

بهبود ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل نوسانی در واماندگی دینامیکی با استفاده از عملگر پلاسمایی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۱۱/۱۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۶/۲۵

غلامرضا عبدی زاده^{۱*}، سجاد قاسملوی^۲

۱. کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، G.Abdizadeh@aut.ac.ir

۲. استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران.

چکیده

یکی از روش‌های نوین در زمینه کنترل جریان فعال استفاده از عملگر پلاسمایی است که به وسیله تزریق مومنتوم به لایه مرزی سبب جلوگیری از جدایش جریان می‌شود. هدف از این تحقیق، بررسی عددی استال دینامیکی روی ایرفویل NACA0012 در حالت نوسان پیچشی و برخی عوامل مؤثر بر آن در حضور عملگر پلاسمایی و بدون آن است. این عوامل فرکانس نوسان، دامنه نوسان و عدد رینولدز هستند. همچنین ساختار میدان جریان و گردابه‌های ایجاد شده برای درک بهتر چگونگی رخداد این پدیده بررسی شده است. مدل‌سازی به صورت دوبعدی و مدل آشفتگی مورد استفاده $k-\omega$ SST می‌باشد. نتایج نشان می‌دهد زمانی که عملگر پلاسمای حضور ندارد، با افزایش دامنه و فرکانس نوسان، واماندگی دینامیکی در زوایای حمله بالاتری اتفاق می‌افتد. همچنین با افزایش عدد رینولدز، ضریب لیفت ایرفویل کاهش یافته و حلقه هیستریزیس نمودار ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله کوچک‌تر می‌شود. اما در حضور عملگر پلاسمایی، استال دینامیکی اتفاق نمی‌افتد و ضرایب آیرودینامیکی بهبود می‌یابد. با بررسی ساختار جریان مشاهده می‌شود که عامل اصلی پدیده واماندگی دینامیکی تشکیل یک سری گردابه‌های کم‌فشار در لبه حمله و فروریزش این گردابه‌ها به سمت انتهای ایرفویل و در نتیجه جدایش آن‌ها از سطح ایرفویل می‌باشد. پس از گردابه اولیه، گردابه ثانویه‌ای تشکیل می‌شود که موجب افزایش ناگهانی ضریب لیفت می‌شود. اما زمانی که عملگر پلاسمای روشن می‌شود، جدایش جریان به تأخیر افتاده و قدرت و اندازه گردابه کاهش بسیاری یافته است.

واژه‌های کلیدی: ایرفویل نوسانی، استال دینامیکی، عملگر پلاسمایی، ساختار جریان، گردابه

Improve aerodynamic coefficients on dynamic stall oscillating airfoil by using Plasma Actuators

Gholamreza Abdizadeh¹, Sajad Ghasemloo²

1. MSc, Aerospace University Complex, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran, g_abdizadeh@mut.ac.ir

2. Assistant Professor, Aerospace University Complex, Malek-Ashtar University of Technology, Tehran

Abstract

Plasma actuator is one of the newest devices in flow control techniques which can delay separation by inducing external momentum to the boundary layer of the flow. In this paper, dynamic stall behavior has been studied for a NACA0012 airfoil undergoing pitching motion by a numerical approach in the with and without of plasma actuator. The oscillation frequency, amplitude and the Reynolds number were found to be the major contributors in dynamic stall. The flow field structure and the associated vortices for this airfoil as well as the effect of the oscillation frequency on aerodynamic efficiency were also studied. The two dimensional flow field was numerically investigated and the $k-\omega$ SST turbulence model was utilized for the present analysis. The results indicates that in the without plasma actuator, increasing the oscillation frequency and amplitude cause the dynamic stall occur at higher angles of attack. Furthermore, Increasing the Reynolds number reduces the lift coefficient and the hysteresis loop slender.

But if plasma actuator is on, dynamic stall would not happen and aerodynamic coefficients would improve. The flow field structure revealed that the main cause of the dynamic stall is a series of low pressure vortices formed at the leading edge which shed into downstream and separate from the surface. A secondary vortex will then appear and increase the lift coefficient dramatically. When plasma actuator is on, separation is delayed and the strength and size vortex is much reduced.

Keywords: Oscillating airfoil, Dynamic stall, Plasma actuator, Flow structure, Vortex.



۱. مقدمه

یکی از مسائل مهم و کاربردی در علوم آیرودینامیکی، تحلیل جریان ناپایا حول اجسام متحرک از جمله ایرفویل‌ها، بال‌های محدود و دیگر اجسام متحرک دارای جریان خارجی می‌باشد. در میان این مباحث، مبحث ایرفویل‌های نوسانی بسیار اهمیت دارد چراکه در عمل، بسیاری از این ایرفویل‌ها نوسانات نسبتاً ریز و سریعی دارند که ممکن است به پیدایش پدیده‌های گوناگون آیرودینامیکی منجر شود که در ضرایب لیفت و درگ آن تأثیر زیادی بگذارد. تحلیل و بررسی تجربی این گونه اجسام هزینه‌بر است. در نتیجه تحلیل عددی این گونه مسائل می‌تواند بسیار مؤثر باشد. به خصوص امروزه که به واسطه پیشرفت نسبی در مباحث جریان آشفته، نتایج حاصل از حل عددی به نتایج تجربی نزدیک‌تر شده است.

در میان همه حالت‌های حرکت‌های نوسانی ایرفویل، یکی از مهم‌ترین حرکت‌های یک ایرفویل، حرکت پیچشی^۱ آن می‌باشد که در واقع در این نوع حرکت، ایرفویل حول خطی عمود بر مقطع عرضی ایرفویل نوسان می‌کند. در این نوع حرکت، ضرایب لیفت و درگ نیز نوسانی خواهند بود که بسیار مهم است. در مبحث ایرفویل نوسانی پیچشی، رفتار جریان حول ایرفویل به عوامل مهمی از قبیل دامنه نوسانات، فرکانس نوسانات، زاویه حمله متوسط و هندسه ایرفویل و همچنین به‌طور ویژه‌ای به عدد رینولدز و ماخ بستگی دارد. در چنین ایرفویلی، یک گردابه که به آن گردابه لبه حمله^۲ گفته می‌شود در لبه حمله گسترش می‌یابد و در نزدیکی دیواره به سمت لبه فرار حرکت می‌کند. به تبع آن، این گردابه رشد کرده و به افزایش ضخامت لایه مرزی و جدایش جریان منجر می‌شود. هنگامی که این حباب در

لبه حمله جاری می‌شود جریان کاملاً وامانده شده و یک اتلاف ناگهانی در ضریب لیفت و افزایش ناگهانی ضریب درگ القا می‌کند. با کاهش موارد القاشده، جریان در نهایت دوباره از لبه حمله به جسم متصل می‌شود [۱]. یکی از مهم‌ترین نتایجی که در بررسی حرکت پیچشی ایرفویل‌ها به دست می‌آید، شناخت و بررسی بهتر پدیده استال دینامیکی^۳ می‌باشد. استال یا واماندگی دینامیکی پدیده‌ای است که به واسطه ریزش گردابه‌ها روی سطح بال در حال نوسان در زوایای حمله زیاد به وجود می‌آید. بنابراین برای شناخت بهتر این پدیده باید ساختار جریان را مورد بررسی قرار داد. این پدیده یک سری شرایط غیر تعادلی و قوی توربولانسی را در جریان به وجود می‌آورد که سبب می‌شود تولید انرژی جنبشی توربولانسی با میزان اتلاف انرژی جریان برابر نباشد [۲].

یکی از موارد نمود استال دینامیکی در پره توربین‌های بادی با محور عمودی می‌باشد. در واقع این پدیده در عملکرد نوک پره‌های توربین در نسبت سرعت‌های پایین تأثیر زیادی دارد که این تأثیرات خود به لرزش، سروصدا و کاهش میزان قدرت خروجی توربین منجر می‌شود. استال دینامیکی عموماً در ایرفویل‌های نوسانی‌ای که به سرعت، حرکت پیچشی انجام می‌دهند نمود بیشتری دارد و خود این پدیده برای توصیف تأخیر در استال روی بال‌ها به کار می‌رود. این پدیده می‌تواند به‌طور قابل ملاحظه‌ای مهم‌تر از استال استاتیکی باشد و عموماً با تولید یک نیروی لیفت بزرگ در یک بازه زمانی کوچک همراه است [۳].

فرایند استال دینامیکی به چهار مرحله اصلی جریان متصل، توسعه گردابه لبه حمله، پیدایش و جاری شدن گردابه ثانویه پس از استال و اتصال مجدد جریان تقسیم می‌شود. آزمایش‌های متعدد نشان می‌دهد که میدان



جریان برای یک استال دینامیکی قوی، با شکل‌گیری اولیه، رشد، انتقال و فروریزش یک گردابه بزرگ^۴ روی قسمت کم‌فشار^۵ ایرفویل مشخص می‌شود [۱].

در مقاله‌های منتشرشده مرتبط با این بحث می‌توان به مقاله برتون^۶ اشاره نمود که مقاله‌ای تجربی و آزمایشگاهی در زمینه ایرفویل نوسانی است [۱]. همچنین تیسانگ^۷ در سال ۲۰۰۸ با اندازه‌گیری نیرو، آزمایش‌هایی تجربی روی استال دینامیکی ایرفویل نوسانی انجام داد [۴]. اکبری^۸ در سال ۲۰۰۳ با روش گردابه^۹، پژوهش‌هایی عددی درباره یک ایرفویل نوسانی پیچشی برای بررسی استال دینامیکی انجام داد [۵]. هاس^{۱۰} در سال ۲۰۰۲ نتایج به‌دست‌آمده از حل عددی حول یک ایرفویل پیچشی نوسانی در رینولدزهای بالا با آزمایش‌های تجربی برتون و پیزیالی^{۱۱} را مقایسه کرد [۶].

اکبری و پرایس^{۱۲} [۷] با روش ورتکس، واماندگی دینامیکی در نوسان پیچشی را شبیه‌سازی کردند. آن‌ها در این پژوهش اثرات چندین عامل مانند فرکانس کاهنده، عدد رینولدز و زاویه برخورد را بررسی کردند. نتایج آنان نشان داد که فرکانس کاهنده، تأثیر زیادی بر میدان جریان نسبت به بقیه پارامترها دارد.

امیرعلایی^{۱۳} و همکارش [۸] تأثیر پارامترهای ناپایا، یعنی، دامنه نوسان، فرکانس کاهشی و عدد رینولدز را بر عملکرد آیرودینامیکی رینولدز پایین حرکت پیچشی هارمونیکی ایرفویل NACA ۰۰۱۲ در جریان تراکم‌ناپذیر و آرام برای محدوده عدد رینولدز بین ۵۵۵ تا ۵۰۰۰ بررسی کردند. آن‌ها همچنین ضرایب لیفت لحظه‌ای را با داده‌های تحلیلی روش تئودورسن مقایسه کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که پارامترهای مذکور مقادیر بیشینه نیروهای آیرودینامیکی را با توجه به ساختار جریان اطراف افزایش یا کاهش می‌دهد. دامنه

نوسان و فرکانس کاهشی اثر زیادی در شیب منحنی لیفت نداشت. همچنین مشاهده کردند که دامنه نوسان، فرکانس کاهشی و عدد رینولدز در تغییر تعداد، قدرت و حتی زاویه الگوهای گرداب ایجادشده مؤثر بود. با توجه به اهمیت زیاد پارامترهای مذکور در عملکرد آیرودینامیکی، دسترسی به ضریب لیفت مطلوب، نیازمند انتخاب دقیق این پارامترهاست.

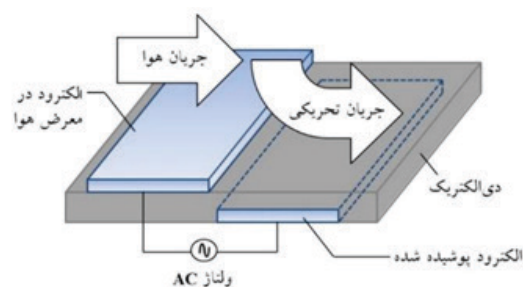
اخیراً کیم و چانگ^{۱۴} [۹] اثر عدد رینولدز در محدوده ۲۰۰۰ تا ۵۰۰۰۰ را بر ویژگی‌های آیرودینامیکی ایرفویل NACA ۰۰۱۲ دارای حرکت پیچشی با زاویه حمله صفر درجه و دامنه نوسان ۶ درجه و فرکانس کاهشی ثابت ۰/۱ در آزمایشی بررسی کردند. در مقایسه با مطالعات قبلی، آن‌ها به لحاظ کمی ویژگی‌های آیرودینامیکی ناپایا را با توجه به ترتیب زمانی تغییر عدد رینولدز مشخص کردند.

کنترل جریان روی سطح ایرفویل اهمیت زیادی در طراحی وسایل نقلیه هوایی دارد. محرک‌های مختلفی برای کنترل جریان وجود دارد اما اخیراً محرک پلاسمای تخلیه مانع دی‌الکتریک توجه محققان را به‌عنوان یک دستگاه آیرودینامیکی کنترل جریان به خود جلب کرده است. این محرک معمولاً از یک الکتروود در معرض هوا و

یک الکتروود تعبیه‌شده در قسمت زیرین که با یک ورق دی‌الکتریک از هم جدا می‌شوند تشکیل شده است. الکتروودها در ولتاژ و فرکانس بالا انرژی می‌گیرند که باعث می‌شود هوا در طول الکتروود تعبیه شده یونیزه شود که در نهایت یک جت کوچک در نزدیکی سطح تولید می‌کند. نمونه پیکربندی الکتروودهای نامتقارن تخلیه مانع دی‌الکتریک در شکل ۱ نشان داده شده است. از مزایای محرک پلاسمای این است که چون کاملاً الکترونیکی است به اجزای محرک نیاز ندارد، پاسخ سریع و جرم بسیار کم و نیاز به توان ورودی کمی دارد و



شبیه‌سازی عددی آن آسان است.



شکل ۱. عملگر پلاسمایی و اجزای تشکیل‌دهنده آن [۱۴]

برای کنترل فعال جدایش جریان روی یک ایرفویل NACA ۰۰۲۴ استفاده شد. آزمایش در سرعت جریان آزاد 10 m/s در تونل باد نوع دم‌منده مدار باز با اندازه مقطع تست $200 \times 200 \times 600 \text{ mm}$ انجام شد. مقایسه عملکرد بین الکترودهای واقع در لبه پیشرو و یک چهارم وتر در زوایای حمله ۱۶، ۱۲، ۸ درجه ایجاد شد.

در مقاله فان و شین^{۱۸} [۱۳]، جریان ناپایا حول یک ایرفویل نوسانی NACA ۰۰۱۲ شبیه‌سازی عددی شده است. عملگر پلاسمایی مدل شده، فشار القایی به میزان 2 kPa در شرایط آزمایش معمولی و در سطح ایرفویل در طول صفر و ده درصد وتر ایرفویل قرار گرفته است. محرک پلاسمای در زوایای که استال رخ می‌دهد (از ۵ تا ۲۵ درجه)، قادر است استال دینامیکی را اندکی به تأخیر اندازد و نوسانات توزیع فشار را در حرکت روبه پایین^{۱۹} ضعیف کند. در نتیجه ناحیه گردابه‌های پشت ایرفویل نیز کاهش می‌یابد. اثر تحریک پلاسمای با فرکانس‌های مختلف پالس پلاسمای، مکان اعمال و فرکانس کاهیده، تغییر می‌کند. ضریب برآ با انتخاب نوع محرک پلاسمای، فرکانس‌های متفاوت پلاسمای، محل اعمال محرک و زاویه حمله، می‌تواند تا ۷۰ درصد افزایش یابد. از مزایای کلیدی محرک پلاسمای این است که، پدیده استال دینامیکی را با مصرف حداقل انرژی در سطح ایرفویل کنترل می‌کند.

سلماسی و همکاران [۱۴] در پژوهشی، اثر یک عملگر پلاسمایی بر کارایی ایرفویل NLF ۰۴۱۴ در زوایای حمله پس از واماندگی را به صورت عددی و تجربی بررسی کردند. نتایج نشان می‌دهد که حضور عملگر پلاسمایی روی سطح ایرفویل و در نزدیکی شروع جدایش سبب جابه‌جا 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

برای بررسی نقش عملگر پلاسمای در کنترل جریان رینولدز پایین، شای^{۱۵} و همکارانش [۱۰]، جریان گذرنده روی ایرفویل SD ۷۰۰۳ را در زوایای حمله مختلف شبیه‌سازی کردند و به این نتیجه رسیدند که عملگر پلاسمای موجب افزایش مداوم ضریب لیفت و کاهش ضریب درگ به خصوص در زوایای حمله بالا می‌شود.

در مقاله مخرجی و روی^{۱۶} [۱۱] جریان دوبعدی عبوری از روی ایرفویل نوسانی NACA ۰۰۱۲ در عدد رینولدز ۱۳۵۰۰۰ با استفاده از مدل شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ شبیه‌سازی پس‌از آن، اثر محرک پلاسمای در کنترل جریان روی این ایرفویل نوسانی از لحاظ نظری پیش‌بینی شد. نتایج برای محرک‌های پلاسمایی قرار گرفته در موقعیت‌های لبه پیشرو، 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 لیفت تا $2/29$ درصد افزایش و درگ تا $5/12$ درصد کاهش می‌یابد. چنین بهبود پیش‌بینی شده‌ای در مشخصه‌های لیفت و درگ با استفاده از محرک پلاسمای کاربرد بسیار مفید این وسیله کنترل جریان را در افزایش عملکرد ایرفویل‌های نوسانی نشان می‌دهد. در مقاله والکر و سگاوا^{۱۲} [۱۲] محرک‌های پلاسمایی تخلیه مانع دی‌الکترونیک



روی سطح ایرفویل سبب افزایش ۳۵ درصدی نسبت ضریب نیروی برآ به ضریب نیروی درگ و یاد در حقیقت بازده ایرفویل در این زاویه حمله می‌شود.

در این پژوهش، شبیه‌سازی عددی اثر عملگر پلاسمایی با روش شای بر جریان حول ایرفویل NACA ۰۰۱۲ تحت نوسان پیچشی در جریان ناپایا، تراکم‌ناپذیر، آشفته و دوبعدی انجام گرفته است. تأثیر فرکانس کاهشی، دامنه نوسان و عدد رینولدز بر ضرایب آیرودینامیکی در دو حالت، حضور و عدم حضور عملگر پلاسمایی بررسی شده است. تأثیر عملگر پلاسمایی بر ضرایب آیرودینامیکی و کنترل واماندگی دینامیکی - که نشان‌دهنده بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل یادشده است - بررسی و تحلیل شده و در بخش نتایج ارائه شده است.

۲. معادلات حاکم و مدل‌های توربولانسی

معادله‌های حاکم بر جریان ناپایا، آشفته، دوبعدی و تراکم‌ناپذیر برای سیال با خواص ثابت و بدون در نظر گرفتن نیروهای حجمی به صورت رابطه‌های (۱) و (۲) است [۱۵].

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

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

معادله‌های حاکم بر جریان، به روش حجم محدود حل شده‌اند. در این روش، مدل سیال موردنظر به صورت المان‌های حجمی، انتگرال‌گیری می‌شود. معادله‌های انتگرالی به دست آمده گسسته‌سازی شده و در نهایت معادله‌های به دست آمده در فرایندی تکراری حل می‌شود. 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^{۲۰} و برای گسسته‌سازی معادله مومنتم از روش مرتبه دوم استفاده شده است. برای مدل‌سازی آشفته‌گی جریان نیز از مدل آشفته‌گی K- ω SST استفاده شده که از نوع مدل دو معادله‌ای بر پایه گردابه-لزجت^{۲۱} می‌باشد.

یکی از زیر مدل‌های پر کاربرد مدل K- ω ، مدل انتقال تنش برشی K- ω SST می‌باشد. این مدل شامل یک معادله لزجت گردابه اصلاح شده برای محاسبه اثرات انتقال تنش برشی آشفته‌گی اصلی می‌باشد. مدل K- ω SST اساساً برای شبیه‌سازی جریان‌های با گرادیان فشار معکوس قوی و محاسبه بسیار دقیق محل جدایش ارائه شده است [۱۶]. فرمول‌بندی کامل این مدل به صورت رابطه‌های (۳) و (۴) است [۱۷].

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k U_i)}{\partial x_i} = \quad (3)$$

$$\tilde{P}_k - c \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega U_i)}{\partial x_i} = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 +$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] +$$

$$2(1-F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}$$

که F_1 و $CD_{k\omega}$ از رابطه‌های (۵) و (۶) زیر به دست می‌آید:

$$F_1 = \tanh \left\{ \left[\min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right), \frac{\rho u_{i2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right] \right]^4 \right\} \quad (5)$$

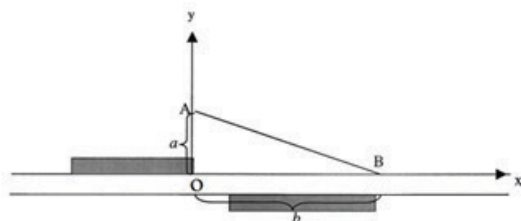


(۶)

این، آن‌ها دریافتند که شدت پلاسما روی لبه الکتروود 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 الکتروود 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].

جدول ۱. ثابت‌های مدل $k-\omega$ SST [۱۷]

مقدار	ثابت‌های مدل $k-\omega$ SST
۰/۰۷۵	β_1
۰/۰۸۲۸	β_1
۰/۰۹	β^*
۰/۳۱	a_1
۰/۵	$\sigma_{\omega 1}$
۰/۸۵۶	$\sigma_{\omega 2}$
۰/۵	σ_{k1}
۱	σ_{k1}



شکل ۲. شمایی 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:

$$|E| = E_0 - k_1 x - k_2 y \quad (11)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left[2\rho\sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-20} \right]$$

y فاصله تا نزدیک‌ترین دیواره است. در حقیقت تابع F_1 تابعی ترکیبی است که مدل $k-\omega$ SST برای انتقال تدریجی بین مدل $K-\omega$ استاندارد در نزدیکی دیواره به ویرایشی از $K-\varepsilon$ رینولدز بالا در مناطق دور از لایه مرزی از آن استفاده می‌کند. F_1 برابر با صفر برای دور از سطح (مدل $K-\varepsilon$) و برابر با یک برای درون لایه مرزی (مدل $K-\omega$) می‌باشد. لزجت گردابه آشفته نیز از رابطه (۷) محاسبه می‌شود [۱۷].

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (7)$$

که S ثابت اندازه‌گیری نرخ کرنش و F_2 تابع دوم ترکیبی طبق رابطه (۸)، همچنین P_k و \tilde{P}_k به صورت رابطه‌های (۹) و (۱۰) محاسبه می‌شود.

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right] \quad (8)$$

$$P_k = \mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right] \quad (9)$$

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

ثابت‌های موجود در رابطه‌های بالا نیز از ترکیب ثابت‌های مدل $K-\varepsilon$ و $K-\omega$ به دست می‌آیند و به صورت جدول (۱) می‌باشند [۱۷].

۳. شبیه‌سازی عددی نیروی حاصل از عملگر

برای مدل‌سازی عملگر پلاسمایی از مدل شای و همکارانش استفاده شده است. آن‌ها به تجربه دریافتند که تأثیرات پلاسما فقط روی سطح فوقانی الکتروود پوشیده از ماده دی‌الکتریک قابل توجه است. علاوه بر



فقط در ناحیه پلاسما به سیال اعمال می شود از تابع دلتا استفاده می شود.

$$\left\{ \begin{array}{l} \delta = 1 \text{ for } E < E_{cr} \\ \delta = 0 \text{ for } E \geq E_{cr} \end{array} \right\} \quad (15)$$

در رابطه ۱۵، E_{cr} شدت میدان الکتریکی در حالت شکست می باشد. مقدار نیروی مؤثر بر مولکول های خنثی به صورت رابطه ۱۶ است.

$$\begin{aligned} f_{effx} &= \alpha f_x \delta \\ f_{effy} &= \alpha f_y \delta \end{aligned} \quad (16)$$

در این رابطه، α فاکتور راندمان برخورد است. همان طور که گفته شد این نیرو فقط در طول زمان Δt (زمانی که پلاسما در حال شکل گیری است) به سیال اعمال می شود که فقط شامل نیمی از چرخه تناوب است که تولید پلاسما فقط در طی این بازه زمانی انجام می شود. از نیروی حجمی حاصل در نیمه دوم چرخه جریان متناوب می توان به دلیل عدم تولید یا مقدار بسیار کم پلاسما صرف نظر کرد. همچنین به دلیل فرکانس بالای تخلیه، می توان مقدار نیروی اعمالی بر سیال را به صورت متوسط زمانی ثابت فرض کرد که در تمام طول چرخه ثابت است و تغییر نمی کند. مقدار نیروی حجمی متوسط را می توان به صورت رابطه ۱۷ تعریف کرد.

$$\begin{aligned} F_{tavex} &= \frac{f_{effx} \Delta t}{T_t} \\ F_{tavexy} &= \frac{f_{effy} \Delta t}{T_t} \end{aligned} \quad (17)$$

در این حالت می توان زمان T_t را به جای زمان یک چرخه جریان متناوب، زمان کل اعمال ولتاژ نامید. بنابراین نیروی متوسط اعمالی را می توان در نهایت به صورت رابطه ۱۸ نوشت.

در رابطه ۱۱، مقدار شدت میدان الکتریکی در نقطه ۰ است که با رابطه $E_0 = \frac{V}{d}$ محاسبه می شود. در این رابطه V ولتاژ بیشینه میان دو الکترود و d فاصله جدایش میان الکترودها در راستای x است. مقدار ثوابت k_1 و k_2 نیز با استفاده از این شرط حاصل می شوند که شدت میدان الکتریکی در مرز میان پلاسما و سیال برابر مقدار شکست ۲۲ است. به عبارت دیگر می توان نوشت:

$$k_1 = \frac{E_0 - E_b}{b} \quad (12)$$

$$k_2 = \frac{E_0 - E_b}{a}$$

در رابطه ۱۲، E_b شدت میدان الکتریکی در حالت شکست است. اجزای میدان الکتریکی در راستای x و y به صورت رابطه ۱۳ است.

$$E_x = \frac{Ek_2}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} \quad (13)$$

$$E_y = \frac{Ek_1}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}}$$

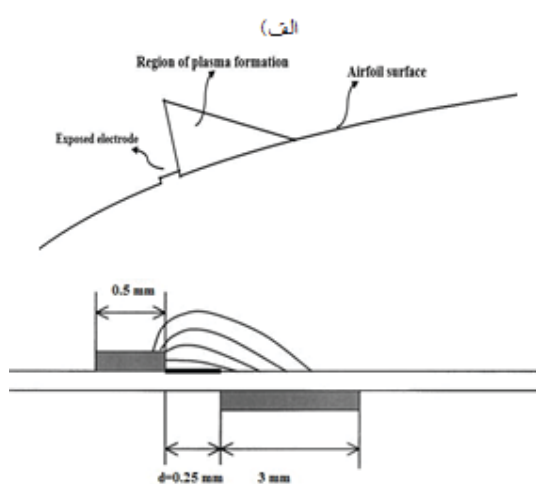
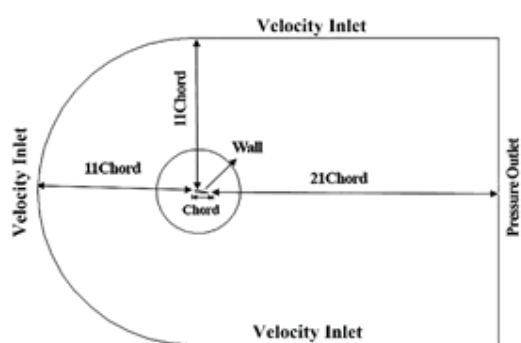
زمان مورد توجه در بررسی تأثیر عملگر پلاسمایی روی سیال، مدت زمان تخلیه پلاسما (Δt) است. به دلیل تخلیه سریع الکترودها، انتقال مومنتوم به سیال، فقط در طول بخشی از چرخه جریان متناوب رخ می دهد که مقدار زمان Δt در مقایسه با زمان جریان سیال بسیار کم است. بنابراین اجزای نیروی حجمی در راستای x و y را می توان به صورت رابطه ۱۴ محاسبه کرد.

$$\begin{aligned} f_x &= E_x \rho_c e_c \\ f_y &= E_y \rho_c e_c \end{aligned} \quad (14)$$

که در رابطه ۱۴، e_c بار مقدماتی^{۲۳} و ρ_c چگالی بار است. برای اعمال این محدودیت که نیروی حجمی فوق



ایرفویل به عنوان بعد مکانی، 10^5 است.



(ب)

شکل ۳. الف) دامنه حل (ب) شماتیک عملگر پلاسمایی شبیه‌سازی شده

شبکه‌بندی حول ایرفویل از دو قسمت تشکیل شده است. یک قسمت ناحیه دایره‌ای شکل است که نوسان ایرفویل در این ناحیه انجام می‌شود و در نتیجه سلول‌های موجود در این شبکه متحرک می‌باشند، با توجه با شکل (۴) قسمت دیگر بخش خارج از این قسمت دایروی است که همان مرز دور دست است، همچنین شبکه از نوع بی‌سازمان می‌باشد.

زاویه نصب ایرفویل ۱۲ درجه است. برای بررسی حساسیت شبکه نسبت به حل، از سه شبکه ریز و متوسط و درشت استفاده شده است. در شبکه درشت تعداد نقاط روی ایرفویل ۱۵۰ نقطه و در شبکه متوسط

$$F_{lavex} = \mathcal{G} f_{effx} \Delta t \quad (18)$$

در رابطه ۱۸، \mathcal{G} فرکانس ولتاژ اعمالی است. با جایگذاری رابطه ۱۳ در رابطه ۱۴، و در نهایت جایگزینی رابطه ۱۶ در رابطه ۱۸ در رابطه مذکور، نیروی حاصل از عملگر پلاسمایی به صورت زیر خلاصه می‌شود.

$$F_{lavex} = \frac{\mathcal{G} \alpha \rho_c e_c \Delta t E}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} k_2 \delta \quad (19)$$

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

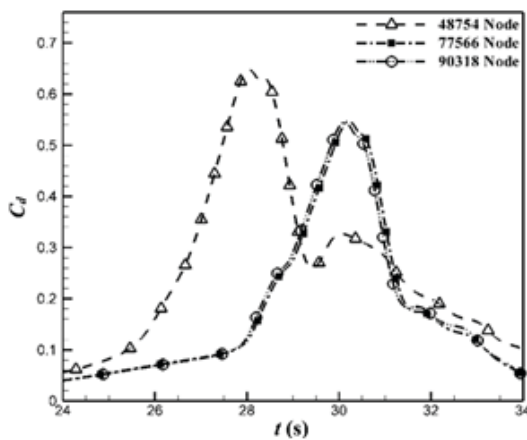
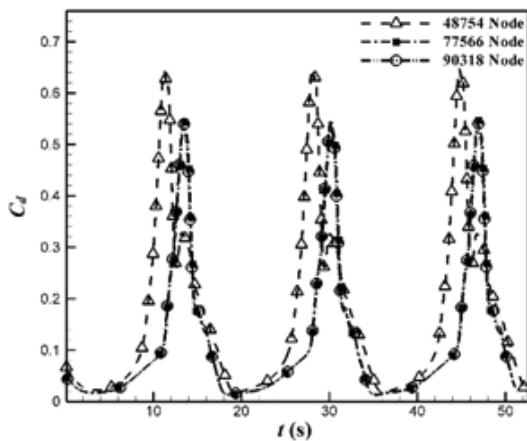
رابطه ۱۹، نشان‌دهنده نیروهای حجمی حاصل از عملگر پلاسمایی است که شای و همکارانش ارائه کردند. همان‌طور که گفته شد این نیرو فقط در ناحیه مثلی کوچکی در بالای عملگر ایجاد می‌شود [۱۸]. شبیه‌سازی عددی در نرم‌افزار انسیس فلونت ۱۷ انجام گرفته و مقدار نیروی حجمی با یک کد تعریف شده توسط کاربر^{۲۴} که در پیوست آورده شده، محاسبه و از طریق قسمت ترم چشمه^{۲۵} نرم‌افزار، به معادلات مومنتوم اضافه شده است. در ادامه نتایج حاصل از شبیه‌سازی ارائه می‌شود.

۴. تولید شبکه و شرایط مرزی

برای بررسی تأثیر نوسان بر ضرایب آیرودینامیکی، از سه شبکه با سلول‌های متفاوت استفاده شده است. فاصله مرکز ایرفویل NACA ۰۰۱۲ از مرزهای آزاد و ورودی برابر ۱۱ و از مرز خروجی ۲۱ می‌باشد و از بالا و پایین ۱۱ برابر طول وتر در نظر گرفته شده است که در شکل (۳) مشاهده می‌شود. مقدار فشار در مرز خروجی نیز برابر فشار جریان آزاد می‌باشد که مقدار آن 101325 پاسکال است. عدد رینولدز جریان با احتساب مقدار وتر

جدول ۲. مشخصات شبکه‌های مورد بررسی

تعداد گره روی ایرفویل	مشخصات شبکه لایه‌مرزی			تعداد سلول	شبکه
	میزان رشد	فاصله اولین سلول	تعداد لایه		
۱۵۰	۱/۱	۰/۰۰۰۰۵۴	۴۲	۴۸۷۵۶	۱
۲۰۰	۱/۱	۰/۰۰۰۰۵۴	۴۲	۷۸۵۶۸	۲
۲۰۰	۱/۱	۰/۰۰۰۰۵۴	۶۰	۹۰۳۱۸	۳

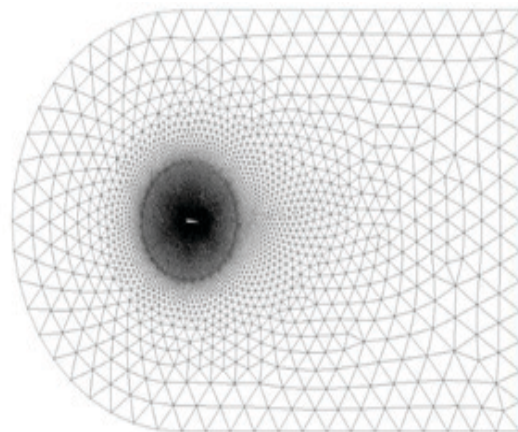


شکل ۵. حساسیت شبکه نسبت به تعداد سلول از نمای دور و نزدیک

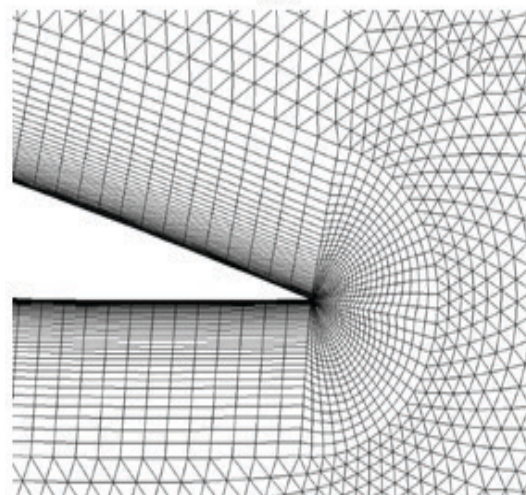
برای بررسی حساسیت حل به گام زمانی نیز، از سه گام زمانی متفاوت روی بهترین شبکه انتخاب شده در بررسی حساسیت شبکه استفاده شده است. این گام‌های زمانی ۰/۰۰۵ و ۰/۰۱ و ۰/۰۲ هستند.

مقادیر ضریب لیفت با زاویه حمله ۱۲ درجه در یک دوره نوسان ایرفویل با فرکانس کاهش ۰/۱۸۸ بررسی شد که در شکل (۶) نتایج آن آورده شده است. با توجه به

و ریز ۲۰۰ نقطه انتخاب شده است. دیگر جزئیات در جدول (۲) مشاهده می‌شود. با مقایسه این سه شبکه، مشاهده شد که در شبکه با ۷۸۵۶۸ سلول، مقادیر ضرایب درگ، نسبت به شبکه با ۹۰۳۱۸ سلول، تغییر چندانی نداشته است. از سوی دیگر شبکه با ۴۸۷۵۶ سلول، نسبت به این دو شبکه مقادیر درگ متفاوت‌تری دارد که در شکل (۵) مشاهده می‌شود. در نتیجه شبکه متوسط که سلول‌های کمتری دارد، به عنوان شبکه اصلی انتخاب شده است. لازم به ذکر است که y^+ مطلوب شبکه‌ها حدود ۱ می‌باشد.



(الف)

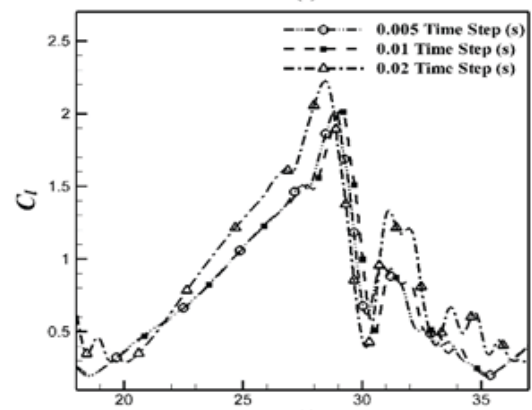
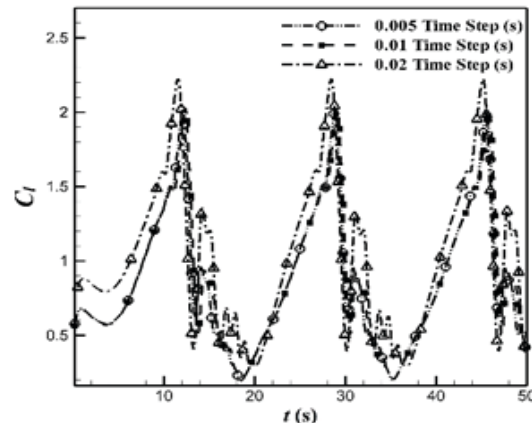


(ب)

شکل ۶. شبکه بی‌سازمان حول ایرفویل ناکا ۰۰۱۲ با لایه‌مرزی (الف) نمای کلی، (ب) نمای لایه‌مرزی



این شکل، می‌توان گفت که نتایج مربوط به گام زمانی ۰/۰۵ و ۰/۰۱ بسیار به هم نزدیک می‌باشند که با توجه به این اختلاف اندک گام زمانی بیشتر یعنی ۰/۰۱ انتخاب شده است.



شکل ۶. حساسیت شبکه نسبت به گام زمانی از نمای دور و نزدیک

۵. اعتبارسنجی حل عددی

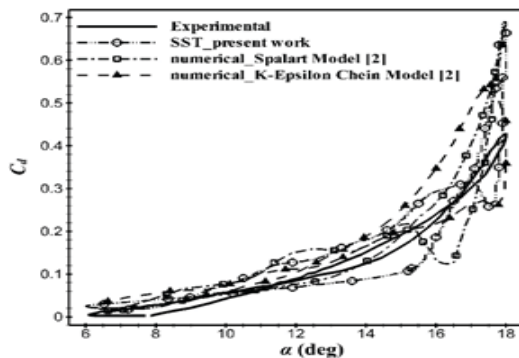
برای بررسی اعتبار روش حل استفاده شده در این مقاله، از پژوهش برتون که مقاله‌ای تجربی است [۱] و مقاله مارتینت [۲] استفاده شده است. در این مقاله‌ها، از ایرفویل NACA ۰۰۱۲ با مشخصات جدول (۳) استفاده شده که نتایج آن در شکل (۷) و (۸) آورده شده است. در این شکل‌ها می‌توان مقایسه‌ای بین روش SST K- ω مربوط به این مقاله و روش تجربی برتون و روش عددی مارتینت را مشاهده نمود.

برای بررسی اعتبار روش حل عددی شبیه‌سازی

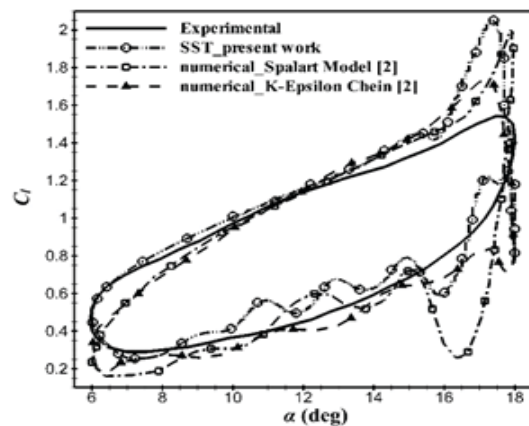
عملگر پلاسمای، از مقاله جایرمن^{۲۷} و همکارانش [۱۰] استفاده شده که در آن تأثیر عملگر پلاسمای بر ایرفویل SD۷۰۰۳ بررسی شده است. شرایط شبیه‌سازی عملگر پلاسمایی طبق جدول ۵ است. جزئیات بیشتر شرایط جریان در جدول ۴ ارائه شده است. همچنین شکل (۹) مقایسه نمودار ضریب فشار حل عددی و مقاله جایرمن را نشان می‌دهد. می‌توان گفت که درصد خطای حل عددی ۳/۸ درصد بوده که قابل قبول بوده و دقت خوبی دارد.

جدول ۳. پارامترهای فیزیکی نمونه مورد آزمایش برتون و همکاران [۱]

مقدار پارامتر	پارامترهای فیزیکی نمونه تجربی
۱۰ ^۵	عدد رینولدز (برحسب طول ایرفویل)
۱۲ درجه	زاویه نصب ایرفویل
۶ درجه	دامنه نوسان
۰/۱۸۸	فرکانس نوسان



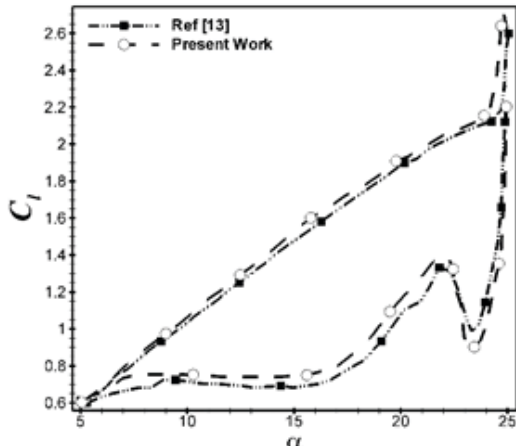
شکل ۷. ضریب درگ برحسب زاویه حمله در مقایسه با نتایج تجربی



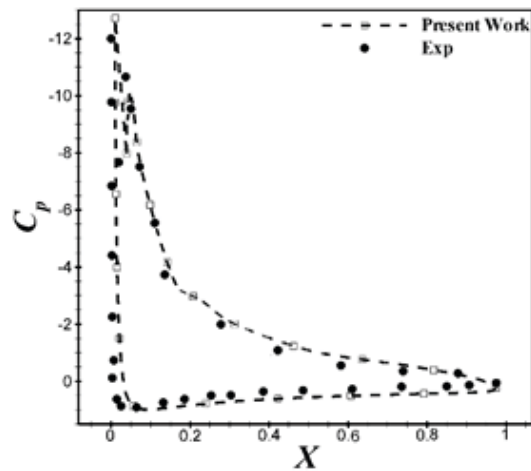
شکل ۸. ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در مقایسه با نتایج تجربی

جدول ۸. پارامترهای فیزیکی نمونه اعتبارسنجی [۱]

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



شکل ۱۰. ضریب لیفت در حضور عملگر پلاسمایی روی ایرفویل نوسانی ۰۰۱۲ NACA



شکل ۹. توزیع ضریب فشار در حضور عملگر پلاسمایی روی ایرفویل SD 7003

۶. بحث و بررسی نتایج

این پژوهش ساختار جریان حول ایرفویل NACA 0012 در حالت نوسانی را بررسی کرده است که در نهایت به مشاهده نحوه تأثیر گردابه لبه حمله بر استال دینامیکی و تأثیر شدت توربولانسی و تغییر دامنه نوسان و عدد رینولدز بر این پدیده منجر شده است. معادله‌های نوسان ایرفویل به صورت رابطه‌های (۱۱) و (۱۲) هستند.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin(2ft) \quad (11)$$

$$\omega = 2\alpha f \cos(2ft) \quad (12)$$

در رابطه (۱۱) α_0 ، زاویه نصب ایرفویل، α_1 ، دامنه نوسان و f ، فرکانس کاهش می‌یابد. همان‌طور که گفته شد، در این مطالعه مدل آشفتگی SST-k- ω برای بررسی به کار گرفته شده است. پارامترهای انتخاب شده برای مدل سازی عملگر پلاسما در جدول ۵ مشاهده می‌شود.

۶-۱. بررسی اثرات تغییر دامنه نوسان

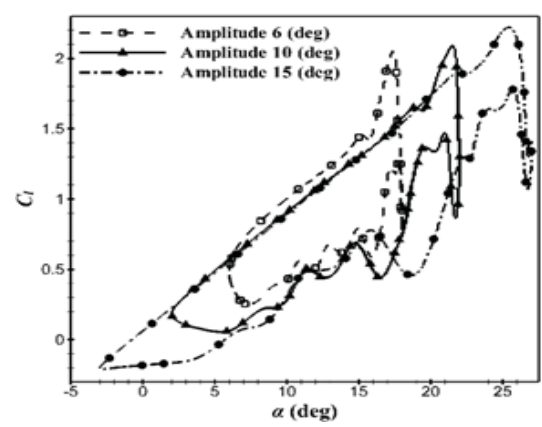
همان‌طور که در مقدمه نیز اشاره شد، یکی از عوامل تأثیرگذار در استال دینامیکی و ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل، تغییرات دامنه نوسان است که اثر آن در

همچنین، برای بررسی بیشتر اعتبار روش حل عددی شبیه‌سازی عملگر پلاسما، از مقاله فان و شین [۱۳] استفاده شده که در آن تأثیر عملگر پلاسمایی بر ایرفویل نوسانی NACA 0012 بررسی شده است. عملگر پلاسمایی مدل شده، دارای فشار القایی ۲kPa بوده و در صفر درصد طول وتر ایرفویل قرار داده شده است. معادله نوسان ایرفویل $\alpha(t) = 15 + 10 \sin(\omega t)$ بوده و رینولدز جریان 4×10^6 و فرکانس کاهش می‌یابد. نمودار شکل ۱۰ مقایسه ضریب لیفت حل عددی و مرجع [۱۳] را نشان می‌دهد. بیشترین درصد اختلاف بین حل عددی و مرجع در زاویه حمله‌های بالا ۶ درصد است. پس می‌توان گفت که حل عددی انجام شده دقت مناسبی دارد و قابل قبول است.

شکل‌های (۱۱) و (۱۲) مشاهده می‌شود. این نمودار برای سه حالت در دامنه نوسان ۶ و ۱۰ و ۱۵ درجه در فرکانس ۰/۱۸۸ و عدد رینولدز ۱۰^۶ رسم شده است. با توجه به شکل (۱۱) می‌توان اظهار داشت که با افزایش دامنه نوسان، مقدار ماکزیمم ضریب لیفت افزایش یافته و مینیمم آن نیز کمتر شده است. در واقع با افزایش دامنه، استال دینامیکی قوی‌تری را شاهد هستیم. زیرا میزان افت و خیز ضریب لیفت بیشتر از مقدارش در دامنه‌های کم می‌باشد. هرچند که زاویه استال نیز به تبع آن بیشتر شده است. در واقع با افزایش دامنه نوسان شاهد تأخیر در استال دینامیکی هستیم. یعنی هر چه دامنه نوسان افزایش می‌یابد استال دینامیکی در زوایای حمله بیشتری اتفاق می‌افتد.

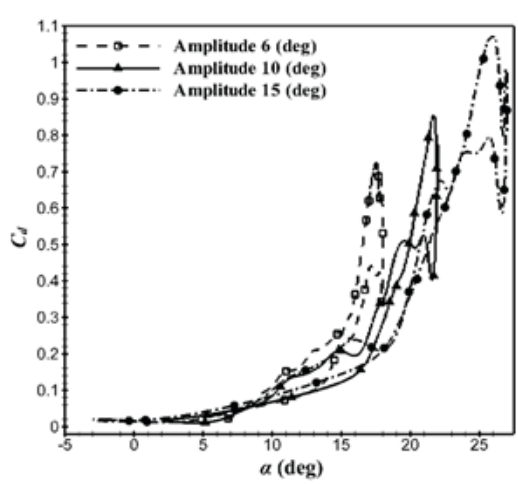
جدول ۵. پارامترهای انتخاب شده برای مدل‌سازی عملگر پلاسما [۱۷]

پارامتر	واحد	مقدار
θ فرکانس ولتاژ اعمال شده	Hz	۳۰۰۰
ρ_c چگالی عدد الکترون	۱/m ^۳	1×10^{۱۷}
e_c بار الکترون	coulombs	$1/60.2 \times 10^{-۱۹}$
Δt زمان تخلیه پلاسما	Sec	67×10^{-۶}
E_b قدرت میدان الکتریکی	V/m	3×10^6
V ولتاژ اعمال شده	Volts	۴۰۰
α ضریب راندمان برخورد	-	۱



شکل ۱۱. ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در دامنه نوسان‌های متفاوت

با توجه به شکل (۱۲) و تغییرات ضریب درگ می‌توان نتیجه گرفت که ابتدا این تغییر دامنه در مقدار مینیمم آن تأثیر چندانی نداشته است اما با افزایش دامنه نوسان، ماکزیمم ضریب درگ نیز افزایش یافته است.

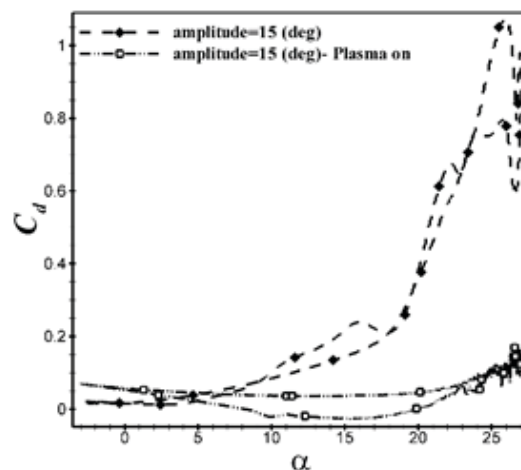
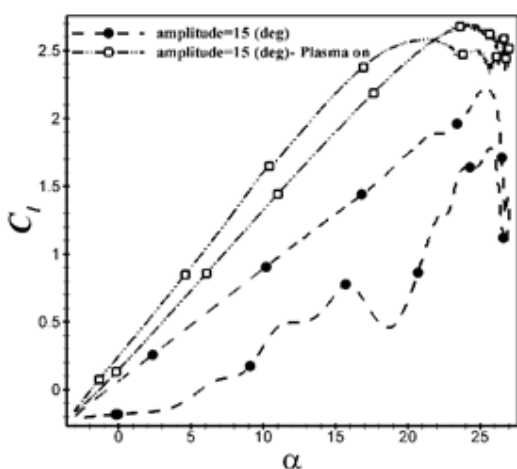
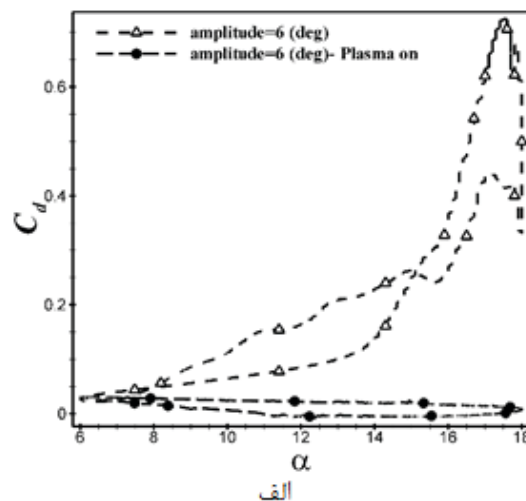
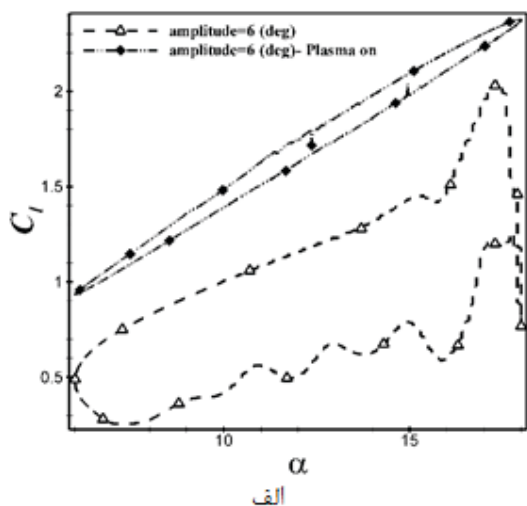


شکل ۱۲. ضریب درگ برحسب زاویه حمله در دامنه نوسان‌های متفاوت

در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ تأثیر عملگر پلاسما بر کاهش ضریب درگ و افزایش ضریب لیفت مشاهده می‌شود. همان‌طور که در شکل (۱۳) مشخص است وقتی عملگر پلاسما روشن است ضریب درگ به خصوص در زوایای حمله بالا، کاهش چشمگیری داشته است. همچنین در حالت عملگر پلاسما روشن نیز، با افزایش دامنه نوسان، مقدار مینیمم آن تغییر چندانی نداشته است اما با افزایش دامنه نوسان، ماکزیمم ضریب درگ نیز افزایش یافته است.

با توجه به شکل ۱۴، که مقایسه مقدار ضریب لیفت را در حالت پلاسما روشن و خاموش با تغییر دامنه نوسان، نشان می‌دهد، وقتی عملگر پلاسما روشن است ضریب لیفت در تمامی زوایای حمله، افزایش یافته است. همچنین استال دینامیکی در زاویه حمله بالا، کاملاً به وسیله عملگر پلاسما کنترل شده است. همچنین در

حالت عملگر پلاسما روشن، با افزایش دامنه نوسان، مقدار ماکزیمم ضریب لیفت افزایش یافته و مینیمم آن نیز کمتر شده است.



شکل ۱۴. ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در دامنه نوسان‌های متفاوت با حضور عملگر پلاسما

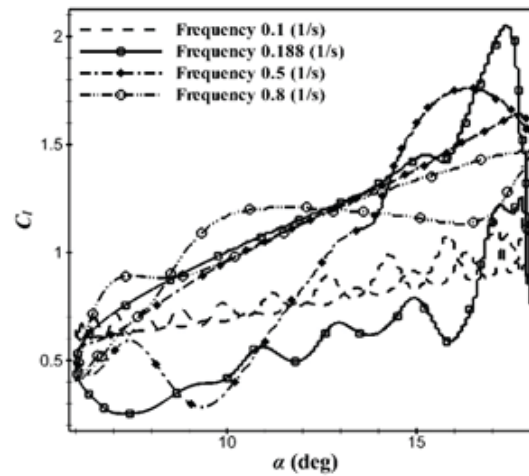
شکل ۱۳. ضریب درگ برحسب زاویه حمله در دامنه نوسان‌های متفاوت با حضور عملگر پلاسما

۲-۶. بررسی اثرات فرکانس نوسان

یکی از عوامل مؤثر در تغییرات ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل نوسانی و در نتیجه استال دینامیکی، فرکانس نوسانات می‌باشد. از سوی دیگر در نمودارهای ضریب لیفت برحسب زاویه حمله با توجه به تعریف واماندگی، که تغییرات ناگهانی در ضریب لیفت در زوایای حمله بالاست، می‌توان زوایای واماندگی دینامیکی و اثرات فرکانس نوسانات بر آن را مشاهده کرد.

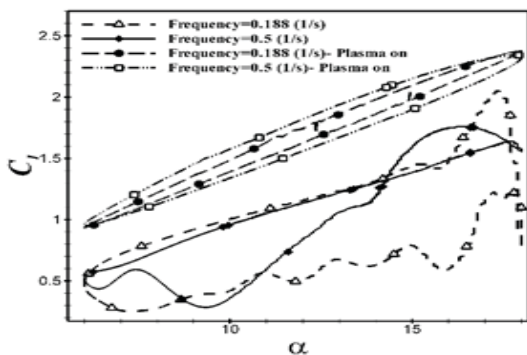
با توجه به شکل (۱۵) مشاهده می‌شود که به ازای افزایش فرکانس در زوایای ۶ تا ۱۲ درجه، که همان زاویه نصب است ضریب لیفت افزایش می‌یابد و با افزایش زاویه حمله از ۱۲ تا ۱۸ درجه، افزایش فرکانس باعث کاهش ضریب لیفت شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود، در حرکت رو به بالای ایرفویل^{۲۸} استال دینامیکی به ترتیب برای فرکانس‌های ۰/۲ و ۰/۵ و ۰/۸، مقادیر ۱۶/۶ و ۱۷/۶ و ۱۸ درجه هستند، در نتیجه با افزایش فرکانس، استال دینامیکی به زوایای حمله بالاتر منتقل می‌شود و اثرات ناشی از استال دینامیکی کم‌رنگ‌تر می‌شود. در واقع افزایش فرکانس سبب هموارتر شدن منحنی شده است که این بدان

معناست که افتوخیز ضریب لیفت در فرکانس‌های بالاتر کمتر است.

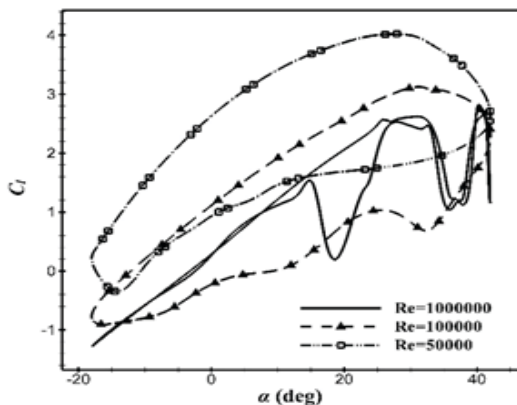


شکل ۱۵. ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در فرکانس‌های متفاوت

عدد رینولدز، مشاهده می‌شود. با توجه به شکل (۱۷) مشاهده می‌شود که با افزایش عدد رینولدز، ضریب لیفت کاهش یافته و در شکل (۱۸) مقادیر ضریب درگ در زاویه حمله ماکزیمم و مینیمم تغییر چندانی نداشته است. اما با افزایش عدد رینولدز دامنه حلقه هیستریسیس کم شده است.



شکل ۱۶. ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در فرکانس‌های متفاوت با حضور عملگر پلاسما



شکل ۱۷. ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در اعداد رینولدز متفاوت

همچنین با توجه به شکل (۲۰) می‌توان اظهار داشت که، با روشن شدن عملگر پلاسما، مقدار ضریب لیفت در زوایای حمله مثبت کاهش یافته است. همچنین دامنه حلقه هیستریسیس خیلی کم شده است یعنی مقدار ضریب لیفت در فاز حرکت روبه بالا و روبه پایین ایرفویل خیلی به هم نزدیک است. در حالت پلاسما روشن، با افزایش عدد رینولدز یعنی آشفته‌تر شدن جریان، در

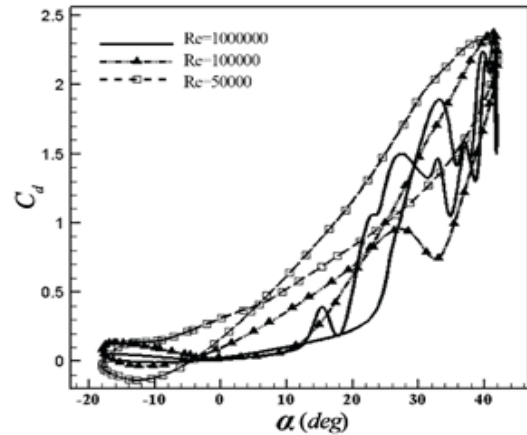
همچنین، با توجه به شکل ۱۶، که مقایسه مقدار ضریب لیفت را در حالت پلاسما روشن و خاموش با تغییر فرکانس نوسان، نشان می‌دهد؛ می‌توان بیان نمود که وقتی عملگر پلاسما روشن است ضریب لیفت در تمامی زوایای حمله، افزایش یافته است. همچنین استال دینامیکی در زاویه حمله بالا، کاملاً با عملگر پلاسما کنترل شده است. همچنین در حالت عملگر پلاسما روشن نیز، با افزایش فرکانس نوسان، حلقه هیستریسیس پهن‌تر شده و این بدین معنی است که در زاویه حمله برابر، مقدار نیروی لیفت تولیدی بیشتر می‌شود. مقدار ماکزیمم و مینیمم با تغییر فرکانس نوسان تقریباً ثابت مانده است.

۳-۶. بررسی اثر عدد رینولدز

برای بررسی اثر عدد رینولدز از مدل آشفته‌گی $k-\omega$ SST با فرکانس نوسان 0.5 و دامنه نوسان 30° درجه استفاده شده است. در شکل‌های ۱۷ و ۱۸، مقدار ضریب لیفت و درگ در حالت پلاسما خاموش با تغییر



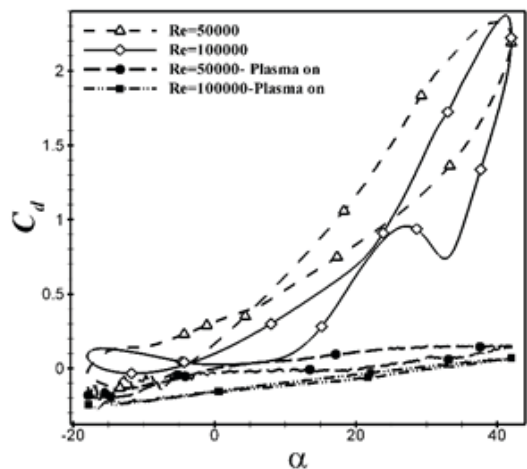
تمامی زوایای حمله مقدار ضریب لیفت کاهش یافته است.



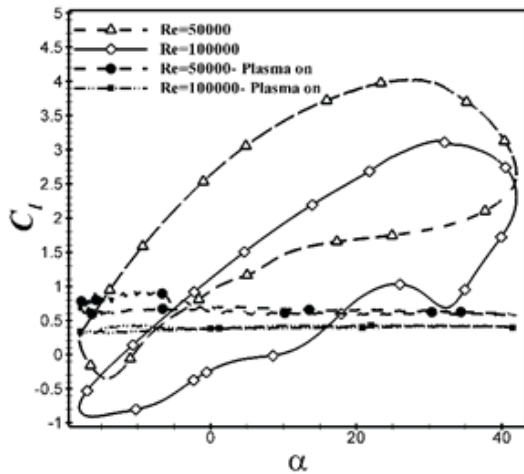
شکل ۱۸. ضریب درگ برحسب زاویه حمله در اعداد رینولدز متفاوت

در شکل‌های ۱۹ و ۲۰، مقایسه مقدار ضریب درگ و لیفت در حالت پلاسما روشن و خاموش با تغییر عدد رینولدز، ارائه شده است.

همان‌طور که در شکل (۱۹) مشخص است وقتی عملگر پلاسما روشن است، ضریب درگ به خصوص در زوایای حمله بالا، کاهش چشمگیری داشته است. همچنین در حالت عملگر پلاسما روشن نیز، با افزایش عدد رینولدز، حلقه هیسترسیس به سمت پایین انتقال یافته یعنی ضریب درگ کاهش یافته است.



شکل ۱۹. ضریب درگ برحسب زاویه حمله در اعداد رینولدز متفاوت در حضور عملگر پلاسما



شکل ۲۰. ضریب لیفت برحسب زاویه حمله در اعداد رینولدز متفاوت در حضور عملگر پلاسما

همان‌طور که مشاهده شد در حالت پلاسما روشن نسبت به حالت عدم حضور عملگر پلاسما، هم مقدار ضریب لیفت و هم مقدار ضریب درگ کاهش یافت. بنابراین برای اینکه بتوان گفت عملگر پلاسما باعث بهبود عملکرد آیرودینامیکی در اعداد رینولدز بررسی شده، گردیده است. مقدار ماکزیمم و مینیمم بازده آیرودینامیکی در جدول ۶ ارائه می‌گردد.

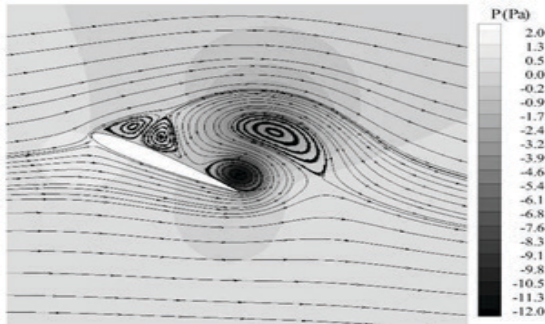
جدول ۶. بیشینه و کمینه مقدار بازده آیرودینامیکی برحسب رینولدز

مقادیر رینولدز	بازده آیرودینامیکی بیشینه	بازده آیرودینامیکی کمینه
Re=50000	۱/۷۸۳۴۹۶	-۶/۰۷۴۷۷
Re=10 ⁵	۱/۳۳۲۰۰۲	-۸/۱۶۳۱۵۸
Re=50000-Plasma on	۴/۵۴۵۴۵۵	-۴/۴۷۸۵
Re=10 ⁵ -Plasma on	۶/۶۴۶۰۵۹	-۱/۳۳۴۶۲

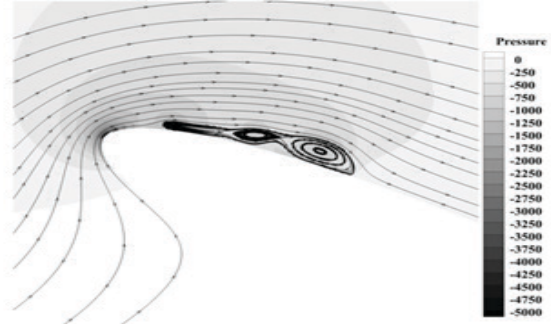
با توجه به جدول کاملاً مشخص است که عملگر پلاسما باعث بهبود ضرایب آیرودینامیکی شده است.

۴-۶. بررسی ساختار جریان

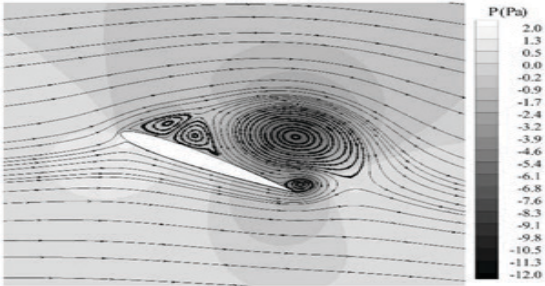
در این قسمت ساختار میدان جریان حول ایرفویل با استفاده از دامنه ۱۵ درجه، فرکانس ۰/۱۸۸، شدت توربولانس ۰/۱ درصد و عدد رینولدز ۱۰^۵ با مدل



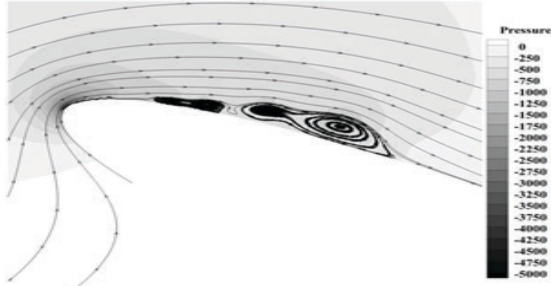
11.7 degree upstroke- Plasma off



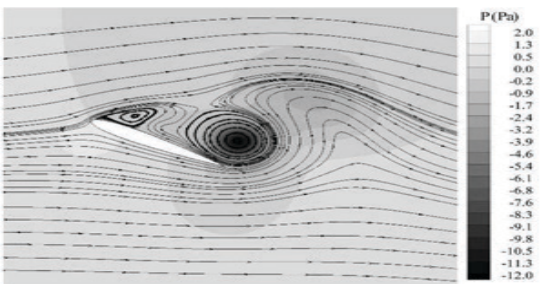
11.7 degree upstroke- Plasma on



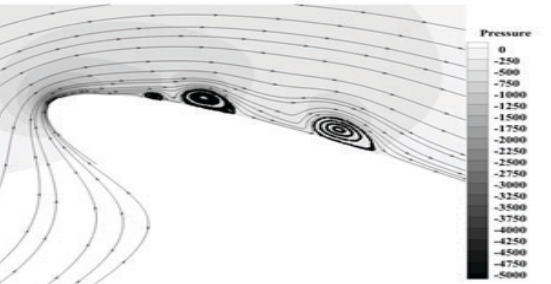
13.8 degree upstroke- Plasma off



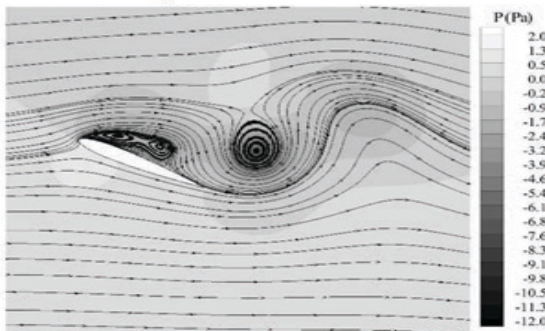
13.8 degree upstroke- Plasma on



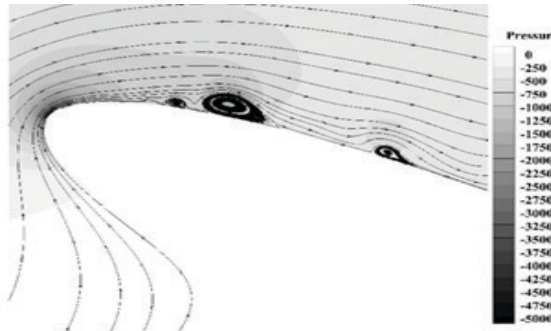
15.8 degree downstroke- Plasma off



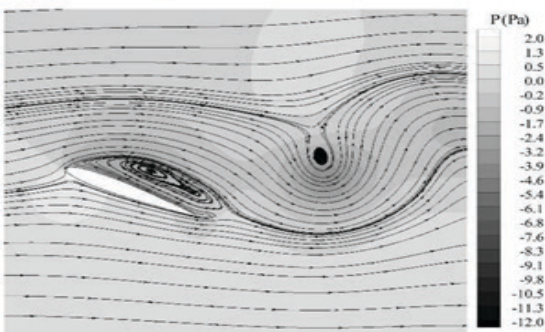
15.8 degree downstroke- Plasma on



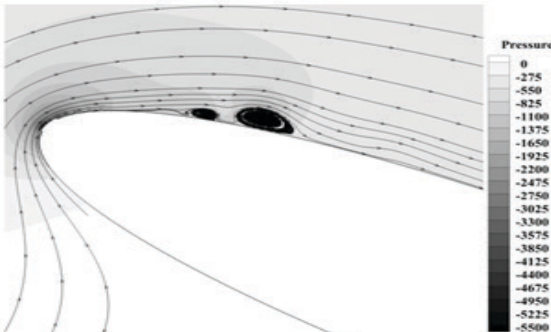
17.7 degree downstroke - Plasma off



17.7 degree downstroke - Plasma on



20 degree downstroke - Plasma off



20 degree downstroke - Plasma on

شکل ۲۱. کانتورهای فشار به همراه خطوط جریان در یک دوره تناوب در دو حالت پلاسما روشن و خاموش



SST $k-\omega$ بررسی شده است. این موضوع عموماً پذیرفته شده است که گردابه لبه حمله، حامل یک موج کم فشار است که نیروی لیفت قابل ملاحظه‌ای را در زوایای حمله بالا تا زمانی که گردابه به انتهای ایرفویل برسد تولید می‌کند. از سوی دیگر فروریزش گردابه لبه حمله باعث تغییرات شدید در ضریب لیفت و درگ می‌شود. همچنین در فاز حرکت روبه پایین ایرفویل در یک سیکل نوسانی، اغلب یک گردابه ثانویه علاوه بر گردابه لبه حمله ایجاد می‌شود که ضریب لیفت را به طور قابل ملاحظه‌ای افزایش می‌دهد. تأثیر این گردابه ثانویه در منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله مشاهده می‌شود. در واقع این تأثیر به صورت یک قلّه مینیمم دار پس از قلّه ایجاد شده با گردابه لبه حمله می‌باشد. اگر به ترتیب از بالا به پایین در شکل (۲۱) به نمودارها دقت شود، مشاهده می‌شود که در حالت حرکت رو به بالا و زوایای حمله زیاد، به تدریج حباب کوچکی در لبه حمله در حال شکل گیری است که با افزایش زاویه حمله، کم کم رشد کرده و یک گردابه بزرگ تر تشکیل می‌شود. این گردابه با توجه به کانتور رسم شده، ناحیه‌ای کم فشار است که در حال رشد و حرکت به سمت انتهای ایرفویل می‌باشد. در یک زاویه نسبتاً بالا و مجزا به ناگاه گردابه بزرگ از سطح ایرفویل جدا شده و گردابه‌های کوچک دیگری در قسمت‌های مختلف ایرفویل تشکیل می‌شود. این موج کم فشار در این قسمت باعث استال دینامیکی شده و پس از آن مشاهده می‌شود که گردابه کوچکی در انتهای ایرفویل در حال رشد می‌باشد که همان گردابه ثانویه است. پس از به انتها رسیدن دامنه و شروع حرکت روبه پایین، همین گردابه ثانویه باعث افزایش ناگهانی ضریب لیفت می‌شود. در نهایت دوباره جریان به سطح ایرفویل متصل شده و گردابه‌ها نیز کاملاً از بین می‌روند تا در

تناوب بعدی همین سیکل تکرار شود.

اما زمانی که عملگر پلاسما روشن است، قدرت و اندازه گردابه‌ها کاهش چشم‌گیری می‌یابد، همچنین جدایش جریان به تأخیر افتاده و اندازه گردابه‌ها بسیار کوچک می‌شود. از دیگر سو پس از جدایش، جریان دوباره روی ایرفویل چسبیده و به آرامی از روی آن عبور می‌کند.

۷. نتیجه‌گیری

همان‌طور که مشاهده شد، تحلیل عددی میدان جریان حول ایرفویل $NACA 0012$ در حالت نوسان پیشگی با نرم‌افزار فلونت در دو حالت بدون حضور عملگر پلاسمایی و عملگر پلاسما روشن با نتایج تجربی مطابقت بسیار خوبی دارد. با بررسی تأثیر عوامل مختلف بر نوسان پیشگی، مشاهده گردید که با افزایش دامنه نوسانات که از جمله خواص مربوط به نوسان ایرفویل می‌باشد، استال دینامیکی در زوایای حمله بیشتری اتفاق می‌افتد. با افزایش فرکانس استال دینامیکی به زوایای حمله بالاتر منتقل شده و اثرات ناشی از استال دینامیکی کمرنگ تر می‌شود. در بررسی تأثیرات عدد رینولدز مشاهده شد که با افزایش عدد رینولدز، ضریب لیفت کاهش می‌یابد و با افزایش این عدد، حلقه هیستریزس تشکیل شده در نمودارهای لیفت بر حسب زاویه حمله کوچک تر شده و همچنین پدیده استال دینامیکی تشدید می‌شود. زمانی که عملگر پلاسما روشن می‌شود باعث کاهش درگ و افزایش لیفت و بهبود ضرایب آیرودنامیکی می‌شود. همچنین عملگر پلاسما موجب شد، استال دینامیکی در زاویه‌های حمله بالاتر اتفاق نیفتاده و با توجه به کانتورهای ارائه شده، باعث به تأخیر افتادن جدایش جریان روی ایرفویل می‌شود.



- Journal of Fluids and Structures, Vol. 24, No. 8, 2008.
- [3] S. Wang, D. B. Ingham, M. Pourkashanian, Z. Tao, Numerical investigations on dynamic stall of low Reynolds number flow, Computers & Fluids, Vol. 39, No. 9, pp. 1529-1541, 2010.
- [4] K. K. Y. Tsang, R. M. C. So, R. C. K. Leung, X. Q. Wang, Dynamic stall behavior from unsteady force measurements, Journal of Fluids and Structures, Vol. 24, No. 1, pp. 129-150, 2008.
- [5] M. H. Akbari, S. J. Price, Simulation of dynamic stall for a NACA0012 airfoil using a vortex method, Journal of Fluids and Structures, Vol. 17, No. 6, pp. 855-874, 2003.
- [6] W. Haase, V. Selmin, B. Winzell, Progress in computational flow-structure interaction: results of the project UNSI, supported by the European Union 1998-2000, First Edition, pp. 177-186, Berlin: Springer, 2003.
- [7] M. H. Akbari, S. J. Price, Simulation of Dynamic Stall for A NACA 0012 Airfoil Using A Vortex Method, Journal of Fluid and Structures, Vol. 3., No.2, pp.75-85, 2003.
- [8] M. R. Amiralaei, H. Alighanbari, S. M. Hashemi, An investigation into the effects of unsteady parameters on the aerodynamics of a low Reynolds number pitching airfoil, Journal of Fluids and Structures, Vol. 26, No. 6, pp. 979-993, 2010.
- [9] D. H. Kim, J. W. Chang, Low-Reynolds-number effect on the aerodynamic characteristics of a pitching NACA0012 airfoil, Aerospace Science and Technology, Vol. 32, No. 1, pp.162-168, 2014.
- [10] W. Shyy, B. Jayaraman, Y. Lian, Low Reynold's number flow control using Dielectric Barrier Discharge actuators, AIAA 37th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Miami, 25-28 June, 2007.
- [11] S. Mukherjee, S. Roy, 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

۸. فهرست علائم

ثابت اندازه گیری نرخ کرنش	S
لزجت گردابه آشفته	ν_t
عدد رینولدز	Re
ولتاژ بیشینه میان دو الکتروود	V
فاصله جدایش میان الکتروودها	d
شدت میدان الکتریکی در حالت شکست	E_{cr}
چگالی بار (kgm^{-3})	ρ_c
بار مقدماتی	e_c
مدت زمان تخلیه پلاسما	Δt
فرکانس ولتاژ اعمالی	θ
مقدار نیروی مؤثر بر مولکول های خنثی	f_{eff}
مقدار نیروی حجمی متوسط	F_{tave}
مقدار متوسط	Ave

۹. پی نوشت ها

- Pitching Motion
- Leading Edge Vortex (LEV)
- Dynamic Stall
- Vortex Shedding
- Suction Side
- Berton
- Tsang
- Akbari
- Vortex Method
- Hass
- Piziali
- Akbari and Price
- Amiralaei
- Kim and Chang
- shyy
- Mukherjee and Roy
- Walker and Segawa
- Phan and Shin
- Down-Stroke
- Simple
- Eddy- Viscosity Model (EVM)
- Breakdown
- Elementary Charge
- User Define Function (UDF)
- Source Term
- Martinat
- Jayaraman
- Up-Stroke

۱۰. ماخذ

- [1] E. Berton, D. Favier, M. Maresca, Embedded l.v. methodology for boundary-layer measurements on oscillating models, 28th Fluid Dynamics Conference AIAA, Snowmass Village: Colorado, pp. 97-125, 1977.
- [2] G. Martinat, M. Braza, Y. Hoarau, G. Harran, Turbulence modelling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil,



```

#define k1 6.54*pow(10,9)
#define k2 2*k1
#define Eo 2.2627*pow(10,7)
#define freq 3000
#define rhoc 1.0*pow(10,17)
#define Eb 3000000
#define deltat 67*pow(10,-6)
#define e 1.602*pow(10,-19)
#define Uo 4000
DEFINE_SOURCE(xmom_source, c, t, dS, eqn)
{
real source;
real E;
real Ex;
real fx;
real x[ND_ND];
C_CENTROID(x,c,t);
E = Eo - k1*(x[0]-.0135) - k2*x[1];
if (E > Eb)
{
Ex = E*k2/pow(pow(k1,2.0)+pow(k2,2.0),.5);
fx = Ex*rhoc*e*freq*deltat;
source = fx;
dS[eqn] = 0.0;
}
else
{
source = 0.0;
dS[eqn] = 0.0;
}
return source;
}
DEFINE_SOURCE(ymom_source, c, t, dS, eqn)
{
real source;
real E;
real Ey;
real fy;
real x[ND_ND];
C_CENTROID(x,c,t);
E = Eo - k1*(x[0]-.0135) - k2*x[1];
if (E > Eb)
{
Ey = E*k1/pow(pow(k1,2.0)+pow(k2,2.0),.5);
fy = Ey*rhoc*e*freq*deltat;
source = fy;
dS[eqn] = 0.0;
}
else
{
source = 0.0;
dS[eqn] = 0.0;
}
return source;
}

```

exposition, 2012.

- [12] S. Walker, T. Segawa, 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.
- [13] M. K. Phan, J. Shin, Numerical investigation of aerodynamic flow actuation produced by surface plasma actuator on 2D oscillating airfoil, *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 29, No. 4, pp. 882-892, 2016.
- [14] A. Salmasi, A. ShadAram, M. Mirzaei, A. Shams Taleghani, Numerical and Experimental Investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 Airfoils' Efficiency after the Stall, *Modares Mechanical Engineering Journal*, Vol. 12, No. 6, pp. 104- 116, 2013. (in Persian فارسی)
- [15] J. Lei, F. Guo, C. Huang, 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.
- [16] F. Rezaei, E. Roohi, M. Pasandideh-Fard, 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.
- [17] F. R. Menter, *Zonal Two Equation k- ω Turbulence Models for Aerodynamic Flows*, 24th Fluid Dynamics Conference AIAA, Orlando: Florida, pp. 93-114, 1993.
- [18] W. Shyy, B. Jayaraman, A. Anderson, Modeling of Glow-Discharge Induced Flow Dynamics, *J. Appl. Phys.*, Vol. 92, No. 11, pp 6434-6443, 2002.

۱۰. پیوست

نمونه کد نوشته شده برای محاسبه نیروی حجمی اعمال شده توسط عملگر پلاسمایی که به معادلات نویر استوکس اضافه می شود و به صورت زیر است:

```
#include "udf.h"
```

