اعمال شده است. همچنین سیلندر دایروی و ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ به صورت دیواره[3] ثابت با شرط مرزی عدم لغزش در نظر گرفته شده است. مقادیر سرعت و شدت توربولانس در ورودی ۳۸/۸۸۲۵ متر بر ثانیه و ۰/۱٪ و مقادیر فشار استاتیکی و شدت توربولانس در خروجی ۱۰۱۳۲۵ کیلوپاسکال و ۰/۱٪ لحاظ شده است.

۳- معادلات حاکم

معادلات حاکم، شامل معادلات پیوستگی، مومنتوم در جهت محورهای x و y و مدل آشفتگی $\mathbf{K-\omega-SST}$ در جریان آشفته، دوبعدی، ناپایا و تراکم ناپذیر به صورت روابط (۱ تا ۶) نشان داده شده است. در این روابط، $\boldsymbol{\rho}$ **چگالی**، $\boldsymbol{\mu}$ لزجت دینامیکی، $\bar{u}$ و $\bar{v}$ مولفه‌های سرعت متوسط، u' و v' مولفه‌های سرعت نوسانی، p فشار، $\overline{u_i'u_j'}$ تنش برشی رینولدز، K انرژی جنبشی آشفته و $\boldsymbol{\varepsilon}$ نرخ تلفات هستند. دلیل استفاده از مدل آشفتگی $\mathbf{K-\omega-SST}$ هزینه محاسباتی کم و توانایی بالای این مدل در شبیه‌سازی جریان‌های با گرادیان فشار معکوس خفیف تا قوی است [۳۲-۲۰].

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x}+\frac{\partial \bar{v}}{\partial y}=0 \qquad (۱)$$

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t}+\bar{u}\frac{\partial \bar{u}}{\partial x}+\bar{v}\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial \bar{p}}{\partial x}+\vartheta\left(\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2}\right)-\left(\frac{\partial \overline{u'^2}}{\partial x}+\frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial y}\right) \qquad (۲)$$

$$\frac{\partial \bar{v}}{\partial t}+\bar{u}\frac{\partial \bar{v}}{\partial x}+\bar{v}\frac{\partial \bar{v}}{\partial y}=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial \bar{p}}{\partial y}+\vartheta\left(\frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial x^2}+\frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial y^2}\right)-\left(\frac{\partial \overline{v'^2}}{\partial y}+\frac{\partial \overline{u'v'}}{\partial x}\right) \qquad (۳)$$

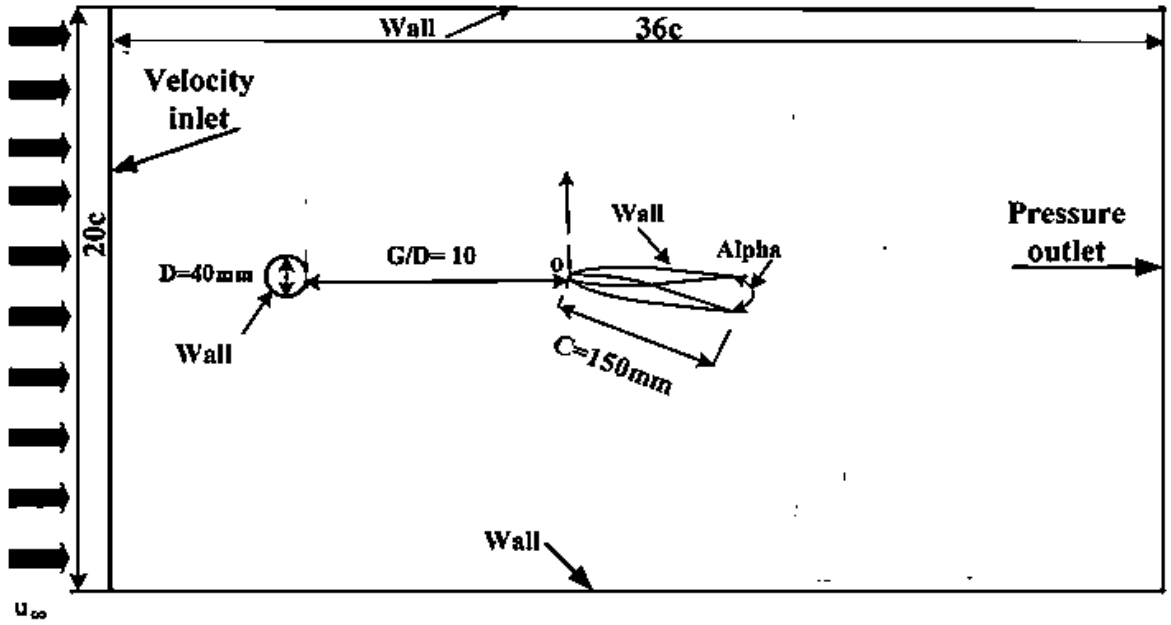
$$\frac{\partial(\rho K)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho K\bar{u})}{\partial x}+\frac{\partial(\rho K\bar{v})}{\partial y}=\rho P_k-\rho\beta^* k\omega+\frac{\partial}{\partial x}\left[(\mu+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial K}{\partial x}\right]+\frac{\partial}{\partial y}\left[(\mu+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial K}{\partial y}\right] \qquad (۴)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho\omega\bar{u})}{\partial x}+\frac{\partial(\rho\omega\bar{v})}{\partial y}=\rho\alpha s^2-\beta\rho\omega^2+\frac{\partial}{\partial x}\left[(\mu+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial \omega}{\partial x}\right]+\frac{\partial}{\partial y}\left[(\mu+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial \omega}{\partial y}\right]+2\sigma\boldsymbol{\rho}\omega^2\frac{1}{\omega}\frac{\partial K}{\partial x}\frac{\partial \omega}{\partial x}(1-F_1)+2\sigma\rho\omega^2\frac{1}{\omega}\frac{\partial K}{\partial y}\frac{\partial \omega}{\partial y}(1-F_1) \qquad (۵)$$

$$F_1=\tanh\left\{\left\{\min\left[\max\left(\frac{\sqrt{K}}{\beta^*\omega y},\frac{500\vartheta}{y^2\omega}\right),\frac{4\sigma_{\omega 2}K}{CD_{kw}y^2}\right]\right\}^4\right\},\quad \vartheta_T=\frac{a_1 K}{\max(a_1\omega,SF_2)},\quad F_2=\tanh\left[\max\left(\frac{2\sqrt{K}}{\beta^*\omega y},\frac{500\vartheta}{y^2\omega}\right)\right],\quad P_k=\min\left(\tau_{ij}\frac{\partial U_i}{\partial x_j},10\beta^* K\omega\right),\quad CD_{kw}=max\left(2\rho\sigma_{\omega 2}\left(\frac{1}{\omega}\frac{\partial K}{\partial x_i}\frac{\partial \omega}{\partial x_i},10^{-10}\right)\right) \qquad (۶)$$

[1] Velocity inlet
[2] Pressure outlet
[3] Wall

In Press



شکل۱- طرحواره سیلندر - ایرفویل

In Press

قالب پیش‌نویس مجلهٔ مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز (لطفاً این نوشته، در فایل ارسالی حذف نشود)

۴- آنالیز تولید آنتروپی

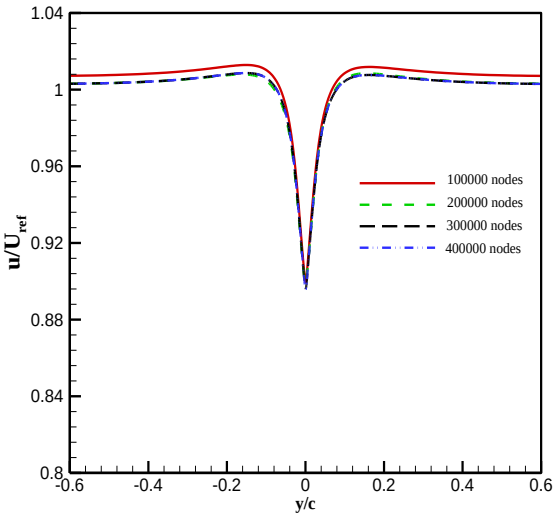
یادگاری [۲۴]، کاک و هرویگ [۲۵] به منظور محاسبه نرخ تولید آنتروپی در جریان آشفته، دوبعدی، ناپایا و تراکم ناپذیر روابط (۸-۷) را ارائه کردند. در این روابط، $S_{g,v}$ نرخ تولید آنتروپی ناشی از تلفات لزجت، $S_{g,T}$ نرخ تولید آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس، T_0 دمای مرجع، μ_{eff} مجموع لزجت دینامیکی و لزجت توربولانس، $\overline{u}$ ، $\overline{v}$ و $\overline{w}$ مولفه‌های سرعت متوسط و u' و v' و w' مولفه های سرعت نوسانی در جهات محورهای x ، y و z هستند.

$$S_{g,v} = \frac{\mu_{eff}}{T_0}\left[2\left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial z}\right)^2\right] \quad (۷)$$

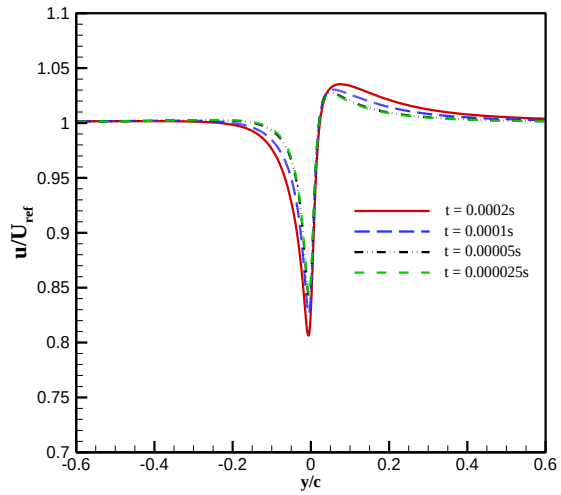
$$S_{g,T} = \frac{\mu_{eff}}{T_0}\left[2\left[\left(\frac{\partial u'}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial v'}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial w'}{\partial z}\right)^2\right] + \left(\frac{\partial v'}{\partial x} + \frac{\partial u'}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial w'}{\partial y} + \frac{\partial v'}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial u'}{\partial z} + \frac{\partial w'}{\partial x}\right)^2\right] = \frac{\rho\varepsilon}{T_0} \quad (۸)$$

۵- استقلال از شبکه

به منظور اطمینان از تعداد سلول‌های محاسباتی لحاظ شده، اثر تعداد نقاط شبکه بر سرعت متوسط بی‌بعد برای مجموعه سیلندر- ایرفویل در شکل ۲- نشان داده شده است. همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، تغییرات سرعت متوسط بی‌بعد در تعداد نقاط ۳۰۰۰۰۰ به بعد مستقل از شبکه است. همچنین به دلیل ناپایا بودن جریان، استفاده از گام زمانی بسیار حائز اهمیت است. تغییرات سرعت متوسط بی‌بعد در گام‌های زمانی مختلف (۰/۰۰۰۰۲۵، ۰/۰۰۰۰۵، ۰/۰۰۰۱، ۰/۰۰۰۲ ۰) ثانیه در شکل ۳- نشان داده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، سرعت متوسط بی‌بعد در گام زمانی ۰/۰۰۰۰۵ ثانیه به بعد، مستقل از زمان است. لذا گام زمانی در این پژوهش ۰/۰۰۰۰۵ ثانیه، تعیین شده است.

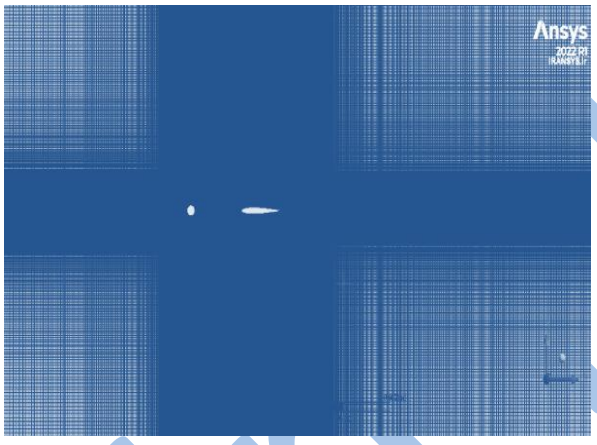


شکل۲- اثر تعداد نقاط شبکه بر سرعت متوسط بی‌بعد برای مجموعه سیلندر- ایرفویل



شکل۳- تاثیر گام زمانی بر سرعت متوسط بی‌بعد برای مجموعه سیلندر- ایرفویل

شکل۴- نمایی از شبکه تولید شده برای مجموعه سیلندر- ایرفویل را نشان می‌دهد.



شکل۴- نمای کلی شبکه‌بندی اطراف سیلندر- ایرفویل

۶-حل عددی

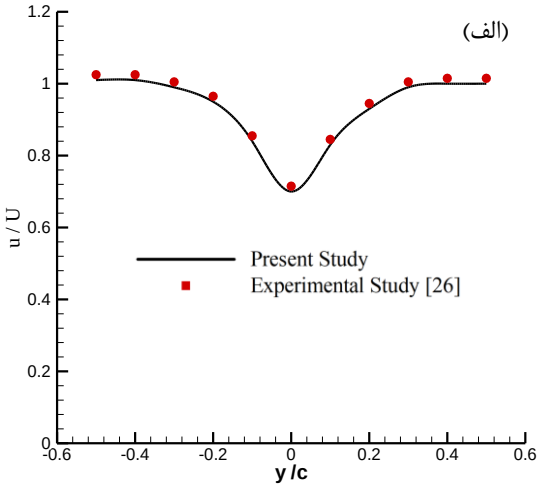
جریان به صورت آشفته، تراکم ناپذیر، ناپایا و دو بعدی در نظر گرفته شده. به منظور گسسته‌سازی معادلات حاکم در نرم افزار Ansys- Fluent از روش حجم محدود استفاده شده. روش ضمنی و حلگر مجزا با فرمول‌بندی سرعت مطلق برای حل معادلات به کار رفته است. برای گسسته‌سازی معادلات مومنتوم، انرژی جنبشی آشفته و نرخ تلفات از روش بالادست مرتبه دوم استفاده شده. الگوریتم نیمه ضمنی[1] برای کوپل معادلات فشار و مومنتوم و روش استاندارد برای گسسته‌سازی فشار به کار رفته است. معیار همگرایی برای معادلات انرژی جنبشی آشفته، نرخ تلفات، پیوستگی و مومنتوم، کمتر از 10^{-6} در نظر گرفته

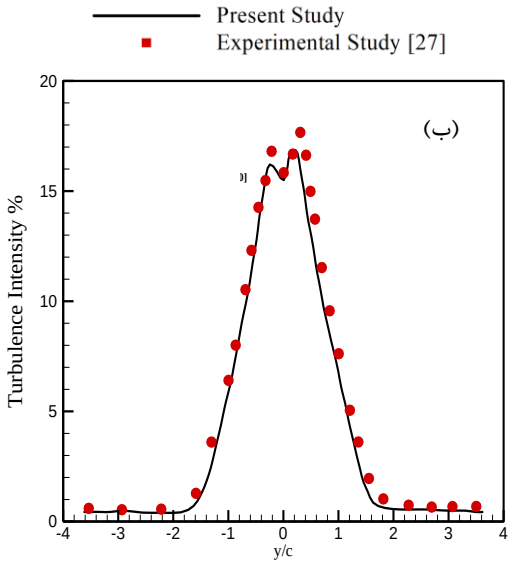
[1] Simplec

شده و با توجه به تراکم ناپذیر بودن جریان از روش فشار مبنا استفاده شده است.

۷- اعتبارسنجی

به منظور اعتبارسنجی، پروفیل‌های سرعت متوسط بی‌بعد و شدت توربولانس پژوهش حاضر با نتایج تجربی مراجع [۲۶-۲۷] به ترتیب در $x/c = -0/25$ و $x/d = 15/88$ در زاویه حمله صفر درجه و عدد رینولدز ۱۲۵۰۰۰ در در شکل ۵- مقایسه شده است. نتایج بیانگر آن است که حداکثر میزان اختلاف بین نتایج عددی پژوهش حاضر و نتایج تجربی مراجع مذکور ۲۰٪ بوده که بیانگر دقت بالای این پژوهش می باشد. از این رو صحت شبیه‌سازی‌های انجام شده، مورد تایید می‌باشد.





شکل ۵- پروفیل‌های (الف) سرعت متوسط بی‌بعد در $x/c = -0/25$ (ب) شدت توربولانس در $x/d = 15/88$، زاویه حمله ۰ درجه و عدد رینولدز ۱۲۵۰۰۰ در پژوهش حاضر با نتایج تجربی مراجع [۲۶-۲۷]

۸ - نتایج

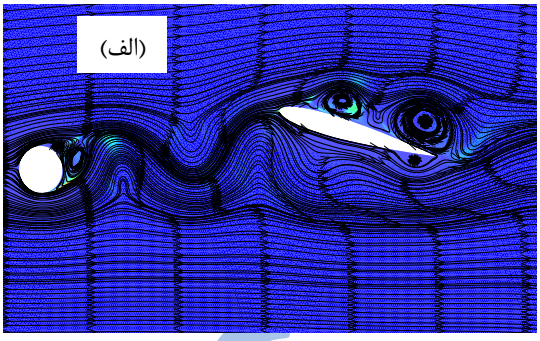
۸-۱- آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس

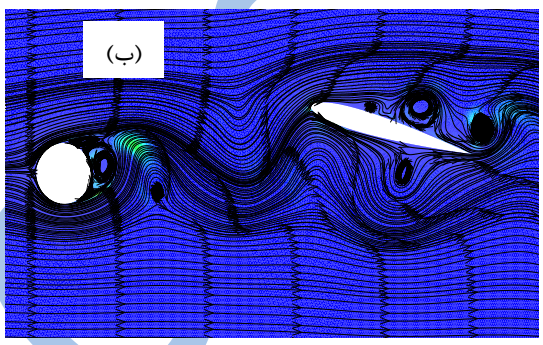
حضور سیلندر دایروی در جلوی ایرفویل، مانعی برای عبور جریان و عامل تداخل جریان بر روی ایرفویل می‌باشد که با توجه به افزایش یا کاهش قطر سیلندر دایروی، می‌تواند یک بخش یا کل ایرفویل را در بر گیرد. این پدیده با تحت تاثیر قرار دادن فیزیک جریان باعث تغییر در دنباله پشت سیلندر دایروی، مشخصات دینامیکی جریان و پیچیدگی آن می‌شود. همان طور که مشاهده می‌شود در شکل ۶ به بررسی آنتروپی ناشی از تلفات لزجت در زاویه حمله ۱۵ درجه در قطرهای مختلف سیلندر دایروی ۵۰،۶۰،۷۰ و ۴۰ میلی‌متر پرداخته شده است. نتایج بیانگر ان است که در قطر ۴۰ میلی متر، تداخل جریان بر روی ایرفویل افزایش می‌یابد. همچنین گردابه‌های ایجاد شده پشت سیلندر دایروی، منجر به جدایش جریان در لبه جلویی و انتهایی ایرفویل و پدیده گرادیان فشار معکوس می‌شود. از این رو نرخ تولید انتروپی ناشی از تلفات لزجت را شاهد هستیم. با افزایش قطر سیلندر دایروی از ۴۰ میلی‌متر به ۵۰ میلی‌متر، گردابه‌های تولیدی پشت سیلندر دایروی به دلیل کاهش سرعت، کاهش می‌یابند که منجر به کاهش آنتروپی ناشی از تلفات لزجت می‌شود. با افزایش قطر سیلندر دایروی از ۵۰ میلی‌متر به ۶۰ میلی‌متر و از ۶۰ میلی‌متر به ۷۰ میلی‌متر، کاهش آنتروپی ناشی از تلفات لزجت چشمگیرتر می‌شود.

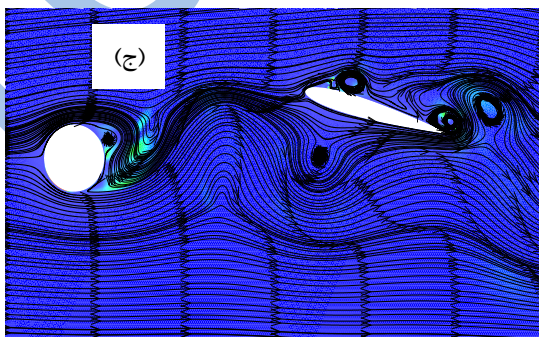
در شکل ۷ به بررسی آنتروپی ناشی از تلفات لزجت در زاویه حمله ۲۰ درجه در قطرهای مختلف سیلندر دایروی ۵۰،۶۰،۷۰ و ۴۰ میلی‌متر پرداخته شده است. همان طور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله از ۱۵ درجه به ۲۰ درجه، آنتروپی ناشی از تلفات لزجت ۱۶/۶۶٪ و آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس ۲۱/۴۳٪ افزایش می‌یابد. همچنین به دلیل رابطه مستقیم ضریب درگ و آنتروپی، از آنجا که با افزایش زاویه حمله، ضریب درگ زیاد می‌شود، آنتروپی ناشی از تلفات لزجت نیز افزایش می‌یابد.

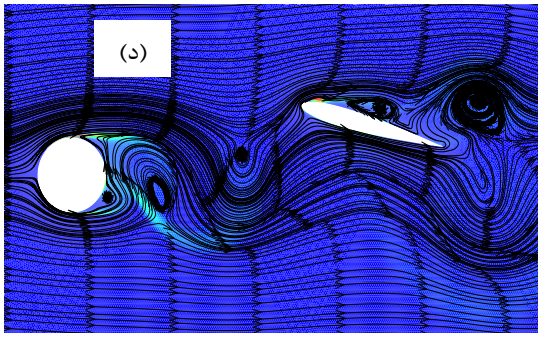
در اشکال ۸ و ۹ به بررسی آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس در زوایای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه در قطرهای مختلف سیلندر دایروی ۵۰،۶۰،۷۰ و ۴۰ میلی‌متر پرداخته شده است. نتایج بیانگر ان است که با نزدیک شدن به زاویای بحرانی یا همان حالت واماندگی کامل، تغییر در نقطه سکون ایرفویل باعث ایجاد فضای زیادی روی ایرفویل و کاهش شدید مومنتوم سرعت در لبه جلویی ایرفویل می‌شود. این عامل منجر به اختلاف فشار زیاد در سطح ایرفویل و وقوع پدیده جدایش می‌شود. با وقوع جدایش، ناحیه برشی به شکل چشم‌گیری افزایش می‌یابد و گردابه‌هایی درانتهای ایرفویل تشکیل می‌شوند. همچنین یک گردابه ثانویه نیز به صورت ساعتگرد در حال تشکیل شدن است. دو گردابه که عامل اصلی تولید انتروپی هستند، باعث افزایش نرخ تولید انتروپی ناشی از تلفات توربولانس می‌شوند. یک گردابه بالا رونده در سطح ایرفویل نیز درحال پیشروی است که به دلیل کاهش مومنتوم سرعت، جریان از لبه جلویی ایرفویل جدا می‌شود. حال دو گردابه به یکدیگر متصل شده و باعث افزایش نرخ تولید انتروپی ناشی از تلفات توربولانس می‌شوند.





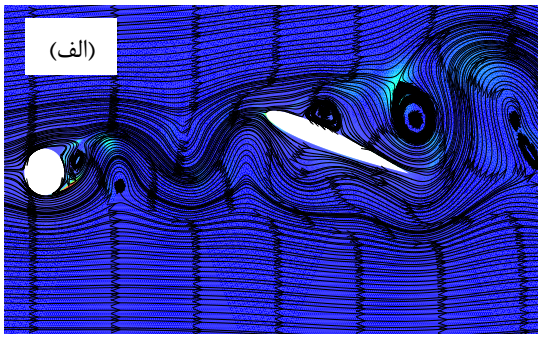


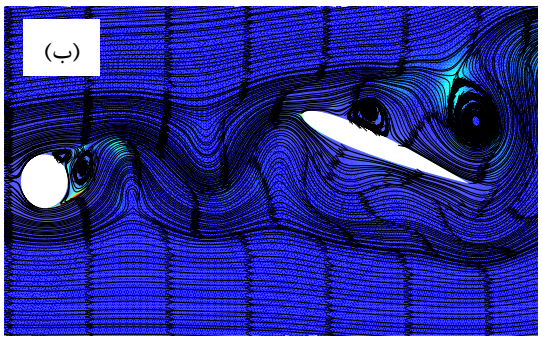


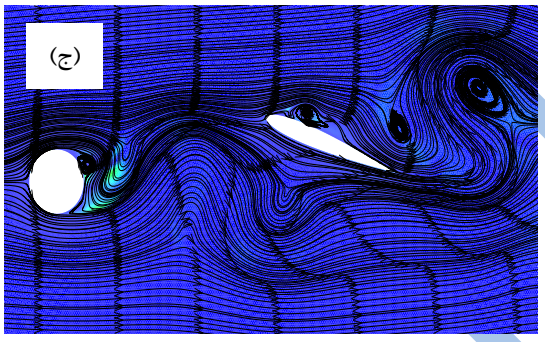


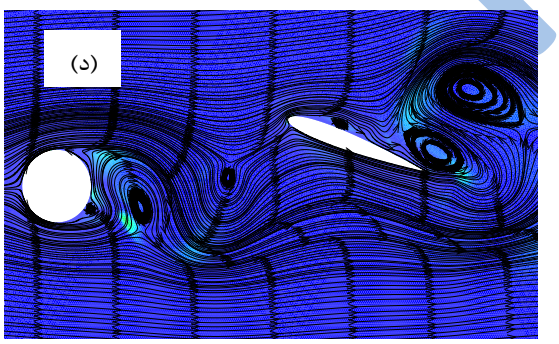
شکل۶- کانتور آنتروپی ناشی از تلفات لزجت در زاویه حمله ۱۵ درجه و قطرهای مختلف سیلندر (الف) ۴۰ (ب) ۵۰ (ج) ۶۰ (د) ۷۰ میلی‌متر.





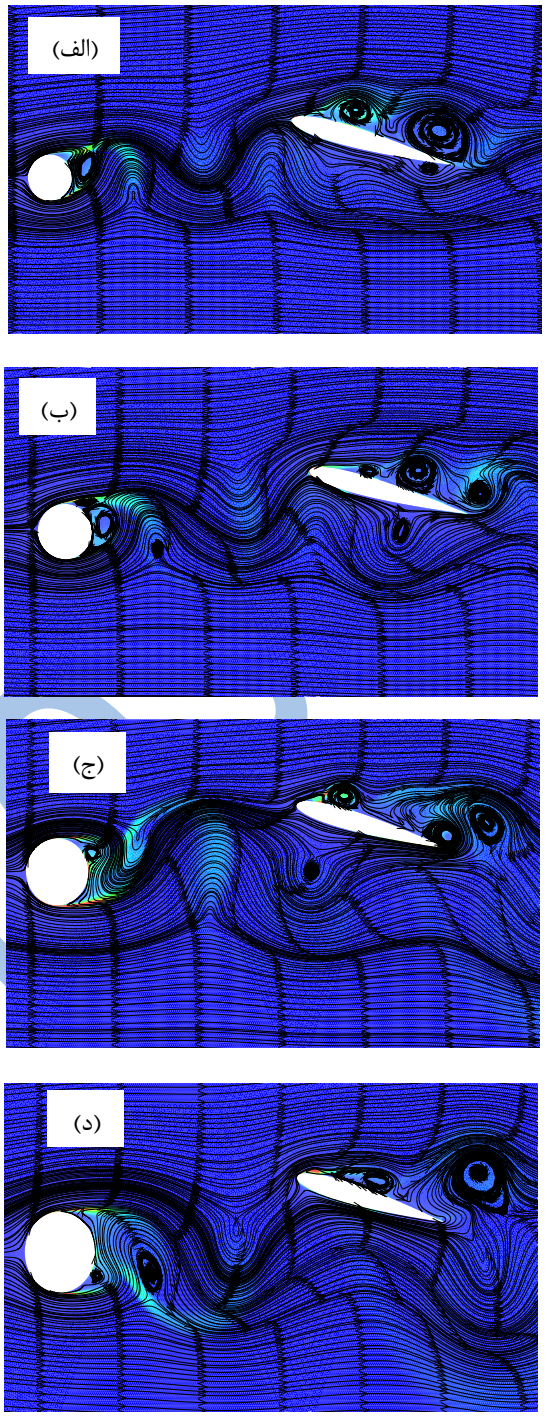




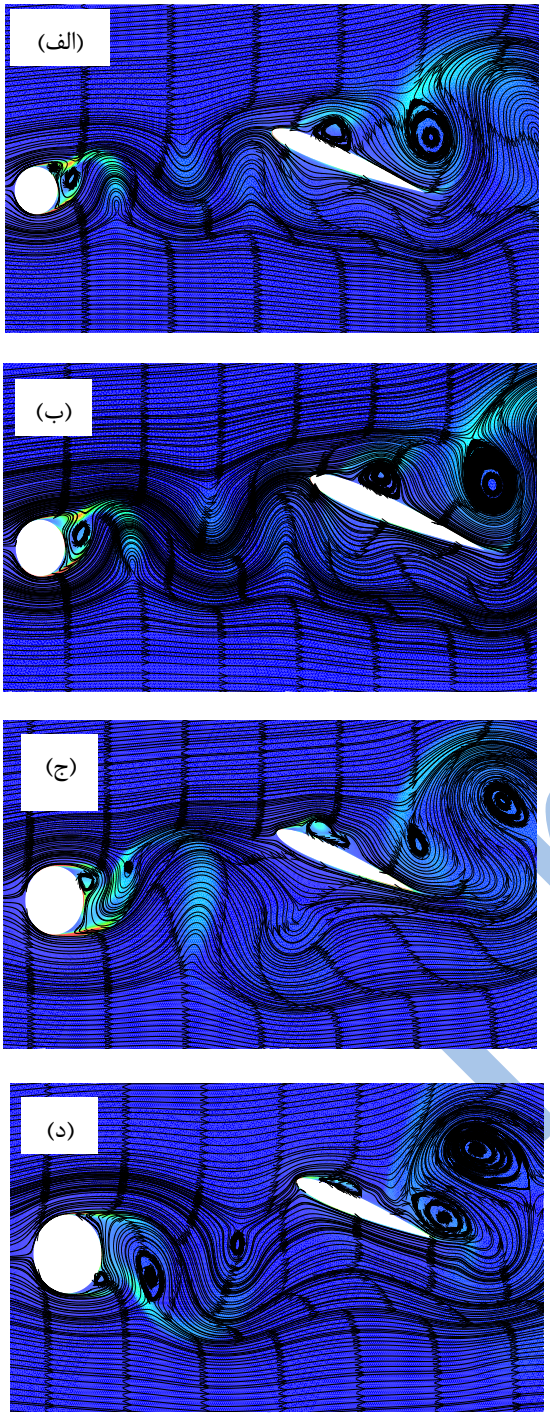


شکل۷-کانتور آنتروپی ناشی از تلفات لزجت در زاویه حمله ۲۰ درجه و قطرهای مختلف سیلندر (الف) ۴۰ (ب) ۵۰ (ج) ۶۰ (د) ۷۰ میلی‌متر.





شکل۸- کانتور آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس در زاویه حمله ۱۵ درجه و قطرهای مختلف سیلندر (الف) ۴۰ (ب) ۵۰ (ج) ۶۰ (د) ۷۰ میلی‌متر.



شکل۹- کانتور آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس در زاویه حمله ۲۰ درجه و قطرهای مختلف سیلندر (الف) ۴۰ (ب) ۵۰ (ج) ۶۰ (د) ۷۰ میلی‌متر.

۹-نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر، تاثیر قطر سیلندر دایروی(۷۰و۶۰و۵۰و۴۰میلی‌متر) در زاویای حمله ۱۵ و ۲۰ درجه بر آنتروپی ناشی از تلفات لزجت و توربولانس در عدد رینولدز ۱۰۳۰۰۰ به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج بیانگر آن است که:

- با افزایش قطر سیلندر دایروی، آنتروپی ناشی از تلفات لزجت در آستانه واماندگی به دلیل کاهش گرادیان سرعت و گردابه-های تولیدی، کاهش می‌یابد.

- با افزایش قطر سیلندر دایروی، آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس در آستانه واماندگی به دلیل افزایش نرخ تلفات، افزایش می‌یابد.

- با افزایش زاویه حمله از ۱۵ تا ۲۰ درجه، آنتروپی ناشی از تلفات لزجت ۱۶/۶۶٪ و آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس ۲۱/۴۳٪، افزایش می‌یابد.

- در هر کدام از زوایای حمله، میزان آنتروپی ناشی از تلفات توربولانس بیشتر از میزان آنتروپی ناشی از تلفات لزجت است.

- گردابه‌های ایجاد شده پشت سیلندر دایروی، منجر به جدایش جریان در لبه جلویی و انتهایی ایرفویل و پدیده گرادیان فشار معکوس می‌شود. از این رو افزایش نرخ تولید انتروپی را شاهد هستیم.

- با نزدیک شدن به زاویای بحرانی یا همان حالت واماندگی کامل، تغییر در نقطه سکون ایرفویل باعث کاهش شدید مومنتوم سرعت در لبه جلویی ایرفویل می‌شود. این عامل منجر به اختلاف فشار زیاد در سطح ایرفویل، وقوع پدیده جدایش و در نهایت افزایش آنتروپی می‌شود

۱۰- نمادها

$\mathbf{C}$	طول وتر ایرفویل[m]
D	قطر سیلندر دایروی [m]
P	فشار [Pa]
$\mathbf{Re}$	عدد رینولدز
$\mathbf{U_\infty}$	سرعت جریان آزاد $[\mathbf{ms^{-1}}]$
$\mathbf{u'v''}$	تنش برشی رینولدز$[\mathbf{m^2/s^2}]$
$\boldsymbol{\rho}$	چگالی $[\mathbf{kgm^{-3}}]$
$\boldsymbol{\mu}$	لزجت دینامیکی $[\mathbf{kgm^{-1}s^{-1}}]$
$\boldsymbol{\mu_t}$	لزجت گردابی $[\mathbf{kgm^{-1}s^{-1}}]$

۱۱- منابع

[1] Yadegari M, Bak Khoshnevis A. Investigation of entropy generation, efficiency, static and ideal pressure recovery coefficient in curved annular diffusers. The European Physical Journal Plus; 2021: 136: 1-19.

[2] Yadegari M, Bak Khoshnevis A. Numerical study of the effects of adverse pressure gradient parameter, turning angle and curvature ratio on turbulent flow in 3D turning curved rectangular diffusers using entropy generation analysis. The European Physical Journal Plus; 2020:135(7): 548.

[3]Yadegari M, Bak Khoshnevis A. Entropy generation analysis of turbulent boundary layer flow in different curved diffusers in air-conditioning systems. The European Physical Journal Plus; 2020: 135(6):534.

[4] Yadegari, M. An optimal design for S-shaped air intake diffusers using simultaneous entropy generation analysis and multi-objective genetic algorithm. The European Physical Journal Plus; 2021:136(10):10- 19.

[5] Yadegari M, Bak Khoshnevis A. A numerical study over the effect of curvature and adverse pressure gradient on development of flow inside gas transmission pipelines. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering; 2020: 42: 1-15.

[6] Haghighatjoo H, Yadegari M, Bak Khoshnevis A. Optimization of single-obstacle location and distance
between square obstacles in a curved channel. The European Physical Journal Plus; 2022:137(9):1042.

[7]. Yadegari M, Ghassemi M. Investigation of the Effects of Temperature, Mass Flow Rate of the Injected Fuel, Pore Diameter, Porosity and Ambient Pressure on the Amount of Pollutants in the Combustion Chamber.Iranian Journal of Mechanical Engineering Transactions of the ISME; 2022:23(1): 122-146.

[8] Ishrak M. S, Akhter S. M, Shuvo M. A. N. B. A Numerical Study on the effect of Rotating Cylinder as Active Flow Control Device for NACA 23015 Airfoil. 2024.

[9] Sun X, Zhang C, Shen C, Cheng W, Cui Z, Wu Z, Zhao L.Reduction of interaction noise using grooved cylinder and wavy leading edge airfoil. Journal of Fluids and Structures; 2024: 125:104082.

[10] Su Z, Yang B, Li Y, Jiang Y, Ren F. Research on the Overall Influence of Magnus Cylinders on Airfoil Structures and Structural Optimization. Journal of Physics: Conference Series; 2024: 2755 (1).

In Press

[11] Yang C, Feng H, Peng Y, Tong F, Bao N. Numerical investigation of rod–airfoil interaction noise reduction using cylindrical collars. The Journal of the Acoustical Society of America;2022: 151(6):3641-3653.

[12] Lefebvre J. N, Jones A. R. Influence of wake interference and freestream turbulence on airfoil performance in the cylinder-airfoil configuration. AIAA Scitech; 2020: 1054.

[۱۳] عباسپور ر، بک خوشنویس ع، یادگاری م، بررسی عددی تاثیر زاویه حمله ایرفویل و فاصله افقی بین استوانه دایروی و ایرفویل بر سرعت متوسط بی‌بعد، گردابه، ضریب پسا، سرعت نقصانی و پهنای دنباله در رژیم جریان آشفته. نشریه مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز. ۱۴۰۳، د. ۵۴، ش. ۴، ص ۱۲۵-۱۳۳.

[14] Abbaspour R, Yadegari M, Bak Khoshnevis A. Effect of Airfoil's Attack Angle and Airfoil-Cylinder Configuration on Turbulence Parameters and Airfoil's Aerodynamic Efficiency. Energy Science & Engineering. 2025;*13*(11), 5432-5450.

[15] Abbaspour R, Yadegari M, Bak Khoshnevis A.Optimization of Horizontal Spacing in Cylinder-NACA 0012 Airfoil Configuration in the Sharrow Propeller Using Entropy Generation Analysis and Multi-Objective Genetic Algorithm. Journal of Marine Science and Technology. 2025;*30*(4), 909-938.

[16] Jiang Y, Mao ML, Deng XG, Liu HY. Numerical investigation on Body-Wake Flow Interaction Over
Rod–Airfoil Configuration. Journal of Fluid Mechanics. 2015; 779: 1-35.

[17] Munekata M, Kawahara K, Udo T, Yoshikawa H, Ohba H. An Experimental Study on Aerodynamic Sound Generated From Wake Interference of Circular Cylinder and Airfoil Vane in Tandem. Journal of Thermal Science. 2006;15: 342-348.

[18] Agrawal BR, Sharma A. Aerodynamic Noise Prediction for a Rod-Airfoil Configuration Using Large Eddy Simulations. 20th American Institute of Aeroacoustics and Astronautics Conference; 2014: 1-13.

[19] Octavianty R, Asai M. Experiments on Sound Radiation in Flow Past Two Side-By-Side Square Cylinders. Proceedings of the 5th International Conference on Jets, Wakes and Separated Flows (ICJWSF2015). 2016.

[20] Yadegari M, Bak Khoshnevis A. Numerical and Experimental Study of Characteristics of the WakeProduced Behind an Elliptic Cylinder with Trip Wires. Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering. 2021 ;45(1):265-285.

[21] Yadegari M, Bak Khoshnevis A, Boloki M. An Experimental Investigation of the Effects of Helical Strakes on the Characteristics of the Wake around the Circular Cylinder. Iranian Journal of Science and Technology, Transactions of Mechanical Engineering. 2023; 47(1): 67-80.

[22] Mansouri Z, Yadegari M, Bak Khoshnevis A. Numerical Investigation of the Effects of Installing Four Trip Wires with Different Diameters on the Mean and Fluctuation Velocities and Characteristics of the Wake around the Circular Cylinder. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. 2023; 45(9): 1-22.

[23] Sadeghi M, Yadegari M, Bak Khoshnevis A. Numerical Investigation of the Flow Characteristics around Two Sequential Cylinders with Circular and Square Cross-Sections. Journal of Marine Science and Technology. 2024; 29(1):1-18.

[24] Yadegari M. Effects of Camber of S-Series Airfoils on Aerodynamic Performance, Entropy Generation Rate, Irreversibility, and Second Law Efficiency of Horizontal Axis Wind Turbines. Energy Science & Engineering.2026.

[25] Kock F, Herwig H. Local entropy production in turbulent shear flows: A high-Reynolds number model with wall functions. International journal of heat and mass transfer. 2004;47(10-11): 2205-2215.

[26] Jacob M.C, Boudet J, Casalino D, Michard M. A rod-airfoil experiment as a benchmark for broadband noise modeling. Theoretical and Computational Fluid Dynamics; 2005: 19: 171-196.

[27] Lefebvre J.N, Jones A. R. Flow characteristics of a wing in a cylinder wake. *AIAA Aviation 2019 Forum*;2019: 3540.

In Press

In Press