

Numerical Investigation of the Cavity Effects on the Passive Flow Control of NACA0012 Airfoil Under Dynamic Stall Conditions

Farajollahi, A.H.  Salimi, M.R. Zakyani Roudsari, M.

Imam Ali University

Aerospace Research Institute

(Received: 2022/10/12 ; revised: 2023/01/16 ; Accepted: 2023/02/09 ; published: 2023/03/02)

DOR: <https://dorl.net/dor/20.1001.1.23223278.1401.11.2.8.2>

ABSTRACT

In this study, the effects of a cavity on the pitching characteristics of NACA0012 airfoil under dynamic stall conditions were examined numerically and the transient incompressible turbulent flow was simulated in two dimensions. Two different sets of circular cavities with $R=0.05c$ were set at two different positions of $x=0.13c$ and $x=0.6c$ from the leading edge (LE) to investigate the effect of cavity position on the aerodynamic parameters of the airfoil such as lift, drag, and pitching moment coefficients as well as aerodynamic efficiency (lift to drag ratio), using $Re=10^6$ and reduced frequency of $k_f=0.15$. Results indicated that the cavity at distant location from the airfoil LE showed a better performance in improving the lift coefficient along with aerodynamic efficiency of the pitching airfoil and the averaged values of the lift coefficient for cavities at $x=0.13c$ and $x=0.6c$ locations increased by 3.57% and 0.18%, respectively compared to the baseline. The averaged value of the drag coefficient for the cavity located at $x=0.6c$ decreased by 3.25% and for the cavity at $x=0.13c$ went up by 3.97% in comparison to the clean airfoil.

Keywords: Cavity, Flow Control, NACA0012 Airfoil, Pitching Motion, Dynamic Stall, Numerical Modeling

بررسی عددی تأثیر حفره دایره‌ای بر روی کنترل جریان جداشده پره نوسانی


ناکا ۰۰۱۲ تحت شرایط واماندگی دینامیکی

مهدی زکیانی رودسری^۳

پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

محمد رضا سلیمی^۲

پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

امیر حمزه فرج الهی^۱ 

دانشگاه امام علی (ع)، تهران، ایران

(دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۲۰، بازنگری: ۱۴۰۱/۱۰/۲۶، پذیرش: ۱۴۰۱/۱۱/۲۰، انتشار: ۱۴۰۱/۱۲/۱۱)

چکیده

در این پژوهش، اثر حفره بر روی مشخصه‌های پیچشی پره ناکا ۰۰۱۲ تحت شرایط واماندگی دینامیکی به صورت عددی مورد مطالعه و بررسی قرار گرفت و جریان آشفته تراکم‌ناپذیر ناپایا نیز در دو بعد شبیه‌سازی گردید. دو نمونه حفره دایره‌ای با شعاع $R=0.05c$ در دو موقعیت مشخص $x=0.13c$ یا $x=0.6c$ نسبت به لبه حمله پره تعیین شد تا اثر موقعیت حفره بر روی پارامترهای آیرودینامیکی پره همچون ضرایب برآ، پسا، گشتاور پیچشی و بازده آیرودینامیکی (نسبت ضریب برآ به پسا) با فرض عدد رینولدز 10^6 و فرکانس کاهش یافته ۰/۱۵ تحلیل گردد. نتایج نشان داد که حفره در موقعیت دور تر نسبت به لبه حمله رفتار بهتری را در بهبود ضریب برآ و بازده آیرودینامیکی پره نوسانی داشته و مقدار متوسط ضریب برآ برای حالاتی که حفره در دو موقعیت $x=0.13c$ یا $x=0.6c$ قرار گرفته به ترتیب به میزان ۳/۵۷٪ و ۰/۱۸٪ نسبت به حالت ساده افزایش پیدا کرد. مقدار متوسط ضریب پسا نیز به طور نسبی برای حفره در موقعیت $x=0.6c$ به میزان ۳/۲۵٪ کاهش و برای حفره در موقعیت $x=0.13c$ به میزان ۳/۹۷٪ نسبت به حالت ساده افزایش یافت.

واژه‌های کلیدی: حفره، کنترل جریان، پره ناکا ۰۰۱۲، حرکت پیچشی، واماندگی دینامیکی، مدل‌سازی عددی

۱- استادیار: farajollahi@sharif.edu

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): mohammadsalimi@ari.ac.ir

۳- استادیار: zakyani@ari.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

C_L	ضریب برآ
C_D	ضریب پسا
C_M	ضریب گشتاور پیچشی
c	طول وتر پره، m
F_1	تابع ترکیبی اول
F_2	تابع ترکیبی دوم
k_f	فرکانس کاهش یافته
Ma	عدد ماخ
P	فشار، N/m^2
Re	عدد رینولدز
R	شعاع حفره، m
S	نرخ کرنش
T	دوره تناوب، s
t	زمان، s
U	سرعت جریان آزاد، m/s
u	مؤلفه افقی سرعت، m/s
v	مؤلفه عمودی سرعت، m/s
x	موقعیت قرارگیری حفره روی پره
علائم یونانی	
ρ	چگالی، kg/m^3
α	زاویه حمله، $(^\circ)$
α_0	زاویه نصب پره، $(^\circ)$
α_1	دامنه نوسان، $(^\circ)$
w_f	سرعت زاویه، rad/s
μ	ویسکوزیته دینامیکی، Pa.s
η	بازده آیرودینامیکی

۱- مقدمه

در دهه‌های اخیر بسیاری از تحقیقات عددی، تئوری و تجربی در زمینه آیرودینامیک به دلیل ماهیت پیچیده جریان‌های وابسته به زمان به بررسی میدان جریان ناپایا اختصاص یافته است. آیرودینامیک ناپایای اجسام تحت حرکت نوسانی به دلیل کاربردهای گسترده‌ای که دارد، به طور قابل ملاحظه‌ای مورد توجه قرار گرفته است. این کاربردها شامل پره‌های بالگرد، پره‌های توربین بادی، ریز پرنده‌ها، بارگذاری بال هواپیما در شرایط انجام مانور و برخورد با تندبادها است. در کاربردهای گوناگون، تجهیزات آیرودینامیکی پیوسته در معرض تغییرات زمانی جریان هوا بوده و نوعاً در زوایای حمله نزدیک به واماندگی قرار دارند.

با اینکه جریان در زوایای حمله کم روی سطح چسبیده باقی می‌ماند، اما اثرات ناپایایی جریان باعث ایجاد بارهای آیرودینامیکی با اختلاف کم در دامنه و فاز نسبت به حالت پایا شده و به اصطلاح شرایط شبه پایا حاکم می‌شود. با افزایش زاویه حمله، به دلیل جدا شدن جریان از سطح جسم که وابسته به زمان است، پدیده واماندگی دینامیکی رخ می‌دهد که باعث ایجاد تغییرات زیادی در مقادیر نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی نسبت به حالت پایا می‌شود. این پدیده همچنین باعث ایجاد اختلاف فاز زیادی در بارهای آیرودینامیکی ناپایا شده که دلیل آن، وقوع حالت‌های مختلف جدایش، تشکیل گردابه‌ها، واماندگی و یا دوباره چسبیدن جریان می‌باشد. بنابراین بررسی جریان ناپایا حول سطوح آیرودینامیکی به منظور پیش‌بینی بارگذاری آیرودینامیکی در شرایط عملیاتی ناپایا امری ضروری است.

به منظور به تأخیر انداختن و یا حتی حذف نمودن جدایش جریان می‌توان مومنتوم اضافی به لایه مرزی اعمال نمود، تا این ناحیه تحت یک گرادیان فشار مطلوب قرار بگیرد و نهایتاً عملکرد آیرودینامیکی پره‌ها بهبود یابد. این کار از طریق روش‌های کنترل جریان که به طور عمده به دو دسته روش‌های فعال و غیرفعال تقسیم‌بندی می‌شوند، قابل انجام است [۱]. روش‌های کنترل فعال جریان همچون عملگر پلاسمایی یا جریان جت - جفت [۲] به ورودی اضافی انرژی نیاز دارند که امکان فعال‌سازی و یا غیرفعال‌سازی کنترل جریان را مقدور می‌سازند. هدف از محرک‌ها^۱ کاهش و یا حذف جدایش جریان، کاهش آشفتگی و سروصدا می‌باشد. عملکرد محرک‌ها می‌تواند پایا یا ناپایا باشد. برای محرک‌های با تحریک تناوبی (عملکرد ناپایا پالسی) پارامترهای تحریک به عبارتی فرکانس، دامنه و چرخه کار بسیار مهم هستند. عملکرد محرک‌ها مبتنی بر معرفی مومنتوم اضافی در جریان نزدیک دیواره است. مومنتوم اضافه‌شده با استفاده از ضریب مومنتوم محاسبه می‌شود که به صورت نسبت مومنتوم اضافه‌شده به جریان سیال به مومنتوم جریان اصلی تعریف می‌شود. بنابراین، روش‌های فعال فقط در مواقع ضروری می‌توانند مورد استفاده قرار بگیرند. اما، روش‌های کنترل جریان غیرفعال همچون میکرو سیلندر^۲ [۳]، نوار لبه حمله^۳ [۴] و دندان لبه حمله^۴ [۵] به انرژی اضافی احتیاج

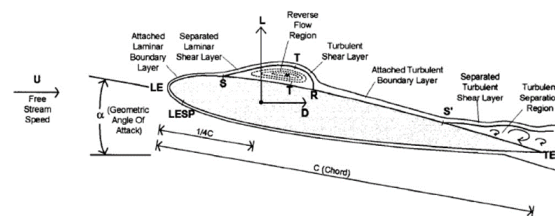
^۱ Actuators^۲ Micro-cylinder^۳ Leading-edge slat^۴ Leading-edge serrations

هنگامی که زاویه حمله^۳ یک سطح فشار نوسانی از زاویه حمله بحرانی واماندگی استاتیکی بیشتر می‌شود، واماندگی به لحاظ دینامیکی به وقوع می‌پیوندد. این پدیده که به سبب جدایش ناپایا در میدان جریان به وجود می‌آید، در مانورهای هواپیماهای نظامی و دوران پره بالگرد به شدت رایج می‌باشد. هنگامی که واماندگی دینامیکی اتفاق می‌افتد، ضریب برا به شدت کاهش و ضریب پسا افزایش می‌یابد که منجر به تغییرات ناگهانی در عملکرد پره شده و بر روی عملکرد آیرودینامیکی پرواز هواپیما تأثیر می‌گذارد [۸]. واماندگی دینامیکی یک حرکت نوسانی را می‌توان به صورت افزایش سریع در ناحیه واماندگی و یا حرکت نوسانی هارمونیکی توصیف نمود که منجر به تولید گردابه‌ها می‌شود. هرچه زاویه حمله یک پره نوسانی از زاویه حمله واماندگی استاتیکی خود فراتر رود، جریان همچنان به سطح آن متصل است و در زوایای حمله بالاتر امکان مشاهده جریان برگشتی بر روی سطح و در قسمت انتهایی پره وجود دارد. هرچه پره به سمت بالا^۴ حرکت می‌کند گردابه‌های بزرگ در لایه مرزی ظاهر می‌گردد و جریان برگشتی شروع به گسترش روی سطح فوقانی می‌کند و یک گردابه بزرگ در لبه ابتدایی ظاهر می‌گردد که باعث تشدید نیروی برا می‌گردد. پس از آن جریان به شرایط واماندگی دینامیکی خود می‌رسد و طی حرکت به سمت پایین^۵ پره کاملاً وامانده می‌شود [۹].

مطالعاتی که تاکنون در خصوص تأثیر به کارگیری روش‌های فعال و غیرفعال کنترل جریان بر روی عملکرد پره نوسانی انجام گرفته شده بسیار محدود می‌باشد. در یک مطالعه، کیم و همکاران [۱۰] اثرات تراکم‌پذیری جریان بر روی واماندگی دینامیکی که به سبب تغییر عدد ماخ جریان آزاد اتفاق می‌افتد را بررسی نمودند. آن‌ها شرایط واماندگی دینامیکی و استاتیکی را در محدوده ماخ بین ۰/۲ تا ۰/۴ برای پره روتور بالگرد به صورت عددی و تجربی مطالعه کردند. آن‌ها دریافتند که برای عدد ماخ کوچک، همچون ۰/۲، واماندگی دینامیکی و استاتیکی به شدت تحت تأثیر جدایش جریانی که به واسطه اختلاف فشار معکوس و مقدار کم تراکم‌پذیری به وجود می‌آید، قرار می‌گیرند. برای بالاترین عدد ماخ، یعنی ۰/۴، تراکم‌پذیری در نزدیکی لبه حمله پره دیگر قابل صرف نظر کردن نمی‌باشد و یک توده فراصوتی در آن

ندارند. این روش‌ها نوعی دستگاه‌های هندسی هستند که به شدت بر میدان جریان اثر گذاشته و برخلاف دستگاه‌های کنترل جریان فعال، نیاز به خاموش و روشن شدن را ندارند. فواید روش‌های کنترل جریان غیرفعال شامل افزایش نیروی برآ، کاهش نیروی پسا، کاهش نشتی جریان در نوک پره و کنترل جریان می‌باشد [۶].

واماندگی استاتیکی پره یک پدیده آیرودینامیکی می‌باشد که توسط جدایش جریان و کاهش نیروی برآ مشخص می‌گردد. برای پره‌های پایا، جریان به دیواره پره برخورد کرده و به آن می‌چسبد، و منجر به تشکیل یک لایه مرزی آرام می‌شود. شکل ۱ ساختار جریان را بر روی پره ناکا ۰۰۱۲ تحت شرایط استاتیک نشان می‌دهد. در حالت گذر از جریان آرام به آشفته، یک حباب جدایش در نزدیکی لبه حمله^۱ تشکیل می‌گردد، و باعث به وجود آمدن منطقه جریان معکوس می‌شود. پس از آن، لایه مرزی دوباره به جریان آشفته متصل می‌شود تا اینکه به نقطه جدایش آشفته در لبه فرار^۲ رسد. این باعث تشکیل یک لایه برشی آشفته جداشده و ناحیه جدایش آشفته جداشده می‌گردد. هرچه زاویه حمله پره افزایش یابد، نقطه جدایش لبه فرار پره در سطح بالایی به سمت بالا پیشرفت می‌کند تا اینکه به ناحیه حباب گذرا برسد. در این نقطه، جریان پس از جدایش آرام دوباره متصل نمی‌گردد؛ بلکه حباب از هم پاشیده و سپس یک ناحیه جریان آشفته جداشده به وجود می‌آید که منجر به واماندگی پره به واسطه کاهش نیروی برآ می‌گردد. رفتار جریان در پره‌های ناپایا متفاوت می‌باشد، چون ویک عمودی به سبب ناپایا بودن جریان و متغیر بودن ضرایب آیرودینامیکی وابسته به زمان می‌باشد [۷].



شکل (۱): تحلیل ساختار جریان برای پره استاتیک ناکا

۰۰۱۲

واماندگی دینامیکی، یک پدیده آیرودینامیکی ناپایا و پیچیده در مقایسه با واماندگی استاتیکی می‌باشد. در واقع،

³ Angle of attack

⁴ Upstroke

⁵ Downstroke

¹ Leading edge

² Trailing edge

زیاد در زمان رخداد واماندگی دینامیکی می باشد [۱۳]. در یک پژوهش دیگر، آن‌ها به بررسی عددی رفتار آیرودینامیکی پره توربین بادی در حالتی که پره دارای خوردگی می باشد، پرداختند و به این نتیجه رسیدند که خوردگی باعث کاهش ضریب نیروی برآ و در نتیجه کاهش راندمان پره می شود [۱۴].

با بررسی مطالعات عددی و تجربی صورت گرفته شده تاکنون می توان دریافت که این مطالعات بیشتر در خصوص تأثیر روش‌های فعال و یا غیرفعال کنترل جریان بر روی واماندگی دینامیکی پرها می باشد. اما، هدف اصلی از این مطالعه بررسی اثر موقعیت حفره بر روی بهبود عملکرد آیرودینامیکی پره ناکا ۰۰۱۲ تحت شرایط واماندگی دینامیکی می باشد. حفره یکی از روش‌های غیرفعال کنترل جریان بوده که می توان در قسمت‌های مختلف یک پره ایجاد نمود تا باعث بهبود ضریب برآ و بازده آیرودینامیکی و تأخیر در جدایش جریان شود.

۲- فرمولاسیون ریاضی

۲-۱- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان آشفته تراکم‌ناپذیر دوبعدی و ناپایا با فرض ثابت بودن خواص فیزیکی و چشم‌پوشی از نیروهای حجمی مطابق روابط (۱) و (۲) می باشد.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_j} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_i \partial x_j} - \overline{\frac{\partial u_i u_j}{\partial x_i}} \quad (2)$$

در این مطالعه، از مدل توربولانسی $k-\omega SST$ جهت تخمین آشفتگی جریان استفاده شد. این مدل در جریان‌های با گرادیان فشار معکوس قوی بسیار مؤثر بوده و به خوبی و بادقت بالا می تواند موقعیتی که در آن جدایش جریان اتفاق می افتد را پیش بینی نماید.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i k)}{\partial x_i} = \overline{P_k} - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} [(\mu + \sigma_k \mu_\tau) \frac{\partial k}{\partial x_i}] \quad (3)$$

ناحیه ایجاد می نماید. جدایش ناشی از ضربه در نزدیکی لبه حمله اتفاق می افتد که به هر دو واماندگی دینامیکی و استاتیکی غلبه می نماید.

نیو و همکاران [۱۱] به بررسی عددی تأثیر خمیدگی متغیر لبه حمله بر روی واماندگی دینامیکی پره نوسانی ناکا ۰۰۱۲ پرداختند. این خمیدگی متغیر باعث کاهش زاویه حمله محلی در مجاورت لبه حمله پره به هنگام افزایش قابل توجه زاویه حمله کلی می شود. لذا، گرادیان فشار نامطلوب نیز کاهش می یابد. بنابراین، تشکیل گردابه در مجاورت لبه حمله به همراه واماندگی دینامیکی و استاتیکی محدود می شود. آن‌ها دو شیوه از خمیدگی را پیشنهاد دادند و تأثیر هر یک از این شیوه‌ها را بر روی کنترل واماندگی دینامیکی پره ناکا ۰۰۱۲ بررسی نمودند. نتایج آن‌ها نشان داد که این خمیدگی در لبه حمله پره منجر به کاهش واماندگی دینامیکی و بهبود مشخصه‌های آیرودینامیکی پره نوسانی می شود.

عبدی زاده و همکاران [۱۲] به بررسی دوبعدی تأثیر فرکانس، دامنه نوسان و عدد رینولدز بر واماندگی دینامیکی پره پیش‌پیشی ناکا ۰۰۱۲ در حضور عملگر پلاسمایی پرداختند. آنها همچنین ساختار میدان جریان و گردابه‌های ایجاد شده بر روی سطح مکش پره را نیز برای درک بهتر چگونگی رخداد این پدیده مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که در زمان عدم حضور عملگر پلاسمای، افزایش دامنه و فرکانس نوسان، واماندگی دینامیکی در زوایای حمله بالاتری اتفاق می افتد. همچنین با افزایش عدد رینولدز، ضریب برآ پره کاهش یافته و حلقه هیستریزس نمودار ضریب برآ بر حسب زاویه حمله کوچک تر می شود. اما در حضور عملگر پلاسمایی، ضرایب آیرودینامیکی بهبود می یابد و واماندگی دینامیکی اتفاق نمی افتد. با بررسی ساختار جریان نیز مشاهده نمودند که عامل اصلی پدیده واماندگی دینامیکی تشکیل یک سری گردابه‌های کم فشار در لبه حمله و فروریزش این گردابه‌ها به سمت انتهای پره و در نتیجه جدایش آنها از سطح پره می باشد. اما زمانی که عملگر پلاسمای روشن می شود، جدایش جریان به تأخیر افتاده و قدرت و اندازه گردابه کاهش بسیاری یافته است.

قرعلی و جانسون نیز در یکی از پژوهش‌های عددی خود به بررسی اثرات واماندگی دینامیکی بر روی پره ناکا ۰۰۱۲ پرداختند. نتایج این تحقیق برای پره نشان‌دهنده نوسانات

جدول (۱): پارامترهای فیزیکی پره نوسانی ناکا ۰۰۱۲

پارامتر	مقدار
$Re = \frac{\rho uc}{\mu}$	۱۰ ^۶
Ma	۰/۰۴
$c[m]$	۱
$U[m/s]$	۱۴/۶۰۷
$\alpha_0[^\circ]$	۱۵
$\alpha_1[^\circ]$	۱۰

۳- مدل سازی عددی

۳-۱- تنظیمات حلگر

معادلات ناویر - استوکس متوسط‌گیری شده ناپایا که در روابط (۱) و (۲) تعریف گردیده‌اند، به صورت عددی و به کمک نرم‌افزار انسیس فلونت و با به کارگیری دیدگاه حجم محدود شبیه‌سازی شد. شدت آشفتگی در ورودی نیز برابر با ۰/۰۸٪ در نظر گرفته شد. جهت برقراری کوپلینگ بین فشار و سرعت از دیدگاه کوپل شده^۲ استفاده گردید و از روش ضمنی مرتبه دوم جهت پیشروی زمانی بهره گرفته شد. برای ترم‌های مربوط به آشفتگی و جابه‌جایی موجود در معادلات انتقال نیز از روش مرتبه دوم بالادست^۳ به منظور بالابردن دقت حل مسئله استفاده گردید. شبیه‌سازی‌های گذرا نیز با در نظر گرفتن گام زمانی $\Delta t = 0.001s$ انجام گرفت و معیار همگرایی نیز 10^{-4} در نظر گرفته شد. جهت مدل‌سازی حرکت نوسانی پره در داخل ناحیه محاسباتی نیز از روش شبکه لغزنده استفاده گردید.

۳-۲- استقلال از شبکه و اعتبارسنجی

شکل ۲ شرایط مرزی و ناحیه محاسباتی را نشان می‌دهد. ناحیه مشخص شده به صورت یک منطقه مستطیلی شکل به ابعاد $[-10c, 15c] \times [-10c, 10c]$ می‌باشد. دامنه مذکور به کمک یک خط اتصال^۴ دایره‌ای به دو زیر ناحیه مجزا تقسیم گردیده که یکی ناحیه دورانی داخلی و دیگری ناحیه ساکن خارجی می‌باشد. به کارگیری ناحیه داخلی دایره‌ای به قطر ۱۰c می‌تواند حرکت شبکه نسبت به پره پیشروی را حین شبیه‌سازی بدون تغییر کیفیت سلول‌ها تضمین نماید.

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \omega)}{\partial x_i} = \alpha \rho S^2 - \beta^* \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_w \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{w^2} \frac{1}{w} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x}$$

در روابط بالا F_1 تابع ترکیبی اول بوده که برای جریان آزاد برابر با صفر در نظر گرفته می‌شود و منجر به فعال‌سازی ترم انتشار مقطع $k - \epsilon$ شده، و برای ناحیه مربوط به لایه مرزی برابر با یک می‌باشد تا یک محاسبه دقیق را به کمک تابع $k - \omega$ تضمین نماید. لزجت گردابه در ناحیه آشفتنه نیز به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$U_t = \frac{\alpha_1 k}{\max[\alpha_1 \omega, SF_2]} \quad (5)$$

که در این رابطه S نرخ کرنش و F_2 تابع ترکیبی دوم می‌باشد. پارامتری به نام محدودکننده تولید^۱ نیز تعریف می‌شود تا از انباشتگی آشفتگی در ناحیه سکون اجتناب به عمل آید. این پارامتر به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

$$\bar{P}_k = \min(P_k, 10\beta^* \rho k \omega) \quad (7)$$

۲-۲- شرح مسئله

حرکت پیشروی پره نوسانی ناکا ۰۰۱۲ به کمک یک رابطه هارمونیک سینوسی مشخص می‌گردد تا رفتار نوسانی زاویه حمله پره را تضمین نماید. پره حول مبدأ مختصاتی که به فاصله $0.25c$ نسبت به لبه حمله پره واقع شده، در حال نوسان می‌باشد.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(w_f t) \quad (8)$$

که در این رابطه α ، α_0 ، α_1 و w_f به ترتیب بیانگر زاویه حمله پره، زاویه نصب پره، دامنه نوسان و سرعت زاویه‌ای می‌باشد. پارامترهای فیزیکی پره نوسانی در جدول ۱ نشان داده شده است. مقادیر به کار گرفته شده برگرفته از کار تجربی گیلینو و همکاران [۱۵] می‌باشد. در این مطالعه، فرکانس کاهش یافته $k_f = \frac{w_f c}{2U}$ برابر با ۰/۱۵ در نظر گرفته شد.

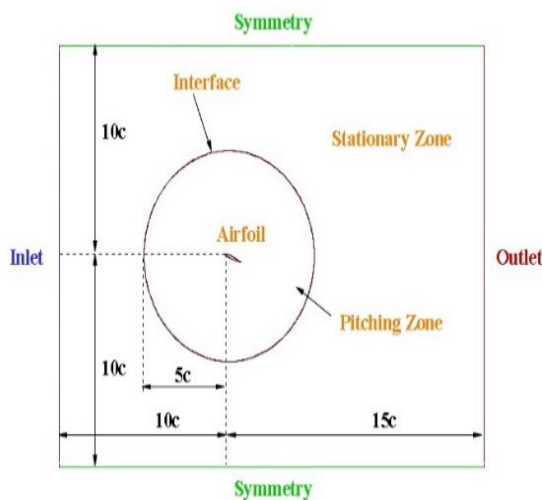
² Coupled

³ Second order upwind

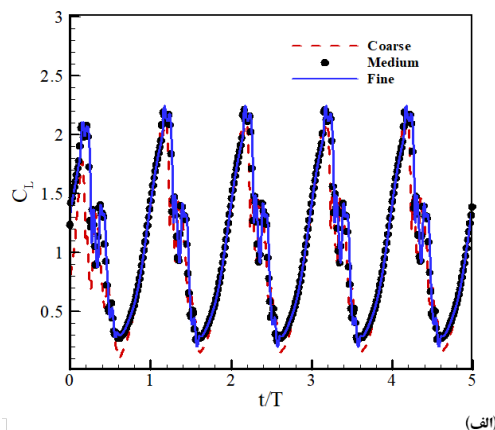
⁴ Interface

¹ Production limiter

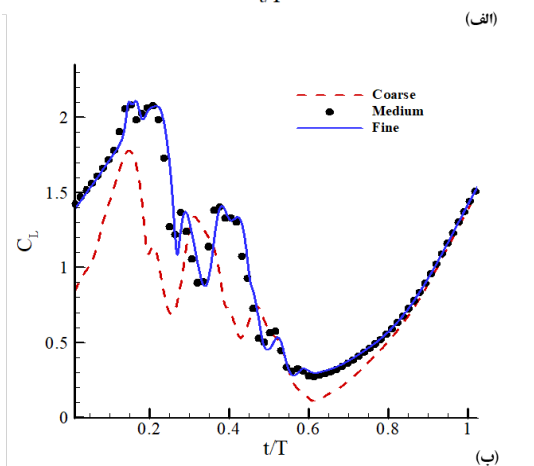
و ۶۲۶۴۰ المان و نهایتاً شبکه ریز شامل ۱۵۷۶۶۲ گره و ۷۸۰۴۰ المان می‌باشد. شکل ۳ نشان می‌دهد هنگامیکه زاویه حمله از زاویه حمله بحرانی و اماندگی استاتیکی فراتر می‌رود، یک تفاوت قابل توجه در نمودار مربوط به ضریب برآ بین شبکه متوسط و درشت بوجود می‌آید. اما، ضرایب برآ شبکه‌های متوسط و ریز روند مشابهی را به هنگام حرکت در فاز بالا رونده و پایین‌رونده از خود نشان می‌دهند. به سبب تغییرات و حساسیت نیروهای هیدرودینامیکی و میدان جریان، به‌خصوص در شرایط پساواماندگی، شبکه بندی متوسط با تعداد المان ذکر شده به عنوان شبکه محاسباتی در این مطالعه انتخاب گردید. شکل ۴ y^+ را در طول پره بدون حفره نشان می‌دهد. شبکه بندی دوبعدی انتخاب شده در مجاورت سطح پره به اندازه کافی ریز گردیده ($\Delta y \approx 10^{-5}$) تا شرط $y^+ \leq 1$ جهت تحلیل عددی همواره برقرار باشد. نرخ رشد هرلایه از سطح پره به سمت مرزها برابر با ۱/۰۵ در نظر گرفته شد. شکل ۵ نیز شبکه محاسباتی پره به همراه حفره در موقعیت $x=0.13c$ را نشان می‌دهد.



شکل (۲): شرایط مرزی و ناحیه محاسباتی



(الف)

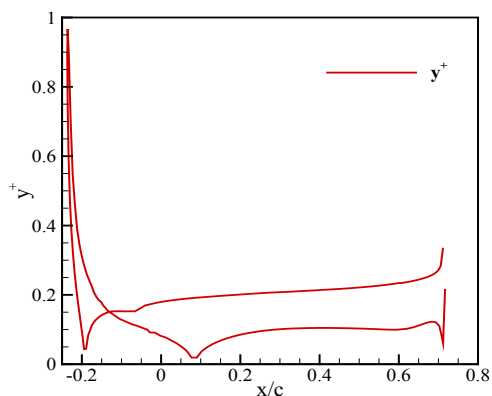


(ب)

شکل (۳): تحلیل حساسیت شبکه برای سه حالت

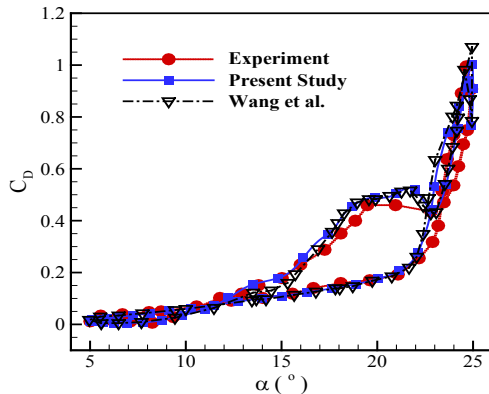
مختلف الف: نمای کلی و ب: نمای نزدیک

جهت بررسی حساسیت شبکه، سه نوع شبکه بندی درشت، متوسط و ریز مطابق شکل‌های ۳ الف و ب با یکدیگر مقایسه گردیدند. شبکه درشت شامل ۹۴۱۴۴ گره و ۴۶۴۰۰ المان می‌باشد. شبکه متوسط دارای ۱۲۶۷۸۴ گره



شکل (۴): y^+ در طول پره نوسانی

در شکل‌های ۶ و ۷ به ترتیب به مقایسه حلقه هیستریزس ضرایب برآ و پسا بین کار عددی حاضر، کار عددی انجام گرفته شده توسط وانگ و همکاران [۱۶] و کار تجربی گیل مینو و همکاران [۱۵] در یک سیکل نوسانی پرداخته شده است. شکل ۶ نشان می‌دهد که طی حرکت به سمت بالا، مطابقت خوبی بین مقادیر محاسبه شده برای ضریب برآ در این مطالعه، کار عددی وانگ و همکاران و نتایج آزمایشگاهی وجود داشته است. علی‌رغم تفاوت‌های جزئی



شکل (۷): مقایسه حلقه هیستریزیس ضریب پسا بین کار عددی حاضر، کار تجربی گیل مینو و همکاران [۱۵] و کار عددی وانگ و همکاران [۱۶]

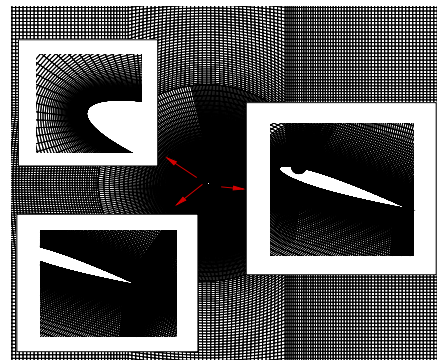
۴- نتایج

در این بخش، اثر موقعیت حفره بر روی پارامترهای مهمی از قبیل ساختار جریان، ضریب برآ، ضریب پسا، ضریب گشتاور پیچشی و بازده آیرودینامیکی بررسی خواهد شد. حفره دارای شعاع $0.05c$ بوده و در دو موقعیت $x=0.13c$ یا $x=0.6c$ نسبت به لبه حمله پره قرار گرفته است.

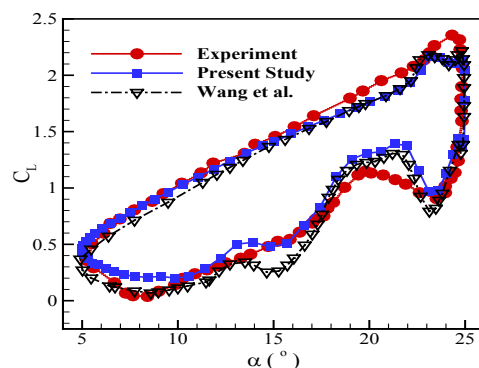
۴-۱- اثر حفره بر ساختار جریان

در این قسمت، به بررسی اثر حفره بر ساختار میدان جریان حول پره با فرض دامنه نوسان 10° درجه، فرکانس کاهش یافته 0.15 ، شدت توربولانسی 0.08% و عدد رینولدز 10^6 با مدل توربولانسی $k-w SST$ پرداخته شده است. به هنگام حرکت نوسانی پره، یک موج کم فشار همواره به همراه گردابه لبه حمله شکل می‌گیرد و هرچه زاویه حمله پره افزایش می‌یابد، گردابه به وجود آمده به سمت انتهای پره حرکت کرده و سبب افزایش قابل توجه ضریب برآ می‌گردد. همچنین، به سبب فروریزش گردابه لبه حمله تغییرات شدیدی در ضرایب برآ و پسا طی حرکت نوسانی ایجاد می‌گردد. پس از وقوع واماندگی دینامیکی و زمانیکه حرکت به سمت پایین پره آغاز می‌شود، گردابه ثانویه‌ای که در بخش انتهایی پره تشکیل می‌شود سبب افزایش ناگهانی ضریب برآ در این فاز از حرکت پیچشی می‌شود. تأثیر این پدیده را می‌توان در شکل ۶ و در زاویه حمله $\alpha = 23.98^\circ$ مشاهده نمود. در این زاویه حمله، گردابه ثانویه سبب افزایش ناگهانی ضریب برآ در فاز حرکت به سمت پایین شده است.

بین نتایج در فاز پایین‌رونده، نتایج تجربی و عددی یک‌روند مشابه را طی می‌کنند. شکل ۷ نیز نشان می‌دهد که ضرایب پسا به دست آمده در حل عددی حاضر، مطابقت خوبی با نتایج آزمایشگاهی و کار عددی پیشین در طول حرکت نوسانی داشته است. افزایش ناگهانی در ضریب پسا اساساً به سبب پدیده واماندگی عمیق^۱ بوده که زمانی که زاویه حمله از زاویه حمله بحرانی واماندگی استاتیکی فراتر می‌رود، اتفاق می‌افتد. اگرچه تفاوت کمی بین ضرایب پسا محاسبه شده از طریق تحلیل‌های عددی و نتایج آزمایشگاهی وجود دارد، روند کلی یکسان می‌باشد. به صورت کلی، نتایج به دست آمده برای ضرایب برآ و پسا در این پژوهش مطابقت خوبی با مطالعات پیشین داشته است.



شکل (۸): شبکه محاسباتی به کار گرفته شده در مطالعه عددی حاضر

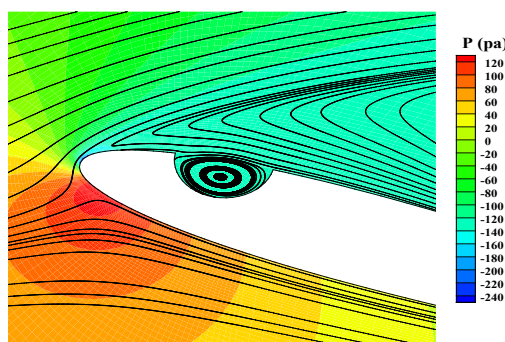


شکل (۶): مقایسه حلقه هیستریزیس ضریب برآ بین کار عددی حاضر، کار تجربی گیل مینو و همکاران [۱۵] و کار عددی وانگ و همکاران [۱۶]

^۱ Deep stall

در داخل حفره نشان می‌دهند که گردابه تشکیل شده داخل حفره سبب اتصال مجدد جریان بر روی پره شده است. در شکل ۹ به مقایسه ساختار جریان بر روی پره نوسانی ناکا ۰۰۱۲ بین حالت ساده و حفره‌دار پرداخته شده است. موقعیت حفره در این حالت نیز $x=0/6c$ نسبت به لبه حمله در نظر گرفته شده است. در خصوص پره نوسانی ساده و به هنگام شروع حرکت به سمت بالا پره، جریان همواره در زوایای حمله کم مثل $\alpha = 19.24^\circ$ به سطح پره متصل بوده و هیچگونه گردابه‌ای بر روی پره تشکیل نشده است. هرچه زاویه حمله افزایش می‌یابد و از $\alpha = 22.68^\circ$ پیشی می‌گیرد، گردابه‌ها شروع به شکل‌گیری و رشد در مجاورت لبه حمله پره کرده و در زوایای حمله بالاتر مثل $\alpha = 24.67^\circ$ ، یک گردابه بزرگ بر روی سطح مکش پره تشکیل می‌گردد. این گردابه با توجه به کانتور رسم‌شده ناحیه‌ای کم‌فشار بوده که در حال رشد و حرکت به سمت انتهای پره است. هنگامی که گردابه بزرگ در یک زاویه حمله مشخص از سطح پره جدا می‌شود و گردابه‌های کوچک دیگری در قسمت‌های مختلف پره تشکیل می‌گردد، و ماندگی دینامیکی به‌وقوع می‌پیوندد. پس از آن گردابه ثانویه در بخش انتهایی پره شروع به شکل‌گیری می‌کند. به هنگام حرکت به سمت پایین و از زاویه حمله $\alpha = 24.83^\circ$ به بعد، این گردابه سبب افزایش ناگهانی ضریب برآ می‌شود. نهایتاً اتصال مجدد جریان به سطح پره صورت می‌گیرد و گردابه‌ها کامل از بین می‌روند تا در تناوب بعدی مجدداً همین سیکل تکرار شود. با مقایسه گردابه‌های تشکیل‌شده بر روی سطح مکش پره نوسانی حفره‌دار و ساده، می‌توان دریافت که در فاز بالارونده و به‌ویژه در زوایای حمله بالا، حضور حفره در موقعیت $x=0/6c$ سبب کاهش نواحی کم‌فشار و قدرت گردابه‌ها شده و جدایش جریان را نیز به تأخیر انداخته است. این تأخیر در جدایش جریان حتی باعث به تعویق افتادن و ماندگی دینامیکی شده و ماندگی برای پره حفره‌دار در زوایای حمله بالاتر اتفاق می‌افتد. در فاز بالارونده و در زوایای حمله $\alpha = 22.68^\circ$ و $\alpha = 24.67^\circ$ حفره سبب اتصال مجدد جریان به سطح مکش پره نوسانی شده و لایه‌مرزی دوباره تقویت گردیده است. در فاز پایین‌رونده، به سبب آنکه حفره و ماندگی دینامیکی را به تعویق انداخته، رشد گردابه ثانویه و اثر آن بر روی افزایش ناگهانی ضریب برآ پره نیز دیرتر از حالت ساده اتفاق می‌افتد. در محدوده زوایای

جدایش جریان به همراه تشکیل گردابه‌ها نواحی کم‌فشار را ایجاد می‌کند. موقعیت این نواحی کم‌فشار با تغییر موقعیت گردابه‌ها تغییر می‌نماید. از آنجایی که موقعیت نواحی کم‌فشار مرکز گردابه‌ها بر روی توزیع فشار روی سطح پره و ضرایب آیرودینامیکی اثرگذار است، لذا دینامیک گردابه‌ها تأثیر به‌سزایی بر روی ضرایب آیرودینامیکی پره نوسانی خواهد داشت. این یکی از مهم‌ترین تفاوت‌های بین پره نوسانی ساده با پره ثابت می‌باشد. همچنین، هرچه گردابه‌ها به سطح پره نزدیک‌تر می‌شوند، اثرات آنها بر روی سطح فشار پره قوی‌تر می‌گردد.

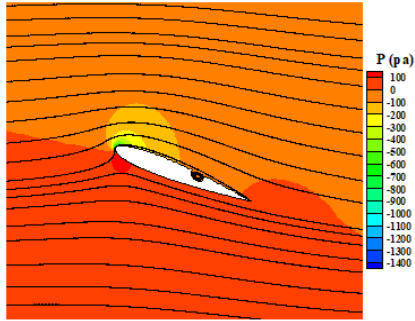


$\alpha = 19.9^\circ$

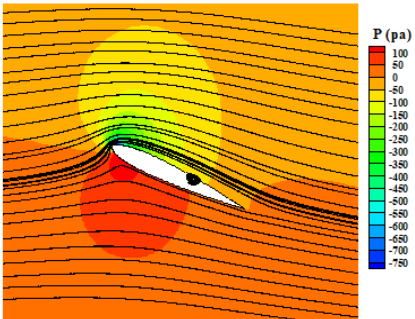
شکل ۸): نمای نزدیک از توزیع فشار و خطوط جریان در اطراف حفره

مکانیزم عملکرد حفره بدین صورت می‌باشد که تشکیل گردابه در داخل حفره سبب تحریک و اتصال مجدد جریان بر روی سطح پره می‌شود. این کار بدون نیاز به اعمال انرژی اضافی به سیستم صورت می‌گیرد. گردابه‌های حبس شده در داخل حفره باعث تقویت دوباره لایه‌مرزی شده و سبب حفظ جریان متصل به سطح پره در پایین‌دست حفره می‌گردد و نهایتاً جدایش جریان را به تأخیر می‌اندازد. همچنین، گردابه‌های حبس شده بر روی سطح مکش نه تنها یک ناحیه کم‌فشار را به وجود می‌آورند، بلکه باعث کاهش نیروی پسا نیز می‌شوند. در مطالعه انجام‌شده توسط یاداو و همکاران [۱۷] نیز به این نکته اشاره شده است که استفاده از حفره باعث افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می‌شود. لذا بازده آیرودینامیکی برای پره حفره‌دار بدون حرکت نوسانی پیچشی افزایش می‌یابد. شکل ۸ توزیع فشار را برای پره حفره‌دار در لحظه $t=0/6s$ نشان می‌دهد. موقعیت حفره نسبت به لبه حمله پره $x=0/13c$ می‌باشد. خطوط جریان

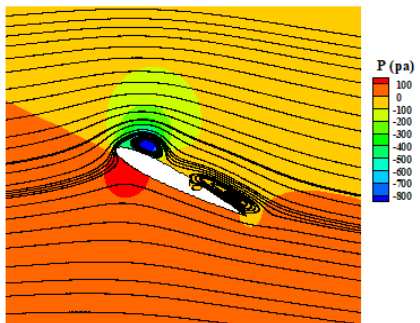
Circular Cavity ($x=0.6c$)



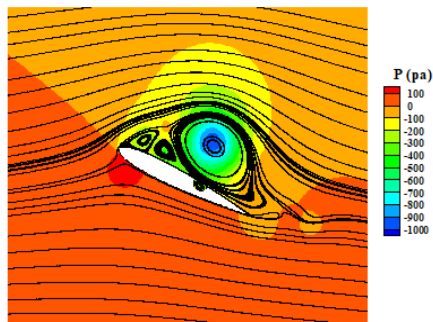
$\alpha = 19.24^\circ$ ↑



$\alpha = 22.68^\circ$ ↑



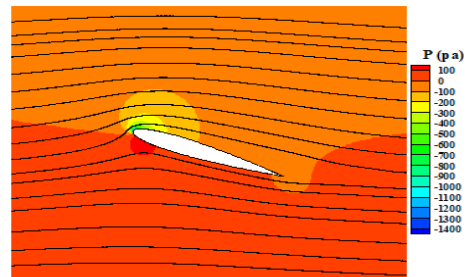
$\alpha = 24.67^\circ$ ↑



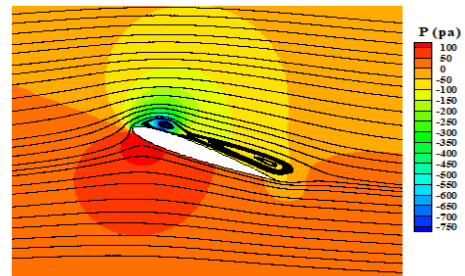
$\alpha = 24.83^\circ$ ↓

حمله $15^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ شاهد آن هستیم که گردابه‌های قوی‌تری بر روی سطح مکش پره حفره‌دار تشکیل گردیده که منجر به افزایش ضریب برآ در مقایسه با پره نوسانی ساده می‌گردد. با کاهش بیشتر زاویه حمله، گردابه‌ها در هر دو حالت از بین رفته و جریان دوباره به سطح هر دو پره متصل شده و شاهد عملکرد مشابه از هر دو پره خواهیم بود.

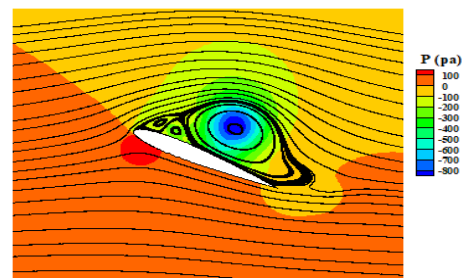
Baseline



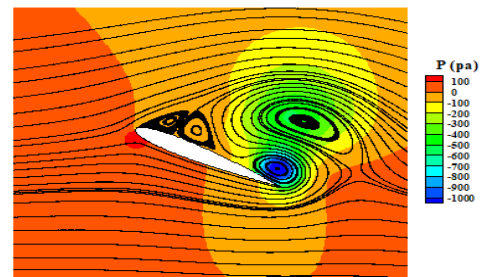
$\alpha = 19.24^\circ$ ↑



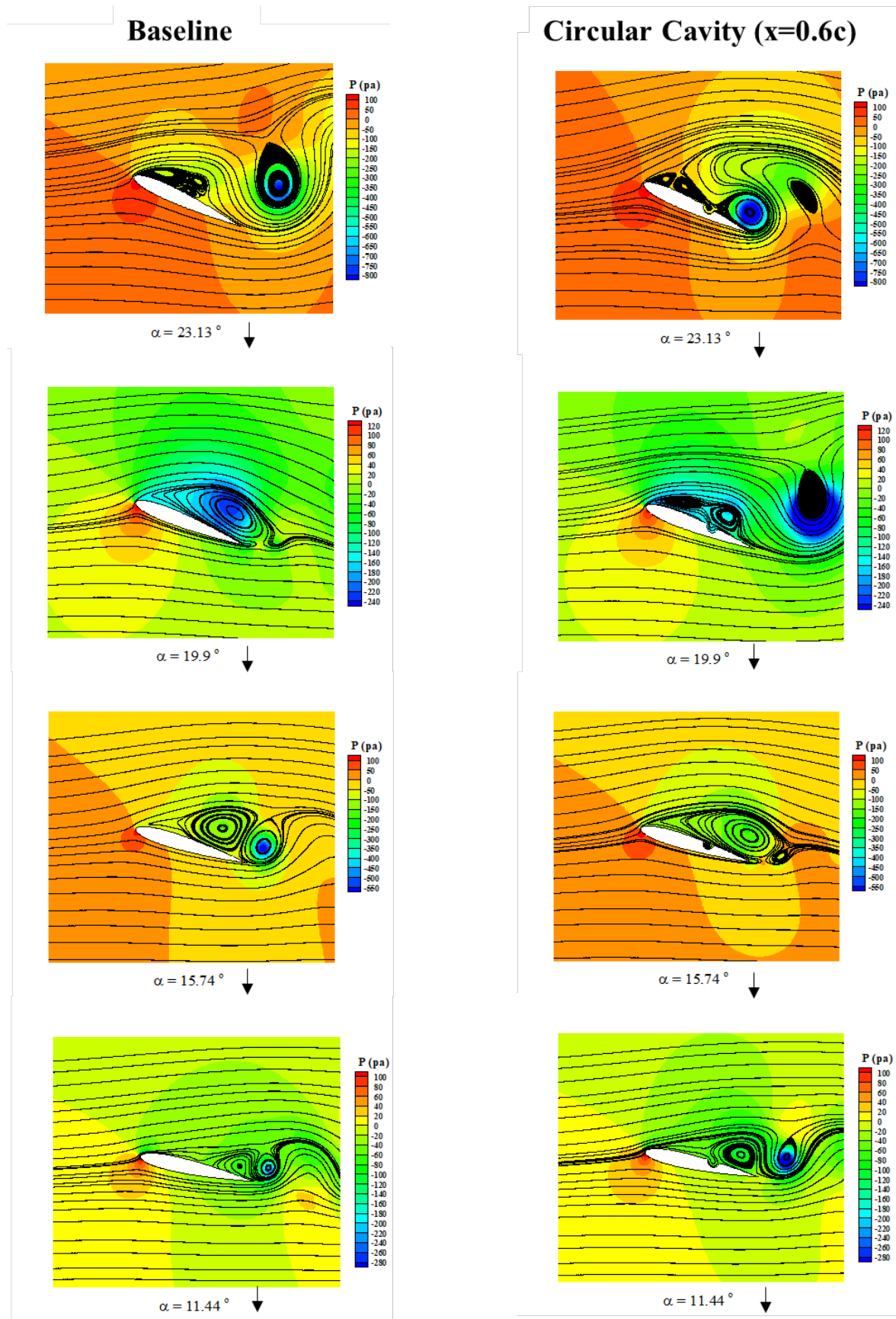
$\alpha = 22.68^\circ$ ↑



$\alpha = 24.67^\circ$ ↑



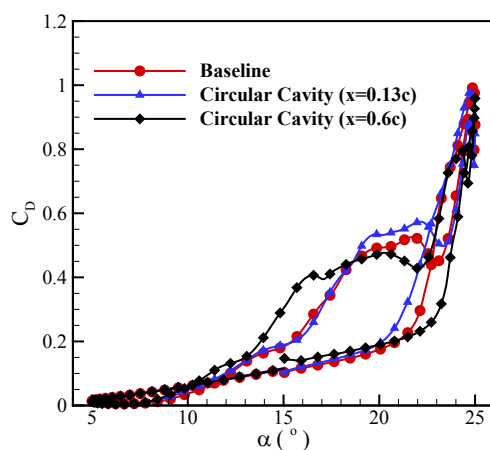
$\alpha = 24.83^\circ$ ↓



شکل (۹): مقایسه میدان فشار بین پره نوسانی ساده و حفره‌دار

برای حالت $x=0.13c$ برابر با $C_{l_{max}} = 2.16$ بوده که در $\alpha = 24.55^\circ$ رخ داده و برای حالت $x=0.6c$ نیز برابر $C_{l_{max}} = 2.21$ می‌باشد که در زاویه حمله $\alpha = 24.33^\circ$ طی فاز بالا رونده اتفاق افتاده است. پس از رسیدن به ضریب برآ بیشینه، با افزایش زاویه حمله شاهد کاهش شدید ضرایب برآ در هر دو حالت هستیم. بنابراین زاویه حمله $\alpha = 24.55^\circ$ برای موقعیت $x=0.13c$ و زاویه حمله $\alpha = 24.33^\circ$ برای موقعیت $x=0.6c$ بیانگر زوایای واماندگی پره حفره‌دار می‌باشند. لذا می‌توان نتیجه گرفت که حفره در موقعیت $x=0.13c$ رفتار بهتری را در به تعویق انداختن نقطه واماندگی در مقایسه با حفره در موقعیت $x=0.6c$ از خود نشان می‌دهد.

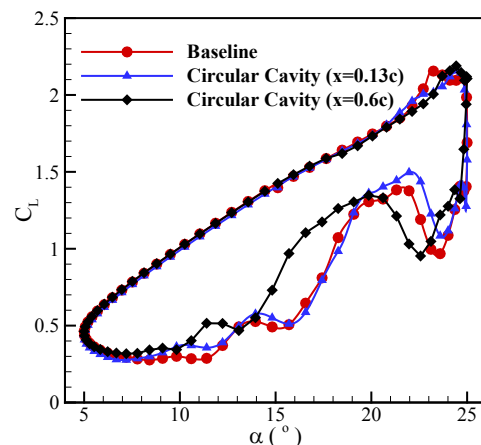
اثر حفره بر روی حلقه هیستریزس ضریب پسا نیز در شکل ۱۱ نشان داده شده است. مقدار کمینه ضریب پسا برای حفره در موقعیت $x=0.13c$ نسبت به حالت ساده تقریباً تغییری نداشته؛ اما برای حفره در موقعیت $x=0.6c$ نسبت به حالت ساده کاهش یافته است. همچنین، مقدار بیشینه این ضریب نیز به میزان $1/6\%$ برای حالت $x=0.13c$ و به اندازه $3/52\%$ برای موقعیت $x=0.6c$ در مقایسه با حالت ساده کاهش یافت. بنابراین حفره در موقعیت $x=0.6c$ رفتار بهتری را در کم کردن ضریب پسا در مقایسه با حفره در موقعیت $x=0.13c$ نشان می‌دهد.



شکل (۱۱): اثر حفره بر روی حلقه هیستریزس ضریب پسا در شکل ۱۲ نیز ضریب گشتاور پیچشی بین پره ساده و حفره‌دار با یکدیگر مقایسه شده است. پره حفره‌دار هیچ تأثیری بر روی ضریب گشتاور پیچشی در فاز حرکت به سمت بالا نداشته و تنها سبب تغییر گشتاور پیچشی در فاز

۴-۲- اثر حفره بر ضرایب آیرودینامیکی

شکل ۱۰ اثر حفره را بر روی حلقه هیستریزس ضرایب برآ نشان می‌دهد. با دقت در این شکل می‌توان دریافت که حفره تأثیر چندانی در بهبود ضریب برآ پره در فاز حرکت به سمت بالا نداشته و تغییر موقعیت حفره نیز تأثیری بر روی ضریب برآ نداشته است. در محدوده خاصی از ضرایب حمله و در فاز حرکت به سمت پایین، حضور حفره سبب بهبود ضریب برآ شده است. در برخی از ضرایب حمله، حفره دایره‌ای در موقعیت $x=0.13c$ سبب بهبود ضریب برآ شده و در برخی دیگر حفره در موقعیت $x=0.6c$ نسبت به لبه حمله باعث افزایش ضریب برآ گردیده است. به عنوان مثال، طی حرکت به سمت پایین، ضریب برآ به طور نسبی در یک زاویه حمله مشخص مثل $\alpha = 22.56^\circ$ برای حفره در موقعیت $x=0.13c$ به میزان $20/69\%$ افزایش و برای حفره در موقعیت $x=0.6c$ به میزان $19/95\%$ کاهش یافته است. بنابراین در این زاویه حمله، حفره در موقعیت $x=0.13c$ رفتار بهتری را در بهبود ضریب برآ نسبت به حفره در موقعیت $x=0.6c$ از خود نشان داده است. اما هنگامیکه پره در همین فاز و در زاویه حمله $\alpha = 18.14^\circ$ قرار می‌گیرد، ضریب برآ برای حفره در موقعیت $x=0.13c$ به میزان $7/36\%$ نسبت به پره ساده کاهش و برای حفره در موقعیت $x=0.6c$ به میزان $21/27\%$ نسبت به حالت ساده افزایش یافته است.



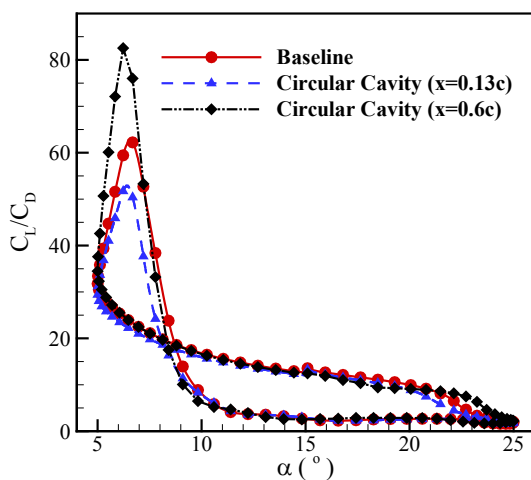
شکل (۱۰): اثر حفره بر روی حلقه هیستریزس ضریب برآ، در این زاویه حمله، حفره در موقعیت $x=0.6c$ عملکرد بهتری را در مقایسه با حفره در موقعیت $x=0.13c$ در بهبود ضریب برآ داشته است. همچنین، مقدار بیشینه ضریب برآ

همچنین، شکل ۱۴ حلقه هیستریزس بازده آیرودینامیکی را برای پره ساده و حفره دار نشان می‌دهد. در فاز حرکت به سمت بالا به‌ویژه از $\alpha = 22^\circ$ تا $\alpha = 25^\circ$ بازده آیرودینامیکی برای حالتیکه حفره در موقعیت $x=0.6c$ قرار گرفته، در مقایسه با حالات دیگر تا حدودی بیشتر می‌باشد. این به سبب افزایش بیشتر ضریب برآ در این حالت می‌باشد. هنگامیکه فاز حرکت به سمت پایین آغاز می‌شود، هر سه پره عملکرد تقریباً مشابهی را از خود نشان می‌دهند و تفاوت زیادی در بازده آیرودینامیکی بین پره ساده و حفره دار وجود ندارد. البته، مقدار بیشینه بازده آیرودینامیکی برای حالتی که حفره در موقعیت $x=0.6c$ قرار گرفته، در مقایسه با بقیه حالات بیشتر می‌باشد. افزایش ناگهانی در مقدار بازده آیرودینامیکی در این فاز از حرکت در هر سه حالت بیشتر به سبب کاهش شدید ضریب پسا در این مرحله از حرکت نوسانی می‌باشد.

یک بررسی کلی در خصوص اثر حفره بر روی مقادیر متوسط ضرایب آیرودینامیکی پره طی حرکت نوسانی در جدول ۲ آورده شده است. در این قسمت پارامتری به اسم نسبت تغییرات تعریف شده تا درصد نسبی افزایش و یا کاهش ضرایب آیرودینامیکی نسبت به حالت ساده محاسبه گردد. این پارامتر به صورت زیر تعریف می‌گردد:

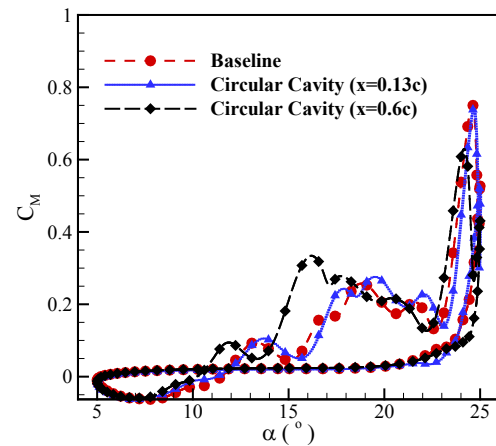
$$VR(\%) = \frac{AC_{cav} - AC_{base}}{AC_{base}} \quad (9)$$

که در این رابطه AC_{cav} و AC_{base} به ترتیب بیانگر ضریب آیرودینامیکی برای حالت ساده و حفره دار پره می‌باشد.



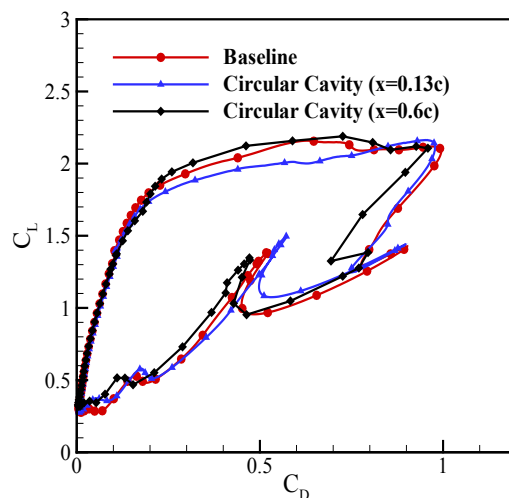
شکل (۱۴): اثر حفره بر روی بازده آیرودینامیکی

حرکت به سمت پایین می‌شود. هرچه حفره از لبه حمله پره فاصله می‌گیرد، مقدار بیشینه ضریب گشتاور پیچشی نیز کاهش می‌یابد. لذا مقدار بیشینه این ضریب برای پره حفره دار در موقعیت‌های $x=0.13c$ و $x=0.6c$ در مقایسه با پره ساده به ترتیب به میزان $1.16/37\%$ و $1.16/37\%$ کاهش می‌یابد.



شکل (۱۲): اثر حفره بر روی حلقه هیستریزس ضریب گشتاور پیچشی

شکل ۱۳ ضریب برآ را برحسب ضریب پسا بین حالات مختلف پره حفره دار نشان می‌دهد. استفاده از حفره در موقعیت‌های مختلف تأثیر چندانی بر روی ضریب پسا در مقادیر کم ضریب برا نداشته است، و بیشترین تفاوت بین حالت‌ها در مقادیر بالای ضریب برآ می‌باشد. در مقادیر بالای ضریب برآ، حفره در موقعیت $x=0.6c$ نسبت به حالت‌های دیگر باعث کاهش ضریب پسا پره گردیده است.



شکل (۱۳): مقایسه ضریب برآ برحسب ضریب پسا

موقعیت $x=0/13c$ به میزان $0/18\%$ نسبت به حالت ساده افزایش یافته است.

(۳) مقادیر متوسط ضرایب پسا برای حفره در موقعیت

$x=0/6c$ به میزان $3/25\%$ کاهش و برای حفره در

موقعیت $x=0/13c$ به میزان $3/97\%$ نسبت به حالت ساده افزایش یافته است.

(۴) حفره سبب کاهش مقدار متوسط ضریب گشتاور

پیچشی پره شده و هرچه حفره نسبت به لبه

حمله پره فاصله بگیرد، ضریب گشتاور پیچشی

پره بیشتر کاهش می‌یابد.

۶-مراجع

1. Fouatih, O. M., Medale, M., Imine, O., and Imine, B. "Design Optimization of the Aerodynamic Passive Flow Control on NACA 4415 Airfoil Using Vortex Generators", Eur. J. Mech. B/Fluids, Vol. 56, pp. 82-96, 2016.
2. Khoshnevis, A., Yazdani, S., and Salimipour, S. E. "Numerical Investigation of Co-flow Jet Effects on Dynamic Stall of a Thick Airfoil", Fluid Mech. Aerodyn. J., Vol. 9, No. 1, pp. 167-178, 2020.
3. Wang, Y., Li, G., Shen, S., Huang, D., and Zheng, Z. "Investigation on Aerodynamic Performance of Horizontal Axis Wind Turbine by Setting Micro-Cylinder in front of the Blade Leading Edge", Energy, Vol. 143, pp. 1107-1124, 2018.
4. Richard, P. R., John Wilkins, S., and Hall, J. W. "Particle Image Velocimetry Investigation of the Coherent Structures in a Leading-Edge Slat Flow", J. Fluids Eng., Vol. 140, No. 4, Dec. 2017.
5. Cai, C., Zuo, Z., Liu, S., and Maeda, T. "Effect of a Single Leading-Edge Protuberance on NACA 634-021 Airfoil Performance", J. Fluids Eng., Vol. 140, No. 2, Oct. 2017.
6. Tiainen, J., Grönman, A., Jaatinen-Värri, A., and Backman, J. "Flow Control Methods and their Applicability in Low-Reynolds-Number Centrifugal Compressors - A Review", Vol. 3, No. 1. 2018.
7. GERONTAKOS, P. "An Experimental Investigation of Flow over an Oscillating Airfoil", PhD Thesis, McGill University, Canada, 2004.
8. Zhong, J., Li, J., Guo, P., and Wang, Y. "Dynamic Stall Control on a Vertical Axis Wind Turbine Aerofoil Using Leading-Edge

جدول (۲): اثر حفره بر مقادیر متوسط ضرایب آیرودینامیکی

حفره	حفره	ساده	پارامتر
$(x=0/6c)$	$(x=0/13c)$		
۱/۱۰۲	۱/۰۶۶	۱/۰۶۴	C_L
۰/۲۶۸	۰/۲۸۸	۰/۲۷۷	C_D
۰/۱۰۲	۰/۱۰۸	۰/۱۱۰	C_M
۱۵/۵۵	۱۲/۸۳	۱۴/۳۸	C_L/C_D
۳/۵۷	۰/۱۸	-	$VR_{C_L} (\%)$
۳/۲۵	۳/۹۷	-	$VR_{C_D} (\%)$
۷/۲۷	۱/۸۱	-	$VR_{C_M} (\%)$
۸/۳۱	۱۰/۷۷	-	$VR_{C_L/C_D} (\%)$

جدول ۲ نشان می‌دهد که موقعیت پره یک پارامتر تأثیرگذار بوده و نقش مهمی را در افزایش و یا کاهش ضرایب آیرودینامیکی از خود نشان می‌دهد. قرارگیری حفره در موقعیت $x=0/6c$ تا حدودی سبب بهبود عملکرد پره در مقایسه با موقعیت $x=0/13c$ داشته و به طور متوسط سبب افزایش ضریب برا و کاهش ضریب پسا شده است. این بهبودی در مقدار متوسط بازده آیرودینامیکی نیز اتفاق می‌افتد و حفره در موقعیت $x=0/6c$ منجر به افزایش نسبت ضریب برآ به پسا طی حرکت نوسانی می‌شود.

۵- نتیجه‌گیری

در این پژوهش یک مدل سازی عددی به منظور بررسی تأثیر موقعیت حفره دایره‌ای بر روی مشخصه‌های آیرودینامیکی پره نوسانی ناکا ۰۰۱۲ تحت شرایط واماندگی دینامیکی صورت گرفت. جهت گسسته‌سازی معادلات حاکم بر جریان سیال حول پره از روش حجم محدود استفاده گردید و مدل آشفتگی جریان نیز به کمک روش $k-w SST$ پیش‌بینی شد. نتایج نشان داد که حلقه هیستریزیس ضرایب برآ و پسا به‌دست‌آمده از طریق حل عددی مطابقت خوبی با نتایج آزمایشگاهی و عددی پیشین داشته است. مهم‌ترین نتایج به‌دست‌آمده از این تحلیل مطابق ذیل می‌باشد:

(۱) حفره در موقعیت $x=0/6c$ سبب افزایش مقدار

متوسط بازده آیرودینامیکی پره شده اما حفره در

موقعیت $x=0/13c$ نسبت ضریب برآ به پسا پره را

کاهش می‌دهد.

(۲) مقادیر متوسط ضرایب برآ برای حفره در موقعیت

$x=0/6c$ به میزان $3/57\%$ و برای حفره در

14. Gharali, K. and Johnson, D. A. "Numerical Modeling of an S809 Airfoil Under Dynamic Stall, Erosion and High Reduced Frequencies", *Appl. Energy*, Vol. 93, pp. 45–52, 2012.
15. Guilmineau, E., Piquet, J., and Queutey, P. "Unsteady Two-Dimensional Turbulent Viscous Flow Past Aerofoils", *Int. J. Numer. Methods Fluids - INT J Numer METHOD FLUID*, Vol. 25, pp. 315–366, 1997.
16. Wang, W. "Study on Dynamics of Vortices in Dynamic Stall of a Pitching Airfoil Using Lagrangian Coherent Structures", *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 1, p. 106706, 2021.
17. Yadav, R., and Bodavula, A. "Numerical Investigation of the Effect of Triangular Cavity on the Unsteady Aerodynamics of NACA 0012 at a Low Reynolds Number", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2022. 236(6): p. 1064-1080.
9. Harris, F., and Pruyn, R. R. "Blade Stall-Half Fact, Half Fiction", *J. Am. Helicopter Soc.*, Vol. 13, pp. 27–48, 1968.
10. Kim, T., Kim, S., Lim, J., and Jee, S. "Numerical Investigation of Compressibility Effect on Dynamic Stall", *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 105, 2020.
11. Niu, J., Lei, J., and Lu, T. "Numerical Research on the Effect of Variable Droop Leading-Edge on Oscillating NACA 0012 Airfoil Dynamic Stall", *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 72, pp. 476–485, 2018.
12. Abdizadeh, G. and Ghasemloo, S. "Improve Aerodynamic Coefficients on Dynamic Stall Oscillating Airfoil by Using Plasma Actuator", *Aerosp. Knowl. Technol. J.*, Vol. 10, No. 1, pp. 71–89, 2021.
13. Gharali, K., and Johnson, D. A. "Dynamic Stall Simulation of a Pitching Airfoil Under Unsteady Freestream Velocity", *J. Fluids Struct.*, Vol. 42, pp. 228–244, 2013.

