

بررسی عددی اثر عملگر پلاسمایی بر ضرایب آیرودینامیکی یک ایرفویل تحت نوسان انتقالی

غلامرضا عبدی زاده

کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

سجاد قاسملو*

استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

یکی از روش‌های مورد توجه در زمینه‌ی کنترل فعال جریان استفاده از عملگر پلاسمایی است که از طریق اثرگذاری بر اندازه حرکت در لایه مرزی سبب جلوگیری از جدایش جریان می‌شود. هدف از این تحقیق، بررسی عددی ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ تحت نوسان انتقالی و برخی عوامل مؤثر بر آن (فرکانس کاهیده، دامنه نوسان و عدد رینولدز) در حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی می‌باشد. نتایج نشان می‌دهند که، با افزایش فرکانس کاهیده مقدار ضریب برآ افزایش می‌یابد. با بررسی پروفیل سرعت مشخص شد، با افزایش فرکانس کاهیده گردابه‌هایی که از ایرفویل جدا می‌شوند با قدرت بیشتری به درون دنباله جریان ریخته شده و قدرت گردابه‌ها افزایش می‌یابد و همین امر موجب کاسته شدن نوسان‌های تغییرات سرعت در دنباله می‌شود. کاهش اصطکاک در جریان موجب افزایش سرعت می‌شود؛ در نتیجه، مقدار و دامنه نیروی پیشران افزایش می‌یابد. با افزایش دامنه نوسان، بازده آیرودینامیکی افزایش، ولی با افزایش عدد رینولدز کاهش می‌یابد. در حالتی که عملگر پلاسمایی روشن باشد، ضریب برآ و نیروی پیشران افزایش یافته و بازده آیرودینامیکی بهبود پیدا می‌کند. اثر عملگر پلاسمایی بر بهبود ضرایب آیرودینامیکی با افزایش عدد رینولدز کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: جدایش جریان، نوسان انتقالی، عملگر پلاسمایی، فرکانس کاهیده.

Numerical investigation of the effect of the plasma actuator on aerodynamic coefficients of an airfoil in plunging motion

G. Abdizadeh
S. Ghasemloo

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

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

Abstract

Plasma actuator is one of the noteworthy devices in flow control techniques which can delay separation by inducing external momentum to the boundary layer of the flow. In this paper, Numerical analysis of NACA0012 airfoil in plunging motion and some effective agents on it (reduced frequency, amplitude, Reynolds number), has been studied in with and without plasma actuator. The results indicates that, increasing in reduced frequency, increase the values of lift coefficient. By increasing reduced frequency, power of vortices shed into downstream and separate from the airfoil surface increases and the velocity variation in downstream decreases. Reducing friction in flow lead to increase velocity; as a result, the amount and range of thrust increases. Increasing amplitude and Reynolds number, respectively lead to increasing and reducing aerodynamic performance. When plasma actuator is on, lift coefficient and thrust would increase and aerodynamic coefficients would improve. Increasing in Reynolds number decreases the effects of the plasma actuator on the improvement of the aerodynamic coefficients.

Keywords: Separation, Plunging motion, Plasma actuator, Reduced frequency.

۱- مقدمه

آزمایشگاهی را در اواخر قرن بیستم انجام دادند. فریموس در سال ۱۹۸۸ از ایرفویل ناکا-۰۰۱۵ و تونل باد استفاده کرد. وی به بررسی و آشکارسازی تولید نیروی پیشران حرکت عمودی در محدوده‌ای از تعدادی از مؤلفه‌های جریان پرداخت.

لای و پلاتزر [۷]، اثرات فرکانس و دامنه نوسان روی دنباله ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ را در نوسان قائم، با استفاده از کد عددی ناویر استوکس در عدد رینولدز 2×10^4 بررسی کردند و با استفاده از جریان رنگ، گردابه‌های ناشی از حرکت نوسانی را آشکارسازی نمودند. ایشان نشان دادند که ساختار دنباله، نیروی برآ و پسای ایرفویل، بستگی زیادی به عدد اشتروهال و فرکانس کاهیده دارند. اندازه‌گیری نیرو و سرعت سنجی تصویر ذرات در ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تحت نوسان انتقالی سینوسی در دامنه $2/5$ تا 20 درصد وتر، زاویه حمله 15 درجه و عدد رینولدز 10^4 توسط کلابور و همکارانش [۸] انجام شد. آن‌ها نشان دادند که نوسان انتقالی ایرفویل با دامنه کم، به میزان قابل توجهی نیروی برآ را افزایش می‌دهد. بیشترین بهبود ثبت شده، افزایش سه برابری نیروی برآ در مقایسه با ایرفویل ساکن می‌باشد.

کنترل جریان روی سطح ایرفویل اهمیت زیادی در طراحی وسایل

آیرودینامیک حرکت ریز پرنده‌ها که از حرکت نوسانی برای تولید نیروی پیشران استفاده می‌کنند، بسیار مورد توجه محققین قرار گرفته و به‌موازات آن شبیه‌سازی عددی و بهینه‌سازی این نوع ریز پرنده‌ها به‌منظور دستیابی به بیشینه نیروی پیشران بسیار نقش پررنگی دارند. مطالعه موضوع تولید نیروی پیشران ناشی از حرکت نوسانی در ریز پرنده‌ها در ابتدا معطوف به اثرات سینماتیکی مانند فرکانس کاهیده (فرکانس بی‌بعد) ^۱، دامنه و عدد اشتروهال ^۲ بوده است [۱]. اوایل قرن بیستم شرح تولید نیروی پیشران توسط ایرفویل متحرک توسط نولر [۲] و بتز [۳] انجام شد و اولین آزمایش تجربی در سال ۱۹۲۴ توسط کاتزماور انجام شد [۴]. اما به دلیل توانایی علمی پایین در کنترل و ساخت این نوع وسایل، تحقیقات آزمایشگاهی در این زمینه تا اواخر قرن بیستم به تأخیر افتاد و در این بین تحقیقات آزمایشگاهی اندکی بر روی این حرکت انجام شد و نتایج جالبی به دست آمد که چراغ راه محققان در آینده شد، فریموس [۵] و کوچ اصفهانی [۶] تحقیقات

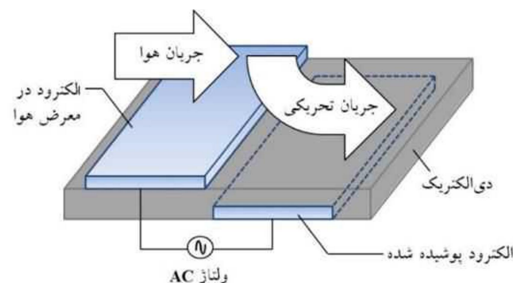
¹ Reduced Frequency

² Strouhal Number

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: sghasemloo@mut.ac.ir

نقلیه هوایی دارد. یکی از روش‌های مورد توجه در زمینه‌ی کنترل فعال جریان استفاده از عملگر پلاسمایی است. ساختمان کلی این عملگر در شکل ۱ نشان داده شده است. این سیستم، متشکل از دو الکتروود است که در فاصله طولی و عرضی مشخصی از یکدیگر قرار گرفته اند. فضای بین دو الکتروود را یک ماده دی الکتریک پر می‌کند. یکی از الکتروودها در معرض جریان بوده و الکتروود دیگر، توسط ماده دی الکتریک پوشانده شده است.

هنگامی که دو الکتروود به یک ولتاژ بالا متصل شوند، اختلاف پتانسیل اعمال شده سبب یونیزه شدن هوای اطراف دو الکتروود شده و در ناحیه ای که میدان پتانسیل الکتریکی بیشتری حضور دارد، پلازما تولید می‌شود. این هوای یونیزه شده، در حضور میدان الکتریکی ایجاد شده توسط الکتروودها، نیرویی تولید می‌کند که هوای اطراف الکتروود را به سمت خود می‌کشد. این نیرو به میزانی است که می‌تواند جهت افزایش مومنتم سیال داخل لایه مرزی و به تأخیر انداختن جدایش آن، استفاده شود.



شکل ۱- عملگر پلاسمایی و اجزای تشکیل دهنده‌ی آن

برای بررسی نقش عملگر پلازما در کنترل جریان رینولدز پایین، شای و همکارانش [۹]، جریان گذرنده روی ایرفویل SD7003 را در زوایای حمله مختلف شبیه‌سازی نموده و به این نتیجه رسیدند که عملگر پلازما موجب افزایش مداوم ضریب برآ و کاهش ضریب پسا به‌خصوص در زوایای حمله بالا می‌شود.

در مقاله مرجمی و روی [۱۰] اثر محل عملگر پلاسمایی در کنترل جریان بر روی ایرفویل نوسانی ناکا-۰۰۱۲ بررسی شده است. نتایج برای عملگرهای پلاسمایی قرارگرفته در موقعیت‌های لبه حمله، میانه وتر و لبه فرار در دو شکل تحریک هم‌جهت و خلاف جهت در این مقاله ارائه شده است. نتایج آن‌ها نشان داد که بسته به محل محرک پلاسمایی نیروی برآ تا ۲۹/۲ درصد افزایش و پسا تا ۱۲/۵ درصد کاهش می‌یابد. چنین بهبود پیش‌بینی شده‌ای در مشخصه‌های نیروی برآ و پسا از طریق استفاده از محرک پلازما یک کاربرد بسیار مفید از این وسیله کنترل جریان را در افزایش عملکرد ایرفویل‌های نوسانی نشان می‌دهد. والکر و سگاوا [۱۱] برای کنترل جدایش جریان روی یک ایرفویل ناکا-۰۰۲۴، عملگرهای پلاسمایی را به‌کار گرفتند. مقایسه عملکرد بین عملگر پلاسمایی نصب شده در لبه حمله و یک‌چهارم وتر ایرفویل در زوایای حمله ۱۶، ۱۲، ۸ درجه و سرعت جریان ۵، ۲/۵، ۱۰ متر بر ثانیه انجام شد. در زاویه حمله کم و سرعت جریان ۲/۵ m/s عملگر واقع در یک چهارم وتر و در زاویه حمله بیشتر و سرعت جریان ۵ m/s و ۱۰ عملگر واقع در لبه حمله عملکرد مناسبی در به تأخیر انداختن

نقطه‌ی جدایش جریان داشته اند.

برای مقابله با واماندگی پره بالگرد، کورک و همکارانش [۱۲] به‌صورت تجربی تأثیر عملگر پلاسمایی در لبه حمله ایرفویل نوسانی را مطالعه کردند و دریافتند که مقدار ضریب برآ در تمام چرخه حلقه هیسترسیس^۱، در حالتی که عملگر پلازما روشن است نسبت به حالت خاموش عملگر پلازما، بیشتر است. افزایش قابل‌مشاهده‌ی ضریب برآ بیشتر در قسمت حرکت رو به پایین ایرفویل بوده است. سلماسی و همکاران [۱۳] در پژوهشی، به بررسی عددی و تجربی اثر یک عملگر پلاسمایی بر کارایی ایرفویل NLF0414 در زوایای حمله پس از واماندگی پرداخته‌اند. نتایج نشان می‌دهد که حضور عملگر پلاسمایی بر روی سطح ایرفویل و در نزدیکی شروع جدایش سبب جابجا شدن نقطه جدایش از $x=16\text{mm}$ به $x=41\text{mm}$ در زاویه حمله ۱۸ درجه می‌شود. این میزان تأخیر در شروع جدایش بر روی سطح ایرفویل سبب افزایش ۳۵ درصدی نسبت ضریب نیروی برآ به ضریب نیروی پسا و یا در حقیقت بازده ایرفویل در این زاویه حمله می‌شود.

شمس طالقانی و همکاران [۱۴] در پژوهشی، به‌صورت تجربی از عملگر پلاسمایی برای تغییر فرکانس ریزش گردابه و مشخصات آشفتگی جریان حول ایرفویل NACA4412 استفاده کردند. نتایج نشان داد که استفاده از عملگرهای پلاسمایی منجر به یک کاهش قابل‌توجهی، در فرکانس ریزش گردابه^۲ اطراف فلپ شده است در حالی که یک افزایش قابل ملاحظه در مقدار توربولانس در یک فاصله دور از عملگر مشاهده می‌شود.

در آغاز تصور می‌شد که حرکت نوسانی انتقالی اهمیت چندانی در زمینه‌های صنعتی و عملی ندارد اما اخیراً با ظهور ریزپرنده‌ها، به دلیل اینکه نیروی پیشران حرکت نوسانی بیشتر از بازده روتورها در جریان رینولدز پایین است، توجه بیشتری به حرکت نوسانی انتقالی شده است [۱۵]. لذا در تحقیق حاضر، تأثیر عملگر پلاسمایی بر تولید نیروی پیشران و افزایش ضرایب آیرودینامیکی حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ تحت نوسان انتقالی بررسی می‌شود. همچنین اثر پارامترهای فرکانس کاهیده، دامنه نوسان و عدد رینولدز بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل نوسانی مطالعه می‌شود. با توجه به کاربرد این پژوهش در میکروپرنده-ها، عدد رینولدز در محدوده پرواز پرندگان کوچک مثل مرغ مگس‌خوار و کبوتر انتخاب شده است [۱۵]. با توجه به اینکه تأثیر فرکانس کاهیده بر ایرفویل نوسانی نسبت به سایر پارامترها بیشتر است، در مقاله حاضر، بیشتر بر این پارامتر توجه شده است. مطالعه تجربی ایرفویل نوسانی و عملگر پلاسمایی مشکل و پرهزینه است، لذا شبیه‌سازی عددی در این زمینه‌ها می‌تواند مفید باشد.

۲- مدل سازی عددی

۲-۱- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر مسئله، معادله پیوستگی و ناویر-استوکس با در نظر گرفتن نیروهای حجمی به صورت روابط (۱) و (۲) است [۱۶].

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

¹ Hysteresis

² Vortex Shedding

مقدار ثوابت k_1 و k_2 نیز با استفاده از این شرط حاصل می‌شوند که شدت میدان الکتریکی در مرز میان پلاسما و سیال برابر مقدار شکست^۴ است. به عبارت دیگر می‌توان نوشت:

$$k_1 = \frac{E_0 - E_{cr}}{b} \quad (5)$$

$$k_2 = \frac{E_0 - E_{cr}}{a}$$

در رابطه فوق، E_{cr} شدت میدان الکتریکی در حالت شکست است. اجزای میدان الکتریکی در راستای x و y به صورت رابطه (۶) است.

$$E_x = \frac{Ek_2}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}}$$

$$E_y = \frac{Ek_1}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} \quad (6)$$

زمان مورد توجه در بررسی تأثیر عملگر پلاسمایی بر روی سیال، مدت زمان تخلیه پلاسما (Δt) است. به دلیل تخلیه سریع الکترودها، انتقال مومنتوم به سیال، فقط در طول بخشی از چرخه جریان متناوب رخ می‌دهد که مقدار زمان Δt در مقایسه با زمان جریان سیال بسیار کوچک است. بنابراین اجزای نیروی حجمی در راستای x و y را می‌توان به صورت رابطه (۷) محاسبه کرد.

$$f_x = E_x \rho_c e_c \quad (7)$$

$$f_y = E_y \rho_c e_c$$

که در رابطه فوق، e_c بار الکتریکی الکترون^۵ و ρ_c چگالی بار است. برای اعمال این محدودیت که نیروی حجمی فوق فقط در ناحیه پلاسما به سیال اعمال می‌شود از تابع دلتا استفاده می‌شود.

$$\delta = \begin{cases} 1 & \text{for } E < E_{cr} \\ 0 & \text{for } E \geq E_{cr} \end{cases} \quad (8)$$

مقدار نیروی موثر بر مولکول‌های خنثی به صورت رابطه (۹) می‌باشد.

$$f_{effx} = \alpha f_x \delta \quad (9)$$

$$f_{effy} = \alpha f_y \delta$$

در رابطه فوق، α فاکتور راندمان برخورد می‌باشد. همان‌طور که گفته شد این نیرو فقط در طول زمان Δt (زمانی که پلاسما در حال شکل‌گیری است) به سیال اعمال می‌شود که فقط شامل نیمی از چرخه تناوب است که تولید پلاسما فقط در طی این بازه زمانی انجام می‌شود. از نیروی حجمی حاصل در نیمه دوم چرخه جریان متناوب می‌توان به دلیل عدم تولید و یا مقدار بسیار کم پلاسما صرف‌نظر کرد. همچنین به دلیل فرکانس بالای تخلیه، می‌توان مقدار نیروی عملی بر سیال را به صورت یک متوسط زمانی ثابت فرض کرد که در تمام طول چرخه ثابت است و تغییر نمی‌کند. مقدار نیروی حجمی متوسط را می‌توان به صورت رابطه (۱۰) تعریف کرد.

$$F_{tavex} = \frac{f_{effx} \Delta t}{T_t} \quad (10)$$

$$F_{tavey} = \frac{f_{effy} \Delta t}{T_t}$$

در این حالت می‌توان زمان T_t را به جای زمان یک چرخه جریان متناوب، زمان کل اعمال ولتاژ نامید. بنابراین نیروی متوسط اعمالی را می‌توان در نهایت به صورت رابطه (۱۱) نوشت.

$$F_{tavex} = \theta f_{effx} \Delta t \quad (11)$$

$$F_{tavey} = \theta f_{effy} \Delta t$$

در رابطه فوق، θ فرکانس ولتاژ اعمالی است. با جایگذاری رابطه

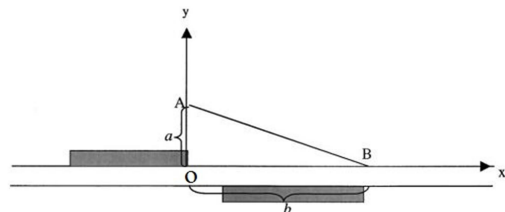
$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial (u_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{1}{\rho} \left(-\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\mu S_{ij} + \tau_{ij}) \right) + F_{tave} \quad (2)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

معادلات حاکم بر جریان، به روش حجم محدود حل شده‌اند. روش حل جریان نیز فشار مبنا بوده و در الگوریتم عددی استفاده شده به منظور حل میدان جریان برای کوپل کردن گرادیان‌های سرعت و فشار از روش سیمپل^۱ و برای گسسته سازی معادله مومنتم از روش مرتبه دوم بادسو^۲ استفاده شده است. جریان ناپایا، آشفته، دوبعدی و غیرقابل تراکم برای سیال با خواص ثابت فرض شده و عدد رینولدز که به صورت $Re = \rho U_\infty c / \mu$ تعریف می‌شود برابر ۱۱۰۰۰ در نظر گرفته شده که ρ ، U_∞ ، c و μ به ترتیب نشان دهنده چگالی سیال، سرعت جریان آزاد، طول وتر ایرفویل و ویسکوزیته دینامیکی سیال است. برای مدل سازی آشفته‌گی جریان نیز از مدل $K-\omega$ SST استفاده شده که از نوع مدل دو معادله‌ای برپایه گردابه-لزجت^۳ می‌باشد. مدل $K-\omega$ SST اساساً برای شبیه‌سازی جریان‌های با گرادیان فشار معکوس قوی و محاسبه‌ی بسیار دقیق محل جدایش ارائه شده است [۱۷].

۲-۲- مدل عملگر پلاسمایی

برای مدل‌سازی عملگر پلاسمایی از مدل شای و همکارانش استفاده شده است. آن‌ها به طریق تجربی دریافتند که تأثیرات پلاسما فقط بر روی سطح فوقانی الکتروتود پوشیده از ماده دی‌الکتریک قابل توجه است. علاوه بر این، آن‌ها دریافتند که شدت پلاسما بر روی لبه الکتروتود در معرض هوا، بیشترین مقدار را دارد و این مقدار با افزایش شدت میدان الکتریکی نیز افزایش می‌یابد. آن‌ها مدلی ارائه کردند که بر اساس آن نیروی حجمی حاصل از عملگر پلاسمایی فقط در یک ناحیه مثلثی کوچک در بالای الکتروتود پایینی، به طول b و به ارتفاع a تشکیل می‌شود و نیروی حجمی اعمال شده توسط عملگر نیز فقط در این ناحیه به سیال اعمال می‌شود. نمایی از این مدل در شکل ۲ نشان داده شده است [۱۸].



شکل ۲- طرحواره‌ای از ناحیه اعمال نیروی حجمی حاصل از عملگر در مدل شای و همکارانش [۱۸]

در این مدل تغییرات شدت میدان الکتریکی به صورت خطی فرض می‌شود:

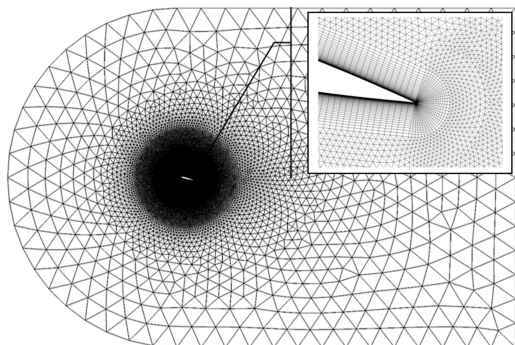
$$|E| = E_0 - k_1 x - k_2 y \quad (4)$$

در رابطه فوق، E_0 مقدار شدت میدان الکتریکی در نقطه o است که توسط رابطه $E_0 = \frac{V}{d}$ محاسبه می‌شود. در این رابطه V ولتاژ بیشینه میان دو الکتروتود و d فاصله جدایش میان الکتروتودها در راستای x است.

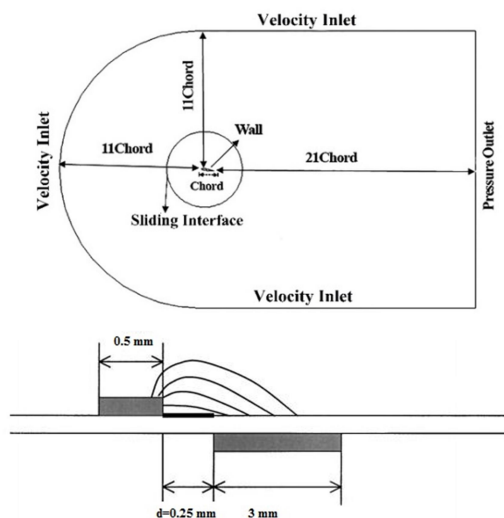
¹ Semi Implicit Pressure Linked Equation

² Second order upwind

³ Eddy- Viscosity Model (EVM)



شکل ۳- شبکه بی‌سازمان حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ با لایه مرزی



شکل ۴- دامنه حل و شرایط مرزی حول ایرفویل ناکا-۰۰۱۲

۴- بررسی استقلال حل از شبکه و گام زمانی

به منظور بررسی استقلال حل عددی از شبکه محاسباتی، شبیه‌سازی عددی بر روی سه شبکه ریز و متوسط و درشت استفاده شده است. بر روی سطح ایرفویل در شبکه درشت ۲۰۰ گره، شبکه متوسط ۳۰۰ گره و شبکه ریز ۴۰۰ گره در نظر گرفته شده است. سایر اطلاعات در مورد شبکه‌های تولید شده شامل تعداد المان و فاصله اولین سلول از سطح ایرفویل در جدول ۱ ارائه شده است. همچنین جهت بررسی استقلال حل عددی از گام زمانی، شبیه‌سازی در چهار گام زمانی ۰/۰۰۰۸۳، ۰/۰۰۱۲۵، ۰/۰۰۲۵ و ۰/۰۱۲۵ انجام شده است. نتایج حاصل نشان داد که نمودار ضریب پسا در شبکه متوسط و ریز (شکل ۵) و همچنین گام زمانی ۰/۰۰۰۸۳ و ۰/۰۰۱۲۵ (شکل ۶) برهم منطبق است. بنابراین جهت کاهش زمان و هزینه محاسباتی شبکه متوسط با گام زمانی ۰/۰۰۱۲۵ به عنوان شبکه و گام زمانی بهینه انتخاب شده است.

(۶) در ۷، و در نهایت جایگزینی رابطه (۹) در (۱۱)، نیروی حاصل از عملگر پلاسمایی در راستای x و y را می‌توان به صورت رابطه (۱۲) خلاصه کرد.

$$F_{tavex} = \frac{\theta \alpha \rho_c e_c \Delta t E}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} k_2 \delta \quad (12)$$

$$F_{tavex} = \frac{\theta \alpha \rho_c e_c \Delta t E}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} k_1 \delta$$

رابطه فوق، نشان‌دهنده نیروهای حجمی حاصل از عملگر پلاسمایی است که توسط شای و همکارانش ارائه گردید. همان‌طور که گفته شد این نیرو فقط در یک ناحیه مثلثی کوچک در بالای عملگر ایجاد می‌شود [۱۸]. شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار آنسیس فلونت ۱۷ انجام گرفته و مقدار نیروی حجمی با یک کد تعریف شده توسط کاربر محاسبه گردیده و از قسمت جمله چشمه نرم‌افزار، به معادلات مومنوم اضافه شده است.

۳- تولید شبکه و شرایط مرزی

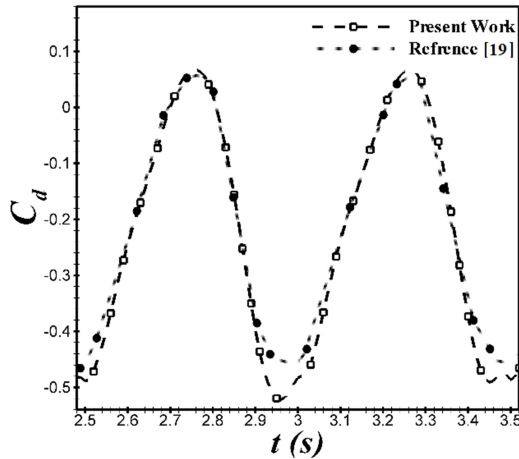
ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ به دلیل تقارن، کاربرد عمومی و شکل استاندارد برای مطالعه حاضر انتخاب شد. برای انجام شبیه‌سازی عددی شبکه‌های تولید شده حول ایرفویل به صورت ترکیبی از المان‌های چهار ضلعی در نزدیک سطح ایرفویل و المان‌های سه ضلعی در بقیه میدان محاسباتی می‌باشد (شکل ۳). شبکه‌بندی حول ایرفویل از دو ناحیه دایره‌ای شکل و دوردست تشکیل شده است. در ناحیه دایره‌ای شکل، شبکه بسیار ریز بوده و نوسان ایرفویل در این ناحیه انجام می‌شود و در نتیجه سلول‌های موجود در این شبکه متحرک یا دینامیکی^۱ می‌باشند. شبکه‌ی محاسباتی ناحیه دوردست درشت بوده و سلول‌های آن ثابت است. همچنین، شبکه هر دو ناحیه، از نوع بی‌سازمان می‌باشد.

طول وتر ایرفویل (c) واحد است و مرکز محورهای مختصات در نقطه یک‌چهارم وتر ایرفویل قرار گرفته و فاصله مرکز مختصات از مرز ورودی c ۱۱، مرزهای آزاد c ۱۱ و مرز خروجی c ۲۱ می‌باشد (شکل ۴). محل نصب عملگر پلاسمایی لبه حمله ایرفویل بوده و طول الکتروود در معرض جریان هوا ۰/۵ mm، طول الکتروود پوشیده ۳ mm، ضخامت الکتروودها ۰/۱ mm و فاصله بین دو الکتروود ۰/۲۵ mm می‌باشد. شرط مرزی ورودی و سطح بالا و پایین ورودی سرعت^۲ و شرط مرزی خروجی فشار^۳ می‌باشد (شکل ۴). سطح ایرفویل نیز به‌عنوان دیواره در نظر گرفته می‌شود. مقدار فشار در مرز خروجی نیز برابر فشار جریان آزاد می‌باشد که مقدار آن ۱۰۱۳۲۵ پاسکال است.

¹ Dynamic Mesh

² Velocity Inlet

³ Pressure Outlet

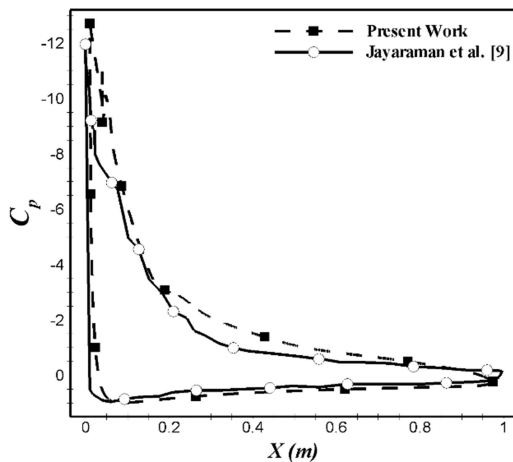


شکل ۷- نمودار ضریب پسا برحسب زاویه حمله در مقایسه با نتایج مرجع [۱۹]

برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی عملگر پلاسمایی، از مقاله جایرمن و همکارانش [۹] استفاده شده است. در مرجع [۹]، تأثیر عملگر پلاسمایی بر روی ایرفویل SD7003 بررسی شده است. جزئیات بیشتر شرایط جریان را در جدول ۲ قابل مشاهده می‌باشد. در شکل ۸، نمودار ضریب فشار حل عددی و مرجع [۹] مقایسه شده و بیشترین اختلاف بین ضریب فشار حل عددی انجام‌شده در مقایسه با نتایج مقاله جایرمن، ۴/۶۵ درصد می‌باشد؛ حل عددی از دقت خوبی برخوردار بوده و نتایج حل قابل قبول می‌باشد.

جدول ۲- پارامترهای فیزیکی نمونه اعتبارسنجی [۹]

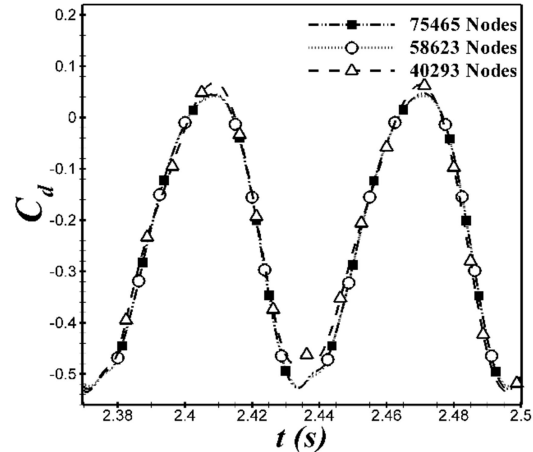
| مقدار پارامتر | پارامترهای فیزیکی نمونه اعتبارسنجی |
|-----------------------|------------------------------------|
| 6×10^{-4} | عدد رینولدز (برحسب وتر ایرفویل) |
| ۱۵ درجه | زاویه نصب ایرفویل |
| یک درصد وتر ایرفویل | محل نصب عملگر پلاسمایی |
| ۲۰ cm | وتر ایرفویل |
| $1/23 \text{ kg/m}^3$ | چگالی |



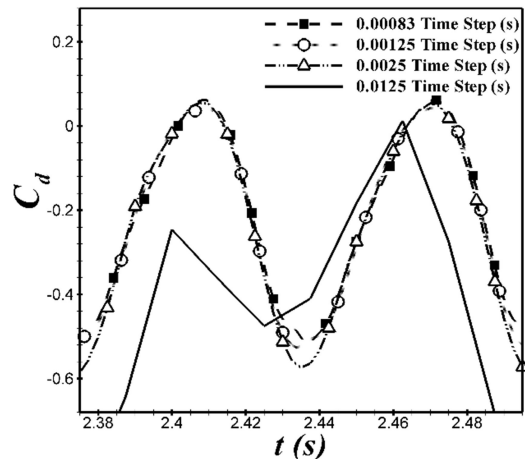
شکل ۸- توزیع ضریب فشار ایرفویل SD7003 در حضور عملگر پلاسمایی

جدول ۱- مشخصات شبکه‌های مورد بررسی

| تعداد گره روی ایرفویل | مشخصات شبکه لایه‌مرزی | | | تعداد سلول | شبکه |
|-----------------------|-----------------------|------------------|------------|------------|------|
| | نرخ رشد | فاصله اولین سلول | تعداد لایه | | |
| ۲۰۰ | ۱/۰۹ | ۰/۰۰۰۰۳ | ۲۵ | ۴۰۲۹۳ | ۱ |
| ۳۰۰ | ۱/۰۹ | ۰/۰۰۰۰۳ | ۴۰ | ۵۸۶۲۳ | ۲ |
| ۴۰۰ | ۱/۰۹ | ۰/۰۰۰۰۳ | ۴۰ | ۷۵۴۶۵ | ۳ |



شکل ۵- نمودار حساسیت شبکه نسبت به تعداد سلول

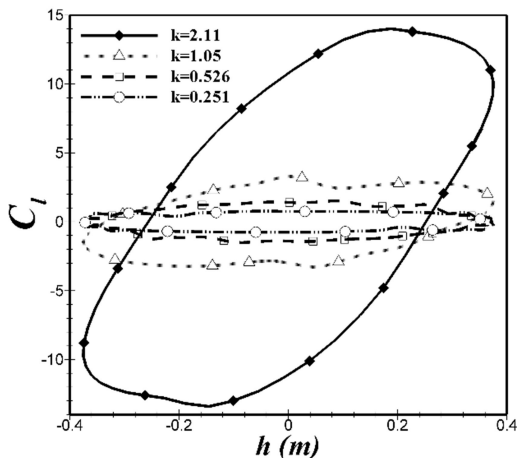


شکل ۶- نمودار حساسیت شبکه نسبت به گام زمانی

۵- اعتبار سنجی

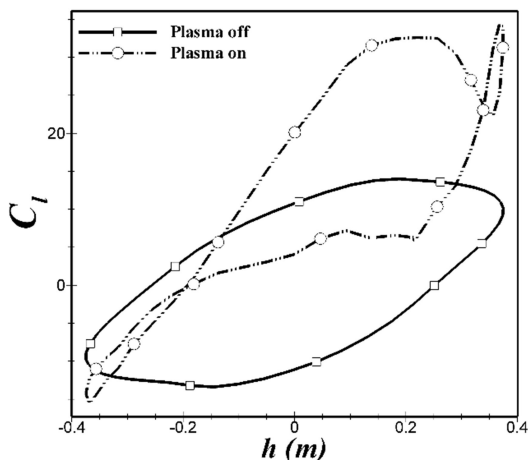
به منظور اعتبار سنجی، نتایج حاصل از شبیه‌سازی حرکت ایرفویل ناکا-۰۰۱۲ با نتایج مرجع [۱۹] مقایسه شده است. عدد رینولدز جریان ۱۱۰۰۰، فرکانس کاهشده $k=2/11$ ، دامنه‌ی نوسان $h=0/375$ ، سرعت جریان آزاد $u=2\text{m/s}$ و گام زمانی در نظر گرفته‌شده برابر $T/100$ است. با توجه به شکل ۷ ضریب پسای حاصل از نتایج حل عددی حاضر با نتایج مرجع [۱۹] مقایسه شده و بیشترین اختلاف مابین آن‌ها در زمان ۲/۹۵ ثانیه بوده که حدود ۷ درصد است.

فرکانس کاهیده، حلقه هستیترسیس پهن تر شده و مقدار ضریب لیفت افزایش می یابد.



شکل ۹- ضریب برآ برحسب دامنه نوسان در فرکانس های متفاوت بدون حضور عملگر پلاسمایی

در شکل ۱۰، نمودار ضریب برآ در فرکانس کاهیده ۲/۱۱ در حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی مقایسه شده است. همانطور که از شکل قابل مشاهده می باشد، در حالتی که عملگر پلاسمایی روشن است، مقدار ضریب برآ افزایش می یابد.



شکل ۱۰- مقایسه ضریب برآ برحسب دامنه نوسان با و بدون عملگر پلاسمایی در ۲/۱۱ k

نیروی پیشران در بال های در حال نوسان زمانی تولید می شود که الگوی ساختارهای گردابه ای درون دنباله، به گونه ای آرایش یابند که برآیند سرعت در دنباله را از کاهش مومنتم به افزایش مومنتم تغییر دهد. در این حالت پروفیل سرعت در دنباله به شکل پروفیل سرعت جریان جت شبیه می شود (شکل ۱۱) [۲۲]. در ادامه به تشریح اثر فرکانس کاهیده بر پروفیل سرعت در حالت حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی پرداخته می شود. با دور شدن از ایرفویل گردابه ها فرصت پیدا می کنند که شکل گرفته و در دنباله گسترده شوند. فاصله یک برابر وتر، فاصله مناسبی برای بررسی دنباله است زیرا در این فاصله گردابه ها در

۶- نتایج

در تحقیق حاضر، اثر عملگر پلاسمایی بر تولید نیروی پیشران و ضریب برآ بررسی می شود. همچنین، به بررسی اثرات دامنه نوسان، فرکانس کاهیده و عدد رینولدز بر ضرایب آیرودینامیکی در حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی پرداخته می شود. معادلات نوسان انتقالی ایرفویل به صورت روابط (۱۳) و (۱۴) است.

$$y(t) = h \sin(2\pi ft) \quad (13)$$

$$V(t) = 2\pi fch \cos(2\pi ft) \quad (14)$$

در رابطه ی (۱۳)، h دامنه نوسان، c طول وتر ایرفویل و f فرکانس نوسان ایرفویل بر حسب هرتز می باشد. فرکانس کاهیده، یک عدد بی بعد مربوط به فرکانس است که بر اساس فرکانس نوسان ایرفویل، وتر ایرفویل و سرعت جریان آزاد به صورت رابطه (۱۵) می باشد. زاویه حمله القایی نیز مطابق رابطه (۱۶) تعریف می گردد.

$$k = \pi f c / U_{\infty} \quad (15)$$

$$\alpha_{eq}(t) = \frac{kh}{c} \cos(2\pi ft) \quad (16)$$

پارامترهای عدد رینولدز، فرکانس کاهیده و دامنه نوسان مطابق جدول ۳ تغییر می نماید. لازم به ذکر است که پارامترهای فوق (به ویژه عدد رینولدز $1/1 \times 10^4$) طوری انتخاب شده اند که در محدوده پروژای میکروپرنده ها و جریان رینولدز پایین باشند [۱۵]. پارامترهای مدل سازی عملگر پلاسمایی از مرجع [۱۸] انتخاب شده است که در جدول ۴ قابل مشاهده می باشد.

جدول ۳- جزئیات شبیه سازی

| پارامتر | مقدار |
|-----------------|---|
| Re عدد رینولدز | $1/1 \times 10^4 - 2/2 \times 10^4 - 6 \times 10^4$ |
| k فرکانس کاهیده | $0/251 - 1/05 - 2/11$ |
| h دامنه نوسان | $0/125 - 0/25 - 0/375$ |

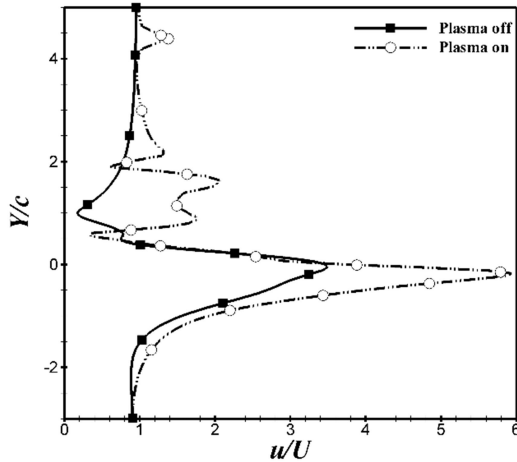
جدول ۴- پارامترهای انتخاب شده برای مدل سازی عملگر پلاسمای [۱۸]

| پارامتر | واحد | مقدار |
|---------------------------------|----------|--------------------------|
| θ فرکانس ولتاژ اعمال شده | Hz | ۳۰۰۰ |
| ρ_e چگالی عدد الکترون | $1/m^3$ | 10^{17} |
| e_e بار الکترون | coulombs | $1/60.2 \times 10^{-19}$ |
| Δt زمان تخلیه پلاسمای | Sec | 67×10^{-6} |
| E_b قدرت میدان الکتریکی | V/m | 3×10^6 |
| V ولتاژ اعمال شده | Volts | ۴۰۰۰ |

۶-۱- بررسی اثرات تغییر فرکانس کاهیده

برای بررسی اثر تغییر فرکانس کاهیده حول ایرفویل، چهار مقدار برای فرکانس کاهیده در نظر گرفته شده و نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. مقادیر فرکانس کاهیده بترتیب ۲/۱۱، ۱/۰۵، ۰/۵۲۶ و ۰/۲۵۱ بوده که در عدد رینولدز 11×10^4 و دامنه نوسان $0/375 m$ اعمال می شوند. میزان غیر دائم بودن عملکرد آیرودینامیکی یک پرنده را می توان بر اساس فرکانس کاهیده آن ارزیابی کرد. با توجه به شکل ۹، ملاحظه می شود که در فرکانس کاهیده ی 0.251 ضرایب آیرودینامیکی تغییرات اندکی دارند و اثرات غیر دائم ناچیز بوده ولی با افزایش فرکانس کاهیده، اثرات غیردائم دیگر ناچیز نیست. با افزایش

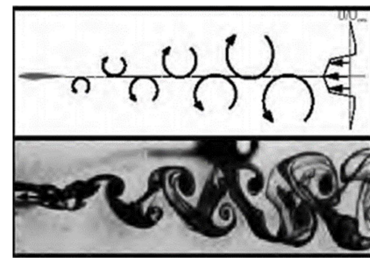
در شکل ۱۳، پروفیل سرعت در فرکانس کاهیده ۲/۱۱ در دو حالت با و بدون عملگر پلاسمایی مقایسه شده است. در حالتی که عملگر پلاسمای روشن است، مقدار نیروی پیشران و دامنه نیرو افزایش یافته است زیرا عملگر پلاسمایی با کنترل جریان روی ایرفویل و افزایش مومنتموم جریان موجب تشکیل گردابه های منظم و قدرتمند پشت ایرفویل می شود که موجب افزایش نیروی پیشران است.



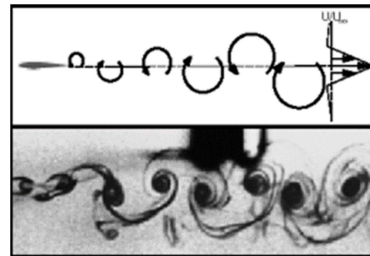
شکل ۱۳- پروفیل سرعت در حالت با و بدون عملگر پلاسمایی $k=2.11$

با بررسی حلقه های هیسترسیس سرعت ایرفویل که شامل دو حلقه ساعتگرد و پادساعتگرد بوده و نماینده گردابه های ریخته شده به درون دنباله و اثر آن ها بر روی سرعت در دنباله است، مشاهده می شود که با افزایش فرکانس کاهیده، نوسان های تغییرات سرعت، کاسته شده و حلقه هیسترسیس، شکل منظم تری پیدا می کند. با افزایش فرکانس کاهیده حلقه هیسترسیس بازتر شده و همچنین ناهمواری تغییرات سرعت، کمتر می شود. با افزایش فرکانس کاهیده در زاویه حمله صفر درجه گردابه هایی که از ایرفویل جدا می شوند با قدرت بیشتری به درون دنباله ریخته شده و محدوده وسیع تری تغییرات سرعت را احساس می کند. قدرت گردابه ها با افزایش فرکانس کاهیده افزایش می یابد و همین امر موجب کاسته شدن نوسان های تغییرات سرعت در دنباله می شود. نیروی پسای اصطکاکی که بر سرعت گردابه ها تأثیر می گذارد نیز کمتر می شود کاهش پسای اصطکاکی در جریان موجب افزایش سرعت می شود (شکل ۱۴).

دنباله شکل می گیرند و اثرات آن ها به خوبی بر جریان قابل مشاهده است.



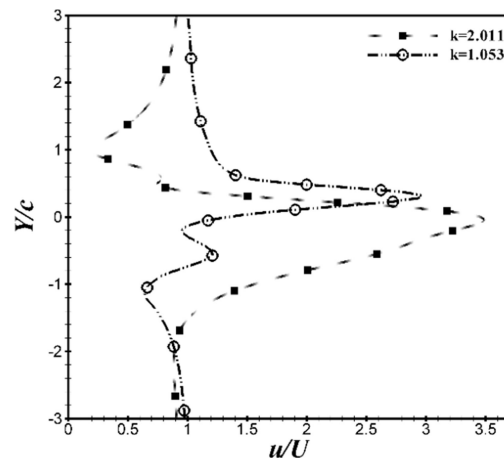
الف) تولید نیروی پسا



ب) تولید نیروی تراست

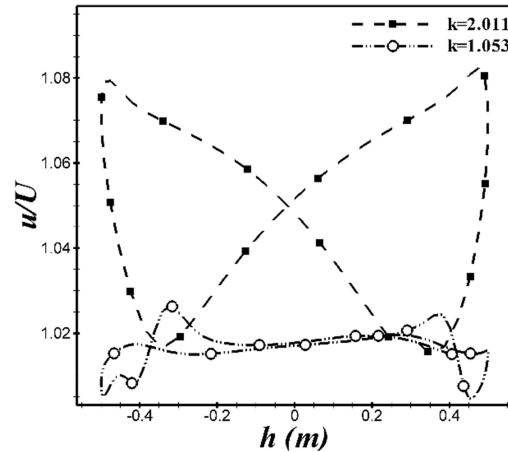
شکل ۱۱- ساختار گردابه ها درون دنباله [۲۰]

شکل ۱۲، اثر افزایش فرکانس کاهیده را بر پروفیل سرعت در دامنه نوسان ۰/۵ m و در مقطع $x/c=1$ نشان می دهد. با افزایش فرکانس کاهیده، مقدار زاویه حمله القایی نیز افزایش می یابد و زاویه حمله نسبی که ایرفویل نسبت به جریان در فاز حرکت رو به پایین احساس می کند، با افزایش فرکانس کاهیده تغییر می کند و در آن، جریان از روی سطح ایرفویل جدا شده است و گردابه های جریان جدا شده به درون دنباله ریخته می شوند برای ارضای شرط مرزی حول ایرفویل، این گردابه ها ساعتگرد می باشند که تغییرات مومنتم زیادی به جریان وارد می کنند [۲۰]. با افزایش فرکانس کاهیده افت مومنتم جریان کاهش می یابد. لذا، مقدار نیروی پیشران و دامنه نیرو نیز با افزایش فرکانس کاهیده، بیشتر شده است.



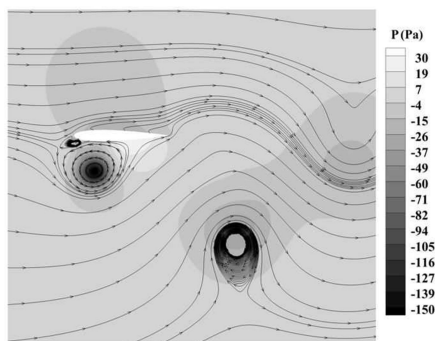
شکل ۱۲- پروفیل سرعت بی بعد شده در دنباله ایرفویل در زاویه حمله ۶ درجه در حرکت رو به بالا

مقدارین خود می‌رسد. ضمن اینکه در طول این حرکت با دورتر شدن گردابه ابتدایی از لبه حمله مجدداً گردابه‌هایی در لبه فرار شکل می‌گیرند (شکل ۱۶-الف و ۱۶-ب). اما زمانی که عملگر پلاسمایی روشن می‌شود، گردش گردابه ای که در نزدیکی محل خودش می‌باشد را کم می‌کند در نتیجه قدرت گردابه لبه حمله در بالای ایرفویل کم می‌شود اما از طرفی گردش گردابه زیرین افزایش می‌یابد و در کل گردش حول ایرفویل را زیاد می‌کند که به افزایش لیفت می‌انجامد. طبق اصل بقای انرژی و مومنتوم، انرژی وارد شده از طریق عملگر پلاسمایی به ایرفویل، مومنتوم جریان روی ایرفویل را افزایش داده که منجر به کوچکی گردابه لبه حمله در بالا و افزایش گردش و فضای پرفشار زیر لبه حمله شده است. همچنین، پشت ایرفویل نیز گردابه‌های قدرتمند و منظمی تشکیل می‌گردد که موجب افزایش تولید نیروی تراست می‌شود که در شکل‌های ۱۳ و ۱۵ اشاره شد.

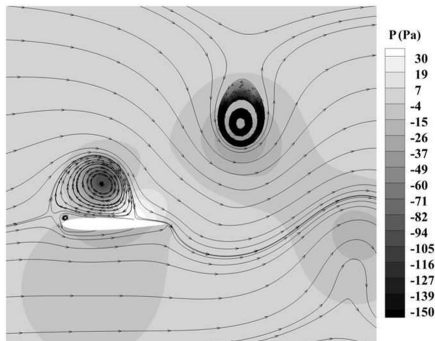


شکل ۱۴- حلقه تغییرات سرعت در یک دوره نوسان، $x/c=1$

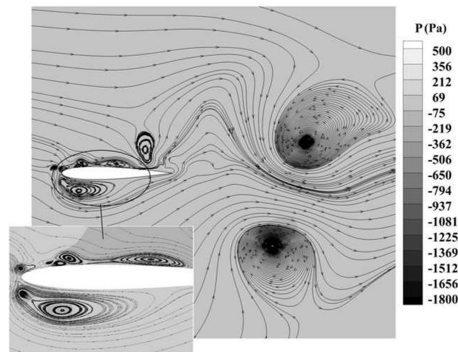
در شکل ۱۵، حلقه هیستریسیس سرعت در حالت حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی در فرکانس کاهیده ۲/۱۱ بررسی شده است. در حالتی که عملگر پلاسمایی روشن است، حلقه هیستریسیس نسبت به حالتی که عملگر خاموش است، بالاتر بوده (سرعت بیشتر است) و پهن‌تر می‌باشد. لذا، عملگر پلاسمایی با به تاخیر انداختن جدایش جریان، موجب تشکیل گردابه‌هایی با قدرت بیشتر در پشت ایرفویل شده و سرعت ریزش گردابه به درون دنباله را افزایش می‌دهد.



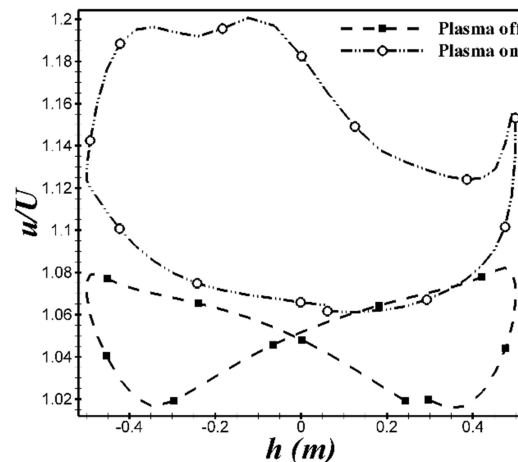
الف- بالاترین مکان نوسان (t = T) در حالت بدون پلازما



ب- پایین‌ترین مکان نوسان (t = T/2) در حالت بدون پلازما

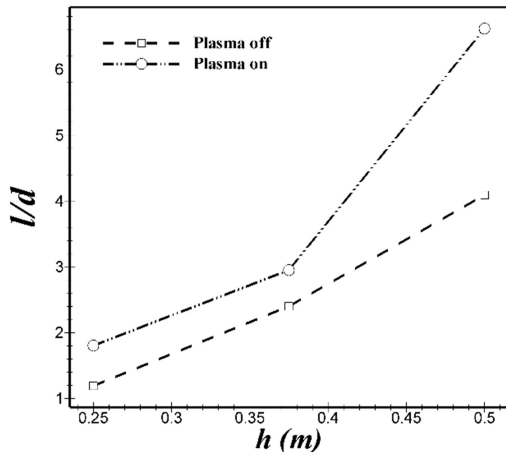


ج- بالاترین محل نوسان (t = T) در حالت پلازما روشن



شکل ۱۵- حلقه هیستریسیس سرعت با و بدون عملگر پلاسمایی، $x/c=1$

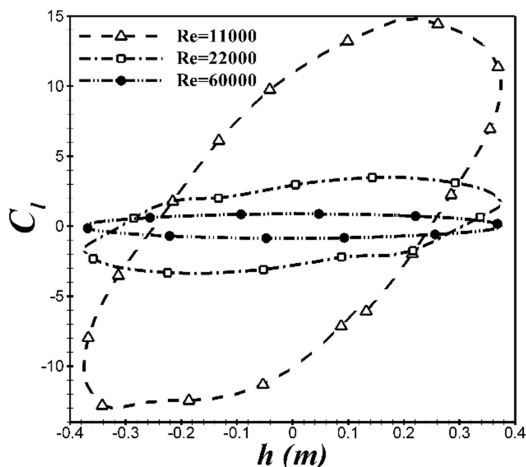
باتوجه به شکل ۱۶، زمانی که عملگر پلاسمایی خاموش است، جدایش جریان از لبه حمله شروع شده و گردابه تشکیل می‌شود که این گردابه از لبه حمله شروع شده و تا نزدیکی لبه فرار ادامه می‌یابد. به علت حرکت ایرفویل به سمت بالا در ناحیه فوقانی فشار زیاد و در ناحیه زیرین فشار کاهش می‌یابد که این اختلاف فشار سبب ایجاد گردابه در لبه حمله می‌شود و این گردابه به علت مومنتوم جریان به سمت لبه فرار حرکت می‌کند. با حرکت ایرفویل به سمت بالا اختلاف فشار بیشتر می‌شود و سبب رشد گردابه می‌شود و در بالاترین دامنه که بیشترین اختلاف فشار را دارد گردابه به نیمه ایرفویل رسیده و در این مکان به



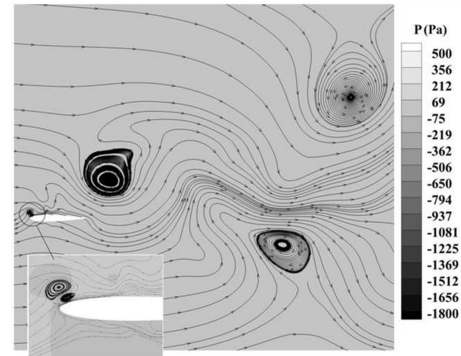
شکل ۱۸- بازده آبرودینامیکی متوسط برحسب دامنه نوسان در حضور و عدم حضور عملگر پلاسما

۳-۶- بررسی اثرات تغییر عدد رینولدز

برای بررسی اثر تغییر عدد رینولدز بر ضرایب آبرودینامیکی، سه عدد رینولدز به ترتیب 11×10^3 ، 22×10^3 و 60×10^3 دامنه نوسان m 0.375 و فرکانس کاهیده $2/11$ در نظر گرفته شده است. با توجه به شکل ۱۹، با افزایش عدد رینولدز حلقه هیسترسیس باریک تر شده است یا به عبارت دیگر با آشفته شدن جریان، مقدار ضریب برآ در حرکت رو به بالا و رو به پایین به هم نزدیک شده و مقدار آن کاهش می یابد. در شکل ۲۰، تاثیر عملگر پلاسمایی بر ضریب برآ بررسی شده است؛ مقدار ضریب برآ در حالتی که عملگر پلاسما روشن است نسبت به حالت خاموش آن، افزایش یافته است. در عدد رینولدز 22×10^3 مقدار افزایش ضریب برآ قابل توجه می باشد. اما در رینولدز 60×10^3 مقدار ضریب برآ در حرکت رو به بالا، افزایش کمی داشته اما در حرکت رو به پایین، عملگر پلاسمایی تأثیر چندانی بر مقدار ضریب برآ ندارد.



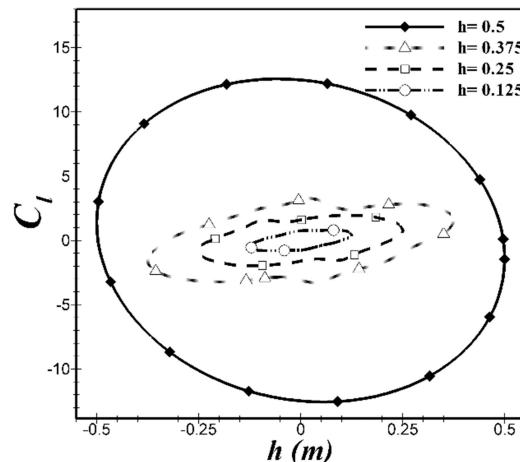
شکل ۱۹- ضریب برآ برحسب دامنه نوسان در رینولدزهای مختلف



د- پایین ترین محل نوسان ($t = T/2$) در حالت پلاسما روشن
شکل ۱۶- کانتور فشار و خطوط جریان حول ابرفویل با نوسان انتقالی در حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی در $h=0.5$ c و $k=2.11$

۲-۶- بررسی اثرات تغییر دامنه نوسان

برای بررسی اثر تغییر دامنه نوسان، چهار مقدار برای دامنه نوسان در نظر گرفته شده و نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. مقادیر دامنه نوسان بترتیب 0.5 ، 0.375 ، 0.25 و 0.125 بوده که در عدد رینولدز 11×10^3 و فرکانس کاهیده $1/0.5$ اعمال می شوند. با توجه به شکل ۱۷ مشاهده می شود با افزایش دامنه نوسان، حلقه هیسترسیس پهن شده و مقدار ضریب برآ افزایش می یابد. در شکل ۱۸، بازده آبرودینامیکی (نسبت نیروی برآ به نیروی پسا) متوسط در دامنه نوسان m 0.375 ارائه شده است. با افزایش دامنه نوسان، بازده آبرودینامیکی افزایش یافته است و زمانی که عملگر پلاسما روشن است، موجب بهبود عملکرد آبرودینامیکی شده است.



شکل ۱۷- اثر تغییر دامنه نوسان روی ضریب برآ در نوسان انتقالی

[4] Katzmayr R., Effect of periodic changes of angle of attack on behavior of airfoils, *National Advisory Committee for Aeronautics*, Patent No. NACA-TM-147 1922.

[5] Freymuth P., Propulsive vortical signature of plunging and pitching airfoils, *ALAA J.*, Vol. 26, No. 7, pp. 881-883, 1988.

[6] Koochesfahani M. M., Vortical patterns in the wake of an oscillating airfoil, *ALAA J.*, Vol. 27, No. 9, pp. 1200-1205, 1989.

[7] Lai J. C. S., and Platzer M. F., Jet characteristics of a plunging airfoil, *ALAA J.*, Vol. 37, No. 12, pp.1529-1537, 1999.

[8] Cleaver D.J., Wang Z., Gursul I., Lift Enhancement on Oscillating Airfoils, *39th AIAA Fluid Dynamics Conference*, San Antonio, Texas, pp. 2009-4028, 2009.

[9] Jayaraman B., Shyy W., Lian Y., Low Reynold's number flow control using Dielectric Barrier Discharge actuators, *AIAA 37th Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Miami, pp. 2007-3974, 2007.

[10] Mukherjee S., Roy S., Enhancement of Lift and Drag Characteristics of an Oscillating Airfoil in Deep Dynamic Stall Using Plasma Actuation, *50th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, Nashville, Tennessee, pp. 2012-702, 2012.

[11] Walker S., Segawa T., Mitigation of flow separation using DBD plasma actuators on airfoils: A tool for more efficient wind turbine operation, *Renewable Energy*, Vol. 42, pp. 105-110, 2012.

[12] Corke T., Bowles P., Matlis E., Stall detection on a leading edge plasma actuated pitching airfoil using onboard measurement, *AIAA 47th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Orlando, Florida, pp. 2009-2093, 2009.

[۱۳] سلماسی، ع.، شادآرام، آ.، میرزایی، م.، و شمس طالقانی، آ.، بررسی عددی و تجربی اثر یک عملگر پلاسمایی بر کرایایی ایرفویل NLF0414 در زوایای حمله پس از واماندگی، *مجله مکانیک مدرس، دانشگاه تربیت مدرس*، د. ۱۲، ش. ۶، ص ۱۰۴-۱۱۶، ۱۳۹۱.

[۱۴] شمس طالقانی، آ.، شادآرام، آ.، میرزایی، م.، مطالعه تجربی کنترل ریزش گردابه به وسیله عملگرهای پلاسمایی، *مجله علمی پژوهشی مهندسی مکانیک تبریز، دانشگاه تبریز*، د. ۴۲، ش. ۲، ص ۱۰۴-۱۱۶، ۱۳۹۱.

[15] W. Shyy, H. Aono, C. Kang, H. Lio, An introduction to flapping wing aerodynamics, *Cambridge University Press*, Vol. 37, 2013.

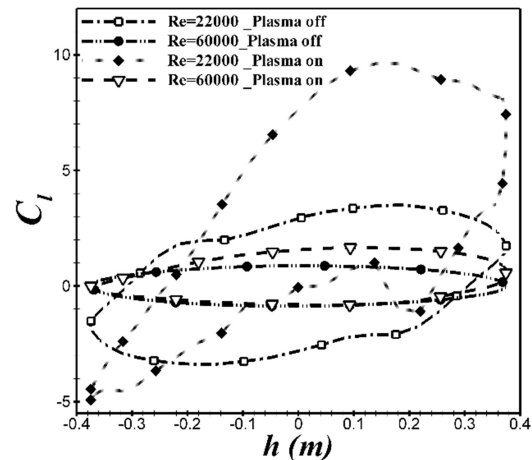
[16] Lei J., Guo F., Huang C., Numerical study of separation on the trailing edge of a symmetrical airfoil at a low Reynolds number, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 26, No. 4, pp. 918-925, 2013.

[17] Rezaei F., Roohi E., Pasandideh- Fard M., Stall simulation of flow around an airfoil using LES model and comparison of RANS models at low angle of attack, *Proceedings of The 15th Conference On Fluid Dynamics*, Bandar Abbas, Iran, December 18-20, 2013.

[18] Shyy W., Jayaraman B., Anderson A., Modeling of Glow-Discharge Induced Flow Dynamics, *J. Appl. Phys.*, Vol. 92, No. 11, pp. 6434-6443, 2002.

[19] Mekadem M., Chettibi T., Hanchi S., Keirsbulck L., Labraga L., Kinematic optimization of 2D plunging airfoil motion using the Resp onse Surface Methodology, *Applied Physics & Engineering*, Vol. 13, No. 2, pp. 105-120, 2012.

[۲۰] سلطانی، م. و دلایی، م.، بررسی تجربی اثرات فرکانس کاهش یافته روی دنباله جریان یک ایرفویل در حرکت انتقالی، *دوازدهمین کنفرانس دینامیک شماره ۱، دانشگاه نوشیروانی بابل، ایران*، ۱۳۸۸.



شکل ۲۰- ضریب برآ در رینولدزهای مختلف در حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی

با توجه به شکل‌های ۱۹ و ۲۰ مشخص است که عدد رینولدز تاثیر مهمی بر ضرایب آیرودینامیکی دارد. مقدار ضریب برآ در رینولدز 11×10^3 نسبت به دو رینولدز دیگر، تقریباً ۵ برابر می‌باشد. همچنین در عدد رینولدز 22×10^3 تاثیر عملگر پلاسمایی بر افزایش ضریب برآ قابل توجه است. اما با افزایش عدد رینولدز، تاثیر عملگر پلاسمایی هم بر افزایش ضریب برآ کاهش می‌یابد (شکل ۲۰).

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، تاثیر عملگر پلاسمایی بر تولید نیروی پیشران و ضریب برآ حول عددی ایرفویل ناکا 0.012 تحت نوسان انتقالی مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین اثر پارامترهای مؤثر بر آن (فرکانس کاهیده، دامنه نوسان و عدد رینولدز) در حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی مطالعه شد. نتایج نشان دادند که، با افزایش فرکانس کاهیده مقدار ضریب برآ افزایش می‌یابد. با بررسی پروفیل سرعت مشخص شد که، با افزایش فرکانس کاهیده، گردابه‌هایی که از ایرفویل جدا می‌شوند با قدرت بیشتری به درون دنباله ریخته شده و قدرت گردابه‌ها افزایش می‌یابد و همین امر موجب کاسته شدن نوسان‌های تغییرات سرعت در دنباله می‌شود. نیروی پسای اصطکاکی که بر سرعت گردابه‌ها تأثیر می‌گذارد نیز کمتر می‌شود کاهش پسای اصطکاکی در جریان موجب افزایش سرعت می‌شود در نتیجه، مقدار نیروی پیشران و دامنه نیروی افزایش می‌یابد. با افزایش دامنه نوسان، بازده آیرودینامیکی افزایش، ولی با افزایش عدد رینولدز کاهش می‌یابد. عملگر پلاسمایی، موجب افزایش ضریب برآ و تولید نیروی پیشران می‌شود. همچنین بازده آیرودینامیکی را نیز بهبود می‌بخشد.

۸- مراجع

- [1] Platzer M. F., Jones K. D., Young J., and Lai J. S., Flapping wing aerodynamics: progress and challenges, *AIAA journal*, vol. 46, No. 9, pp. 2136-2149, 2008.
- [2] Knoller R., Die Gesetze des Luftwiderstandes, *Flug-und Motortechnik (Wien)*, Vol. 3, No. 21, pp. 1-7, 1909.
- [3] Betz A., Ein Beitrag zur Erklarung des Segelfluges, *Zeitschrift fur Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, Vol. 3, No. 1, pp. 269-272, 1912.