

# بررسی اثر عوامل مختلف بر روی عملکرد کنترلی یک محرک پلاسمایی در جریان حول بال

Original Article

سیاوش کبیریان\* (کارشناس ارشد)

علیرضا جهانگیریان (استاد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

کنترل جریان با استفاده از میدان الکتریکی یکی از روش‌های نوین در مبحث کنترل جریان است. در این مقاله کنترل جریان جدا شده توسط یک محرک پلاسمایی مورد بررسی قرار گرفته و اثر پارامترهای مختلف بر عملکرد این محرک با استفاده از یک روش عددی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. بدین منظور یک تابع به معادلات ناویر استوکس اضافه شده که نیروی حجمی تولید شده توسط محرک پلاسمایی را شبیه‌سازی کند. برای شبیه‌سازی اثرات محرک پلاسمای از مدل شایبی استفاده شده و روابط اضافی لازم در دو و سه بعد توسعه داده شده است. ابتدا میدان جریان در حضور عملگر پلاسمایی بر روی صفحه تخت و ایرفویل  $NACA^{00}15$  اعتبار سنجی می‌شود. سپس با تعمیم این مدل به حالت سه‌بعدی، جریان عبوری روی بال با مقطع  $NACA^{00}15$  تحت اثر محرک‌های پلاسمایی بررسی و اثر عواملی از قبیل ابعاد ناحیه‌ی تأثیر پلاسمای، محل نصب عملگر و ولتاژ و فرکانس عملگر پلاسمای بر مشخصات و کارایی کنترل جریان مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد. شرایط جریان شامل عدد رینولدز  $45000$ ، عدد ماخ  $1$ ، زاویه‌ی حمله  $15$  درجه و جریان آرام فرض شده است. بررسی اثر پارامترهای پلاسمای نشان می‌دهد که افزایش فرکانس از یک کیلوهرتز به دو کیلوهرتز نسبت نیروی برآ به پسی بال را  $23$  درصد افزایش می‌دهد، در صورتی که با افزایش از  $2$  به  $3$  کیلوهرتز این افزایش تنها  $10$  درصد خواهد بود. همچنین افزایش ولتاژ از  $2$  به  $3$  کیلوولت باعث افزایش  $17$  درصدی نسبت برآ به پسی می‌شود در صورتی که افزایش از  $3$  به  $4$  کیلوولت این نسبت را  $66$  درصد افزایش می‌دهد. مطالعه‌ی اثر محل نصب عملگر نشان می‌دهد که بهترین نقطه برای نصب عملگرهای پلاسمایی همان نقطه‌ی شروع جدایش است.

واژگان کلیدی: کنترل جریان فعال، محرک پلاسمای DBD، شبیه‌سازی عددی جریان، کنترل جدایش، روش شایبی.

## ۱. مقدمه

برآ، جلوگیری و کاهش اثرات جریان مغشوش، کاهش آلودگی صوتی و بهبود انتقال جرم و حرارت اشاره کرد. کاربرد این ابزار در جریان‌های برشی آزاد و جریان‌های احاطه شده توسط یک دیواره به اثبات رسیده است.

استفاده از این محرک‌ها دارای محدودیت‌های عملکردی و فیزیکی نیز هست، به عنوان مثال در جریان‌های با اعداد رینولدز بالا چون سرعت جت القا شده محدودیت فیزیکی دارد با مشکلات عملکردی مواجه است. یکی دیگر از دلایل عدم کاربرد عملی DBD این است که ولتاژ بالا منجر به ایجاد اغتشاشات الکترومغناطیسی خواهد شد. در نتیجه به دلیل عدم اطمینان بالا و نبود تحقیقات کافی در این زمینه، آزمایش این ابزارها روی وسایل سرنشین‌دار به تعویق افتاده است.

در کنترل غیرفعال به منبع توان خارجی و حلقه‌های کنترلی نیاز نیست. از جمله نمونه‌های آن می‌توان به استفاده از نوارهای زیگ‌زاگ و ایجاد حفره روی سطح

«کنترل جریان» عبارت است از توانایی ایجاد تغییرات دلخواه در رفتار جریان سیال به صورت فعال<sup>۱</sup> یا غیرفعال<sup>۲</sup> برای رسیدن به اهداف آیرودینامیکی یا عملکردی مشخص استفاده از قابلیت‌های این شاخه از آیرودینامیک و تلاش برای ارتقاء آن، می‌تواند منجر به صرفه‌جویی قابل توجه در هزینه‌ی سوخت مصرفی وسایل هوایی شود. همچنین با کاهش مصرف سوخت، محیط زیست پاک‌تری نیز خواهیم داشت.

از مهم‌ترین کاربردهای کنترل جریان می‌توان به تأخیر در گذار لایه‌ی مرزی از حالت آرام به حالت مغشوش، تأخیر در جدایش، کاهش نیروی پسا و بهبود نیروی

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۵/۱۰/۱۳۹۷، اصلاحیه ۲۶/۴/۱۳۹۸، پذیرش ۲/۵/۱۳۹۸.

DOI:10.24200/J40.2019.52342.1493

با جریان‌های آرام و مغشوش قرار داده شده و اثرات آن در بالادست و پایین دست محرک و در فاصله‌ی دور از آن بررسی شد. حرکت لایه‌ی مرزی با پروب اندازه‌گیری لایه‌ی مرزی در سرعت‌های  $4\text{ m/s}$  و  $6.5\text{ m/s}$  اندازه‌گیری شد. نتایج نشان داد بدون در نظر گرفتن جهت محرک پلاسمایی، محرک لایه‌ی مرزی را حرکت می‌دهد. همچنین مشخص شد که اثرات محرک روی لایه‌ی مرزی مغشوش منحصر به یک ناحیه‌ی مشخص درست در پایین دست محرک پلاسمایی است.

نتایج کنترل جدایش جریان لبه‌ی حمله روی ایرفویل‌های سری ۶ ناکا در زوایای حمله‌ی بالا نشان داد با استفاده از این وسیله تا  $8^\circ$  درجه بعد از زاویه‌ی استال نیز جریان هنوز به سطح چسبیده است. این کار نهایتاً به بازیابی فشار کامل و افزایش  $40\%$  در نسبت نیروی برآ به پسا منجر شد. سرعت جریان عبوری از ایرفویل از  $10\text{ m/s}$  تا  $30\text{ m/s}$  متغیر بوده و عدد رینولدز آن بین  $77000$  تا  $333000$  قرار دارد.<sup>[۱۱]</sup> نتیجه‌ی مشخص و جالب تمامی این آزمایش‌ها این بود که محرک‌های پلاسمایی AC (حتی اگر توانایی تأثیر بر جریان در سرعت‌های پایین را داشته باشند) با افزایش عدد رینولدز توانایی خود را تا حد قابل توجهی از دست می‌دهند. چون با ثابت فرض کردن خواص گاز و طول مرجع، افزایش عدد رینولدز باعث افزایش سرعت می‌شود. با بزرگ‌تر شدن سرعت جریان نسبت به تکانه‌ی اعمال شده توسط محرک پلاسمایی، کارایی آن کم‌تر و کم‌تر خواهد شد. مطالعات پارامتری به منظور بهینه‌سازی محرک‌های پلاسمایی به منظور پیشینه کردن نیروی تولید شده توسط این محرک‌ها انجام شده که تأثیر مثبتی روی سرعت القا شده نزدیک دیواره داشتند.<sup>[۱۱]</sup> سوزان<sup>۱۰</sup> و دیگران<sup>[۱۲]</sup> با استفاده از معادلات ماکسول<sup>۱۱</sup> استدلال کردند که نیروی تولید شده توسط پلاسمای تابعی از چگالی بار و قدرت میدان الکتریکی ایجاد شده توسط محرک است. در همان تحقیق توزیع پلاسمای در الکتروتود دهن شده به صورت نصف توزیع گاوسی در نظر گرفته شد. این فرض بر پایه‌ی مطالعات تجربی قرار داشت. این مدل یک مدل بهینه برای مدل‌سازی عملکرد محرک بر پایه فیزیک آن بود.

آهولت و فینایش<sup>[۱۳]</sup> عبارت نیروی حجمی را در معادلات ناویر-استوکس<sup>۱۳</sup> به عنوان یک مقدار چشمه یا چاه در نظر گرفتند. اگرچه این کار بر اساس فیزیک واقعی محرک نبود (معادلات ماکسول) اما کارایی استفاده از محرک‌های پلاسمایی برای کنترل جریان فعال را اثبات کرد.

برای مدل‌سازی جریان اطراف محرک پلاسمایی، روش‌های مختلفی وجود دارد. چون ذات جدایش جریان یک پدیده‌ی ناپایا بوده و به گذار جریان به جریان آشفته ارتباط زیادی دارد، تنها شبیه‌سازی دنباله‌های بزرگ<sup>۱۴</sup> یا شبیه‌سازی عددی مستقیم<sup>۱۵</sup> به طور صحیح ساختار جریان را حل می‌کنند. ویسبال و دیگران<sup>[۱۶]</sup> نشان دادند که استفاده از شبیه‌سازی دنباله‌های بزرگ ضمنی برای حل جریان‌هایی با دنباله جدایش بزرگ (مثلاً واماندگی ایرفویل) و استفاده از محرک‌های پلاسمایی روی آن، نتایج قابل قبولی دارد. اما روش‌های DNS و LES به لحاظ رایانه‌ی بسیار زمان‌بر و پرهزینه‌اند. برای مطالعات کلی‌تر می‌توان از معادلات ناویر-استوکس با متوسط‌گیری رینولدز<sup>۱۷</sup> (RANS) استفاده کرد که جواب‌های آن از دقت کافی برخوردار است.<sup>[۱۵]</sup>

استفاده از مدل RANS و مدل‌های اغتشاشی مختلف توسط محققین زیادی بررسی شده است. کورک و دیگران<sup>[۱۶]</sup> اثرات محرک پلاسمایی روی ایرفویل  $NACA\ 0012$  را با مدل اغتشاشی  $f - v^2$  بررسی کردند. در این تحقیق با استفاده از یک محرک پلاسمایی در نزدیک لبه‌ی حمله‌ی ایرفویل اثر آن بر منحنی نیروی برآ در زوایای حمله‌ی مختلف بررسی شد. پس از استفاده از محرک پلاسمایی، ضریب نیروی برآ  $1.5$  و زاویه‌ی پیشینه‌ی ضریب برآ  $4^\circ$  درجه افزایش یافت.

جسم اشاره کرد. ممکن است روش کنترل غیرفعال که در اعداد رینولدز پایین کارایی خوبی دارد، با افزایش عدد رینولدز کارایی خود را از دست بدهد.

درست بر خلاف کنترل غیرفعال، در کنترل فعال به یک منبع توان و یک حلقه‌ی کنترلی نیاز است. می‌توان روش‌های کنترل فعال را به دو دسته‌ی از پیش مشخص شده<sup>۲</sup> و واکنش‌پذیر<sup>۴</sup> تقسیم‌بندی کرد.<sup>[۱]</sup> در روش اول از انرژی ورودی به صورت پایا یا ناپایا استفاده شده و به حالت جریان در طی گذر زمان توجهی نمی‌شود. بنابراین حلقه‌ی کنترلی مدار باز خواهد بود و به حسگر جریان نیازی نیست. کنترل جریان در روش دوم با استفاده از یک حلقه‌ی کنترلی مدار بسته و اندازه‌گیری متغیرهای جریان صورت می‌گیرد.

برخی محرک‌ها از نیروی الکتریکی یا مغناطیسی برای انرژی‌دهی روی جریان استفاده می‌کنند. در هیدروپلاسمیک مغناطیسی<sup>۵</sup> از نیروی لورنتز<sup>۶</sup> و در هیدروپلاسمیک الکتریکی از نیروی کولن<sup>۷</sup> استفاده می‌شود. همچنین گرمایش ژول<sup>۸</sup> می‌تواند نقش مهمی داشته باشد. سیال می‌تواند از لحاظ الکتریکی رسانا باشد که البته برای هوا تحت شرایط استاندارد جو این پدیده رخ نخواهد داد، ولی با استفاده از روش‌های مختلف می‌توان پلاسمای کامل یا جزئی داشت. به عنوان مثال می‌توان به تخلیه کورونا<sup>[۹]</sup>، تابشی<sup>[۱۰]</sup>، قوسی<sup>[۱۱]</sup> یا جرقه‌یی<sup>[۱۲]</sup> اشاره کرد. همچنین گرمایش از انواع ریزموج<sup>[۱۳]</sup>، لیزری<sup>[۱۴]</sup> یا حرارتی خواهد بود.<sup>[۸]</sup>

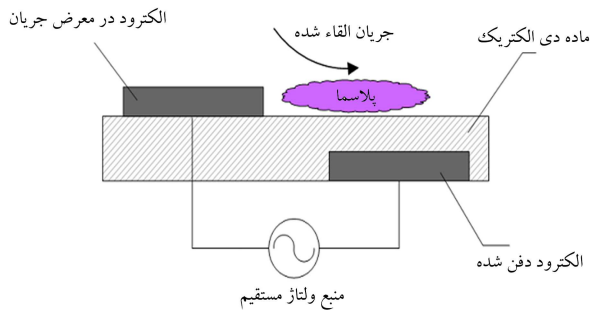
مزیت محرک‌های هیدروپلاسمیک الکتریکی استفاده از یک میدان ولتاژ بالا برای تولید پلاسمای اعمال نیروی هم‌زمان با آن است. بنابراین طراحی محرک بسیار ساده است و فقط به دو الکتروتود و یک منبع تغذیه نیاز خواهد بود. از تخلیه‌ی سد دی‌الکتریک (DBD) می‌توان به عنوان یک محرک هیدروپلاسمیک الکتریکی برای کنترل جریان استفاده کرد. از مزیت‌های این ابزارها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- سادگی ساخت
- هزینه‌ی راه‌اندازی پایین
- عدم وجود بخش‌های متحرک
- واکنش‌پذیری سریع
- پسای پارازیت کم
- مصرف انرژی کم

مطالعات بسیار زیادی روی این نوع محرک پلاسمایی (DBD) و کاربرد آن برای کنترل لایه‌ی مرزی و کنترل جدایش جریان انجام شده است. در مطالعات پیشین<sup>[۹]</sup> یک روش تجربی برای مشخص کردن آثار پلاسمای سرد روی لایه‌ی مرزی آرام صفحه‌ی تخت و بررسی نحوه‌ی گذار به جریان مغشوش ارائه شده است.

در تحقیقی دیگر<sup>[۱۰]</sup> برای کاهش پسای اصطکاکی پوسته‌ی از روش اعمال نوسانات در نواحی نزدیک دیواره‌ی یک لایه‌ی مرزی آشفته توسط تابش RF استفاده شد. نیروی پلاسمایی نوسانی با استفاده از دو جفت محرک پلاسمایی نامتقارن تولید شد. با فعال کردن ترتیبی الکتروتودها، پسای اصطکاکی در پایین دست جریان تا  $45\%$  کاهش یافت. محرک با تولید یک نیروی ماسی نزدیک دیواره و داخل لایه‌ی مرزی، منجر به تولید گردابه‌هایی در راستای جریان در جهت مخالف یکدیگر می‌شود. سرعت متوسط در راستای جریان  $40\%$  و شدت آشفتنگی  $30\%$  کاهش یافت.

در تحقیقی دیگر مقدار تکانه‌ی منتقل شده به ذرات هوا با استفاده از AC-DBD مورد بررسی قرار گرفت.<sup>[۱۱]</sup> در این تحقیق مشخص شد که تکانه‌ی اضافه شده کاملاً در داخل لایه‌ی مرزی بوده و در محدوده‌ی مقداری میلی‌نیوتن قرار دارد. برای مطالعه‌ی بیشتر اثر محرک پلاسمایی روی لایه‌ی مرزی، محرک روی یک سطح تخت



شکل ۱. شماتیک عملکرد محرک پلاسمایی.

مکانیکی پلازما به عرض الکتروود، فاصله ی الکتروود، ضخامت دی الکتریک و نوع آن بستگی دارد. در اغلب اوقات عرض الکتروود چند میلی متر، فاصله ی الکتروود صفر یا چند میلی متر و جنس دی الکتریک تفلون، کاپتون، شیشه، سرامیک یا پلکسی گلاس و ضخامت آن نیز معمولاً ۰/۱ یا چند میلی متر است. معمولاً ولتاژ جریان متناوب از چند کیلوولت تا ۳۰ کیلوولت و فرکانس آن از ۱۰۰ هرتز تا چند ده کیلوهرتز است. نوع خاصی از محرک های پلاسمایی به تخلیه ی مانع دی الکتریک تکمی<sup>۲۱</sup> یا به اختصار SDBD معروف است که خواص آن در فشار جو مطلوب است.<sup>[۲۰]</sup> سازوکار کنترل جریان در این محرک ها از طریق ایجاد یک بردار نیروی حجمی مرتبط با تکانه در جریان های خارجی است. از جمله کاربردهای مستقیم آن می توان به کنترل دنباله ی اجسام دارای نوک ضخیم<sup>۲۲</sup>، افزایش نیروی برآ و کنترل جدایش جریان در سطوح مختلف مثل بال های ثابت با زاویه ی سوپ متفاوت، روتورهای توربین باد و ایرفویل هلی کوپتر، جلوگیری از کاهش افت در بره های توربین به دلیل پدیده ی محفظه ی شبه پره<sup>۲۳</sup> و جدایش از نوک پره، کنترل واماندگی کمپرسور و تحریک ناپایداری ها در لایه ی مرزی در عدد ماخ سرعت های مادون صوت به مافوق صوت برای کنترل گذار آشفته گی، اشاره کرد.

عدم وجود اجسام گردان (کاملاً الکتریکی)، زمان پاسخ سریع برای کاربردهای ناپایا، سبکی تجهیزات، قابلیت استفاده روی سطوح مختلف بدون نیاز به ایجاد حفره، انتقال بهینه ی توان ورودی به تکانه ی سیال و سادگی مدل سازی عددی از جمله دلایل مقبولیت این نوع از محرک هاست.<sup>[۲۰]</sup> محرک های پلاسمایی (DBD) ها به دو دسته تقسیم می شوند:

۱. محرک های پلاسمایی AC که از شکل موج ولتاژ AC استفاده می کنند.
  ۲. محرک های پلاسمایی که از پالس های نانو ثانیه یی در ولتاژ بالا استفاده می کنند.
- هر دو دسته هندسه ی مشابهی دارند اما سازوکار فیزیکی کنترل جریان در آنها با یکدیگر متفاوت است.
- با اعمال ولتاژ در دو سر الکتروودها، جریان الکترون ناحیه یی با نام پلاسمای سرد به وجود می آورد. این یک فرایند محدودکننده است چون بارهای جمع شده روی سطح دی الکتریک یک میدان الکتریکی اضافی با بار مخالف تولید می کنند. بنابراین برای غلبه بر این پدیده باید ولتاژ تا حد امکان افزایش یابد. در فرایند تخلیه و در ناحیه ی پلاسمایی واکنش های شیمیایی زیادی رخ می دهد. بدون ورود به جزئیات، الکترون های جریان پلاسمایی با برخورد به ذرات هوای بین دو الکتروود و اکسایش ذرات باعث تشکیل ذرات یونی می شوند. شکل موج سیگنال AC که مرتباً قطبیت آن در حال تغییر است، باعث حرکت رو به جلو و رو به عقب این ذرات باردار بین الکتروودها شده و یک جریان یونی تشکیل می شود. این جریان یونی می تواند مقداری تکانه ی مشخص و محدود به جریان نزدیک دیواره وارد کند.<sup>[۲۲]</sup> در این نوع از محرک ها سازوکار کنترل جریان از طریق تولید یک میدان نیروی حجمی به

در یک تحقیق دیگر سو با کینو و دیگران<sup>[۱۸، ۱۹]</sup> به بررسی جریان مغشوش با مدل جبری Baldwin-Lomax پرداختند. در این جا اثر محرک پلاسمایی در زاویه ی حمله ی ۱۶ درجه (که دو درجه بعد از زاویه ی بیشینه ی ضریب برآ بود) بررسی شد. در بخش اول تحلیل از یک محرک در سه نقطه از سطح بالایی ایرفویل و دو سطح نیرویی متفاوت استفاده شد. نتایج نشان داد محرک هایی که نزدیک لبه ی حمله قرار گرفته اند برای کنترل جریان کارایی بیشتری دارند. سپس دو محرک با توان کم تر بررسی و نتیجه گیری شد که دو محرک در توان کم تر تقریباً همان تأثیر یک محرک در توان بیشتر را دارد. همچنین نشان داده شد که اگرچه اثرات عملکرد آیرودینامیکی آنها تقریباً شبیه به یکدیگر است اما می توان با توجه به محدودیت ولتاژ از چندین محرک استفاده کرد.

خوشخو و جهانگیریان<sup>[۱۷، ۱۸]</sup> چیدمان یگانه و چندگانه از محرک های DBD را روی ایرفویل ۵۰ NACA در جریان آشفته و با استفاده از شبیه ی بی سازمان بررسی کرده اند. اثر موقعیت نصب عملگر و طول و عرض ناحیه ی مثالتی در روش شایبی نیز مورد بررسی قرار گرفت.

امیدی و مظاهری<sup>[۱۹]</sup> با استفاده از مدل الکترواستاتیک ارتقاء یافته سوزن جریان اطراف یک ایرفویل را در عدد رینولدز حدود نیم میلیون بررسی کردند. با استفاده از عملگرهای DBD زاویه ی حمله جدایش از ۱۵ به ۲۱ درجه منتقل شده و بیشینه ضریب برآ ۳۱٪ افزایش می یابد.

می توان تمامی مدل های ارائه شده برای شبیه سازی اثرات پلازما را به دو دسته ی ساده شده (پدیدارشناختی<sup>[۱۹]</sup>) و اصول مرتبه اول<sup>۲۰</sup> تقسیم بندی کرد. بررسی های بیشتر در ادامه نشان خواهد داد که دسته ی اول از فیزیک ساده تری برای مدل سازی استفاده می کنند و محاسبات رایانه یی سبک تری دارند. تاکنون مدل های متنوعی برای شبیه سازی اثرات پلازما ارائه شده ولی تحقیقات بسیار کمی برای بررسی تأثیر برخی پارامترهای عملگر پلازما در کنترل جریان انجام پذیرفته است.

بنابراین در تحقیق حاضر با استفاده از یک مدل پدیدارشناختی در کنار استفاده از محیط کدنویسی UDF در نرم افزار تجاری Fluent مطالعه ی کاملی روی پارامترهای اثرگذار در میدان پلاسمایی از جمله ولتاژ، فرکانس، ابعاد ناحیه ی پلاسمایی و موقعیت نصب انجام خواهد شد.

## ۲. اصول عملکرد و مدل سازی محرک پلاسمایی

محرک های پلاسمایی DBD از دو الکتروود، یکی در معرض جریان هوا و دیگری محفوظ در ماده ی دی الکتریک تشکیل شده است.<sup>[۲۰]</sup> پلازما به کمک منبع توانی با ولتاژ بالا و جریان مستقیم تشکیل می شود. شماتیک کلی چیدمان یک محرک پلاسمایی در شکل ۱ قابل مشاهده است. هوای یونیزه شده همراه با میدان الکتریکی تولیدی توسط هندسه ی الکتروودها باعث به وجود آمدن بردار نیروی حجمی می شود که عملکرد آن نیرو روی هوای اطراف (که از لحاظ بار الکتریکی خنثی است) باعث کنترل آیرودینامیکی فعال جریان خواهد شد.<sup>[۲۰]</sup> در صورت کارکرد بهینه ی میزان گرمایش هوای اطراف قابل توجه نخواهد بود.

در ساده ترین چیدمان، DBD از دو صفحه ی الکتروود واقع در دو سمت یک صفحه ی دی الکتریک تشکیل می شود.<sup>[۲۱]</sup> یکی از دی الکتریک ها به جریان متناوب با ولتاژ بالا (معمولاً موج سینوسی) و دیگری به زمین متصل است. تحت این شرایط و در ولتاژی بالاتر از ولتاژ جرقه، یک صفحه ی پلاسمایی در دو سمت دی الکتریک تشکیل می شود که باد الکتریکی به وجود می آورد. مشخصه های الکتریکی و

سیال خواهد بود. قدرت میدان الکتریکی بیرون این خط برای یونیزه کردن هوا کافی نیست و بنابراین بیرون آن پلاسمایی وجود نخواهد داشت. این مقدار توسط ولتاژ شکست برآورد می‌شود. ولتاژ شکست حداقل ولتاژ مورد نیاز برای القاء رسانش الکتریکی در بخشی از دی الکتریک است.

مدت زمان مورد نظر برای یک سیکل به صورت گام زمانی تعریف می‌شود (نیم‌سیکل کارآمد) که در طی آن تخلیه‌ی پلاسما به وقوع پیوسته و بنابراین تکانه به جریان انتقال داده می‌شود. این نیرو به صورت شبه تعادلی به جریان وارد خواهد شد. همچنین توجه داشته باشید که به دلیل تأثیر ناچیز روی جریان، از نیروی ایجاد شده در نیم‌سیکل دیگر صرف‌نظر می‌شود. بنابراین می‌توان از نیرو میانگین زمانی گرفت:

$$F_x = \frac{\delta E_x \rho_c e_c \Delta t}{T_a} \quad (5)$$

$$F_y = \frac{\delta E_y \rho_c e_c \Delta t}{T_a} \quad (6)$$

این نیرو تنها در ناحیه‌ی حضور پلاسما که توسط قدرت میدان الکتریکی در آن ناحیه مشخص می‌شود اعمال می‌شود. با استفاده از تابع دلتا می‌توان این محدودیت را اعمال کرد:

$$E \langle E_{cr} \Rightarrow \delta = 1 \quad (7)$$

$$E \geq E_{cr} \Rightarrow \delta = 0 \quad (8)$$

مقدار  $E_{cr}$  در این جا همان مقدار قدرت شکست میدان الکتریکی  $E_b$  است. نیروی مؤثر مولکول‌های خمشی توسط رابطه‌های ۹ و ۱۰ مشخص می‌شود:

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

$$f_{effy} = \alpha f_y \delta \quad (10)$$

که در آن  $\alpha$  ضریبی است که با توجه به بازده برخورد مولکول‌ها انتخاب می‌شود. این نیرو تنها در یک نیم‌سیکل و در زمان  $\Delta t$  اعمال می‌شود که در طی آن پلاسما تشکیل شده است. از نیروی سیکل دوم به دلیل تشکیل پلاسمای ناچیز در این سیکل صرف‌نظر می‌شود. در فرکانس بالا (در حدود  $\Delta kH \approx 5$ ) فرض ثابت بودن این نیرو منطقی است. بنابراین می‌توان در کل سیکل از این نیرو میانگین زمانی گرفت:

$$F_{tave x} = \frac{f_{effx} \Delta t}{T_t} \quad (11)$$

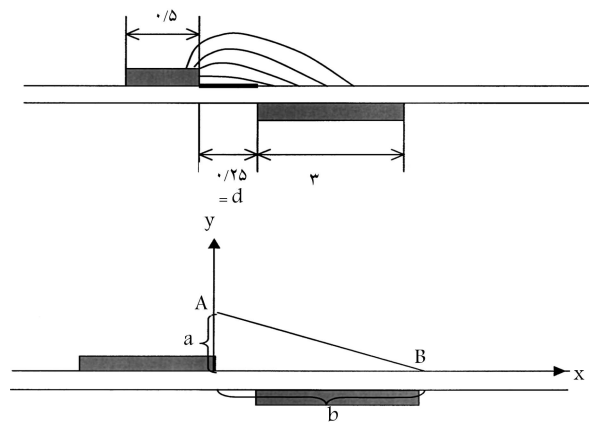
$$F_{tave y} = \frac{f_{effy} \Delta t}{T_t} \quad (12)$$

بنابراین دوره زمانی سیکل همان دوره ولتاژ اعمالی است. بنابراین رابطه‌ی بالا را می‌توان چنین نوشت:

$$F_{tave x} = \vartheta f_{effx} \Delta t \quad (13)$$

$$F_{tave y} = \vartheta f_{effy} \Delta t \quad (14)$$

در این رابطه،  $\vartheta$  فرکانس ولتاژ اعمالی است. روابط بالا به صورت عبارت نیروی حجمی در معادلات ناویر-استوکس وارد می‌شود. در این جا هیچ پیش‌فرض دیگری مثل نحوه‌ی تشکیل پلاسما و اثرات آن روی میدان جریان و فیزیک پلاسما اعمال نشده و تنها اثر نهایی نیرو در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۲. شماتیک خطی سازی میدان الکتریکی.

صورت کوپل با تکانه‌ی جریان خارجی است. ثابت شده که این محرک‌ها با تولید گردابه‌ی اطراف الکتروود بیرونی می‌توانند تا مقدار  $3/8 \pi m N$  تکانه به نواحی نزدیک دیواره تزریق کنند. [۲۳]

### ۱.۲. روش جایارامان و شایبی در مدل‌سازی میدان الکتریکی

جایارامان و دیگران [۲۴] برای مدل‌سازی اثرات پلاسما، از یک الگوی ساده شده برای خطوط میدان الکتریکی تشکیل شده بین دو الکتروود استفاده کردند. با دقت در شکل ۲ می‌توان دید که خطوط میدان الکتریکی در کاتد متمرکز شده و به سمت آند گسترش می‌یابد. از این مشاهده می‌توان نتیجه گرفت که خطوط میدان الکتریکی را می‌توان جز در نواحی نزدیک به کاتد، به صورت موازی در نظر گرفت. با این پیش‌فرض دیگر نیازی به مدل‌سازی جزئی میدان الکتریکی نخواهد بود. تغییرات میدان الکتریکی را می‌توان چنین نوشت:

$$|\vec{E}| = E_0 - k_1 x - k_2 y \quad (1)$$

در رابطه‌ی ۱  $E_0$  مقدار میدان الکتریکی روی ماده دی الکتریک در فضای بین الکتروودها است که می‌توان آن را به صورت  $E_0 = U_0 / d$  تخمین زد که  $d$  فاصله‌ی بین الکتروودها در جهت محور  $x$  و  $U_0$  مقدار ولتاژ اعمالی است. که در آن  $k_1$  و  $k_2$  ضرایب مثبت‌اند. علامت این ثابت‌ها باعث می‌شود شدت میدان الکتریکی با حرکت در راستای مثبت محورهای مختصات کاهش یابد.

همچنین  $E_0$  مقدار قدرت میدان در ناحیه‌ی پلاسمایی است و از رابطه‌ی ۲ تخمین زده می‌شود:

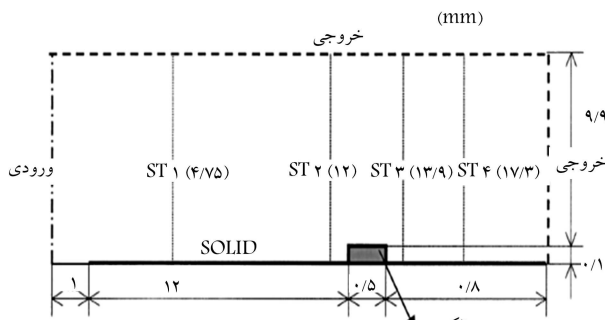
$$E_0 = U_0 / d \quad (2)$$

که در آن  $d$  فاصله‌ی افقی بین دو الکتروود و  $U_0$  ولتاژ اعمال شده است. ثابت‌های این رابطه با استفاده از شرایط قدرت میدان نسبت به مقدار شکست در مرز پلاسما تعیین می‌شود. مؤلفه‌های میدان در راستای محورهای مختصات عبارت است از:

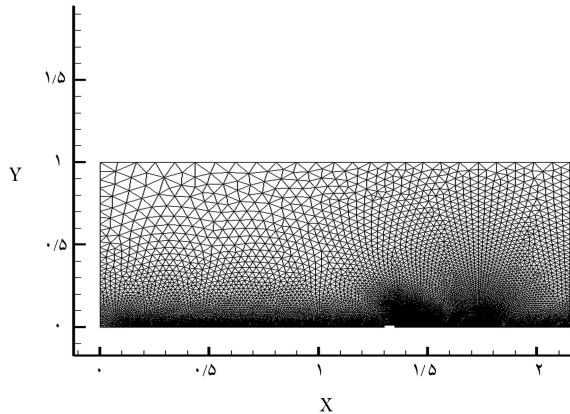
$$E_x = \frac{E k_2}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} \quad (3)$$

$$E_y = \frac{E k_1}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} \quad (4)$$

در شکل ۲ خطوط میدان الکتریکی در دو حالت واقعی و تخمینی مقایسه شده است. با استفاده از تقریب خطی، خط AB در شکل b بیان‌گر مرز پلاسما و



شکل ۳. شماتیک میدان حل روی صفحه تخت.



شکل ۴. شبکه‌ی عددی روی صفحه تخت.

برای شبیه‌سازی صحیح اثرات پلاسما روی نیروی حجمی از همان پارامترهای مورد استفاده در آزمایشات تجربی استفاده شد.  $(1.2 \times 10^{27})$  پارامترهای مورد استفاده در این شبیه‌سازی عبارتند از:  $\vartheta = 3 kHz$ ,  $\rho_c = 1/0 \times 10^{11} / cm^3$ ,  $a = 1/5 mm$ ,  $\Delta t = 67 \mu s$ ,  $E_b = 30 kV/cm$ ,  $U_a = 2 kV(rms)$ ,  $d = 0/25 mm$  و  $b = 3 mm$ . پارامتر  $k_1$  مطابق رابطه ۱۹ محاسبه می‌شود:

$$k_1 = \frac{E_s - E_b}{b} = 6.754 \times 10^2 kV/cm^2 \quad (19)$$

به طور مشابه،  $k_2 = 1.3/0.8 \times 10^2 kV/cm^2$ . بیشینه میدان الکتریکی در ناحیه پلاسمایی چنین محاسبه می‌شود:

$$E_s = \frac{U_s}{d} = 226.27 kV/cm \quad (20)$$

برای مطالعه نحوه تغییرات پروفیل سرعت با تغییر سرعت، نتایج در مقطع ۴ (ST۴) با فاصله ۱.۷/۳ از ورودی مقایسه می‌شود شکل ۳. چنان که در شکل ۵ ملاحظه می‌شود تطابق بسیار خوبی بین نتایج به دست آمده با نتایج مطالعات قبلی [۱۸] ملاحظه می‌شود.

### ۲.۳ شبیه‌سازی جریان با کنترل پلاسمایی روی ایرفویل

#### NACA 0015

برای اعتبارسنجی نتایج شبیه‌سازی روی سطح ایرفویل، از ایرفویل NACA 0015 در شرایط زاویه‌ی حمله‌ی ۱۵ درجه، عدد رینولدز ۴۵۰۰۰ و عدد ماخ ۰/۱ استفاده شده است. [۲۵] با توجه به این واقعیت که تحت این شرایط، جدایش جریان به صورت کامل در فاصله ۲/۸ درصدی از لبه‌ی حمله رخ می‌دهد، عملگر پلاسمایی در

مقادیر  $F_{tave}$  و  $F_{tave}$  بدون حضور اثر پلاسما صفر در نظر گرفته شده و چنین لحاظ می‌شود:

$$F_{tave} = \vartheta \alpha \rho_c e_c \Delta t E \delta \quad (15)$$

$$\bar{E} = \left( \frac{E \cdot k_2}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}}, \frac{E \cdot k_1}{\sqrt{k_1^2 + k_2^2}} \right) \quad (16)$$

شرایط مرزی در دیواره‌ها شرط عدم لغزش و در خروجی به صورت گزاردان بردار سرعت برابر صفر است. این پیش‌فرض با در نظر گرفتن این نکته که اثرات پلاسما در پایین دست جریان ناچیز است قابل قبول خواهد بود. همچنین مرز تخلیه‌ی پلاسما با در نظر گرفتن چگالی بار مشخص می‌شود. موارد زیر به ترتیب در روابط ۱۷ و ۱۸ مشخص شده است.

$$@y = 0 \Rightarrow u = v = 0 \quad (17)$$

$$E \langle E_b \Rightarrow \rho_c = 0 \quad (18)$$

در حالت سه بعدی اثبات شده که محرک پلاسمایی در بعد سوم تغییرات زیادی در میدان جریان ایجاد نمی‌کند. [۲۵] بنابراین می‌توان از همین معادلات در سه بعد نیز استفاده کرد.

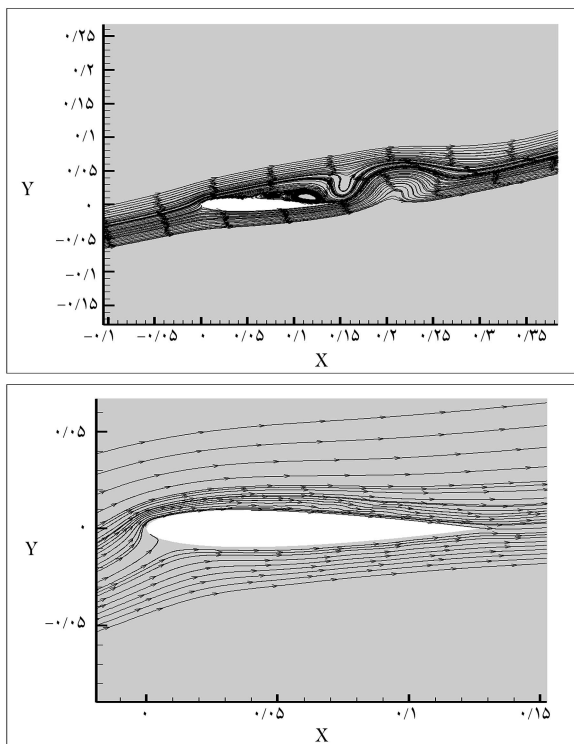
## ۳. نتایج

### ۳.۱ شبیه‌سازی جریان با کنترل پلاسمایی روی صفحه‌ی تخت

به منظور صحت‌سنجی مدل‌سازی اضافه شده به نرم‌افزار تجاری Fluent، جریان با حضور پلاسما روی صفحه‌ی تخت بررسی و با نتایج تحقیق انجام شده توسط جایارامان و شای مقایسه می‌شود. [۲۶] برای شبیه‌سازی دقیق‌تر جریان روی صفحه‌ی تخت با حضور پلاسما، هندسه‌ی الکترود نصب شده روی سطح بالایی نیز در مدل عددی لحاظ شده است. طول صفحه‌ی تخت ۲۰/۵ mm بوده که الکترود بالایی در فاصله‌ی ۱۲ mm از لبه‌ی حمله‌ی صفحه‌ی تخت نصب شده است. طول الکترود ۵ mm و ارتفاع آن ۱ mm است. ارتفاع دامنه‌ی حل عددی ۱۰ mm بوده و سطح زیرین آن برای در نظر گرفتن صفحه‌ی تخت، با فرض دیواره حل می‌شود. فاصله‌ی لبه‌ی حمله‌ی صفحه‌ی تخت با مرز ورودی ۱ mm در نظر گرفته می‌شود.

شماتیک دامنه‌ی حل و مقادیر عددی تخصیص داده شده در شکل ۳ نشان داده شده است. الگوریتم انتخاب شده برای حل عددی بر پایه‌ی فشار بوده و گسسته‌سازی عبارت جابه‌جایی در معادلات نکانه به صورت بالادست مرتبه‌ی دوم ۲۴ است. جریان آرام فرض می‌شود. عدد رینولدز برای سرعت‌های مختلف (۲، ۴، ۵ و ۱۰ متر بر ثانیه) به ترتیب ۱۳/۷، ۲۷/۴، ۳۴/۲ و ۶۸/۵ است. طول مشخصه‌ی ارتفاع الکترود (۰/۱ میلی‌متر) در نظر گرفته می‌شود.

شبکه‌ی بی‌سازمان تولید شده شامل ۱۱۹۵۰ سلول بوده که در ناحیه‌ی قرار گرفتن پلاسما به خوبی ریز شده است شکل ۴ ابعاد دامنه‌ی محاسباتی مطابق مرجع [۲۶] انتخاب شده و شبکه تا تطبیق نهایی نتایج با کنترل پلاسمایی روی صفحه تخت تغییر داده شده و بنابراین بهترین شبکه‌ی موجود برای ثبت تغییرات لایه‌ی مرزی در حضور محرک پلاسمایی است. این شبکه دارای ۲۸۷۸۷ سلول مثلثی است. تعداد نقاط روی سطح ۳۴۵ نقطه و فاصله‌ی اولین گره از سطح حدود ۰/۰۰۵ است.

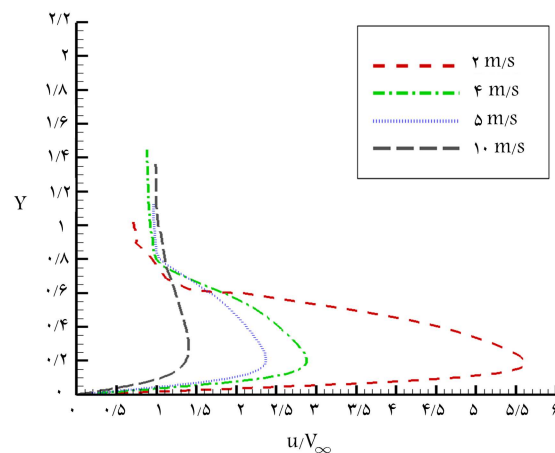
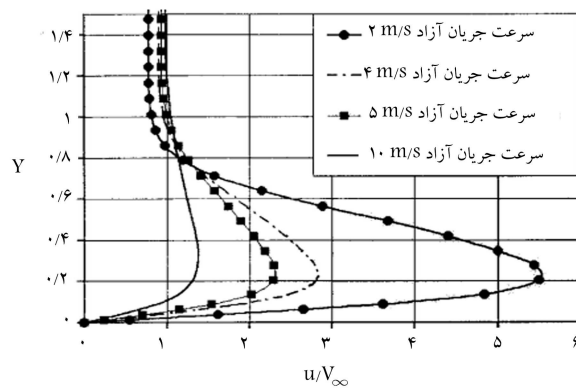


شکل ۷. خطوط جریان در حالت بدون کنترل پلاسمایی (بالا) و با کنترل (پایین) روی ایرفویل  $NACA 0015$  زاویه‌ی حمله  $15^\circ$  درجه و  $Re = 45000$  و  $M = 0.1$ .

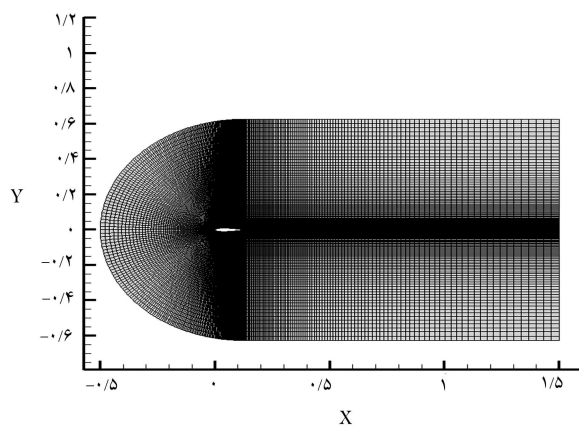
شبکه شامل  $3680^\circ$  سلول است و حداقل فاصله‌ی اولین نقطه از سطح ایرفویل  $0.05$  در نظر گرفته شده است. طول وتر ایرفویل مطابق مطالعه‌ی یاد شده [25] برابر با  $12.7$  سانتی‌متر در نظر گرفته شده است. به منظور مدل‌سازی صحیح دنباله، شبکه‌ی پشت جسم تا  $12$  برابر طول وتر ادامه داده شده است. همچنین با توجه به عدم اغتشاش و اهمیت کمتر دامنه جلوی جسم طول کمان دایره جلوی ایرفویل  $4$  برابر طول وتر در نظر گرفته شد. استقلال شبکه در دو حالت تغییر در اندازه سلول‌های دور دست و تعداد سلول‌های روی سطح جسم بررسی شده است. سه شبکه به ترتیب با تعداد سلول‌های  $25431$ ،  $36800$  و  $57681$  انتخاب شد که در نهایت اختلاف بین ضرایب به دست آمده در حالت دوم و سوم کمتر از  $5\%$  بود. بنابراین شبکه‌ی دارای  $36800$  سلول برای محاسبات بعدی انتخاب شد. در شبکه‌ی نهایی ضرایب برآ و پسا در زاویه‌ی حمله  $15^\circ$  درجه با نتایج تجربی موجود [29] به ترتیب  $2.4$  و  $5.3$  درصد اختلاف دارد. ضریب نیروی برآ در حالت بدون عملگر پلازما  $0.7$  و با استفاده از عملگر پلازما  $1.6$  به دست آمد.

خطوط جریان در حالت با کنترل و بدون کنترل در شکل ۷ رسم شده است. در شکل بالا (بدون عملگر پلاسمایی) جریان کاملاً از سطح جدا شده و یک گردابه‌ی بزرگ پشت بال تشکیل شده است. در شکل پایین (با عملگر پلاسمایی) جریان روی سطح جسم چسبیده و گردابه‌های تشکیل شده در این زاویه‌ی حمله وجود ندارند. نقطه‌ی تزریق تکانه در نتیجه‌ی استفاده از یک میدان الکتریکی و عملکرد آن به صورت یک جت دیواره‌ی بی‌انگیز یک پیک فشاری در نمودار ضریب فشار بوده و در ادامه جریان به صورت کاملاً هموار سطح را ترک می‌کند.

در شکل ۸ نتایج مربوط به ضریب فشار روی سطح ایرفویل با استفاده از کنترل پلازما با نتایج DNS [25] مقایسه شده است. اختلاف فشار ایجاد شده در سطح بالای ایرفویل به دلیل تزریق تکانه در لایه‌ی مرزی بوده و در ادامه جریان به



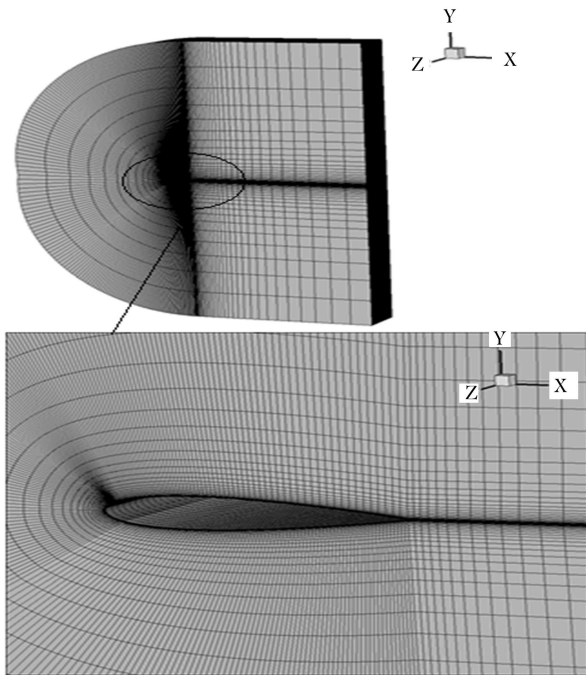
شکل ۵. پروفیل سرعت داخل لایه‌ی مرزی در مقطع ۴: بالا) نتایج مطالعه‌ی قبلی [24]؛ پایین) نتایج عددی حاضر.



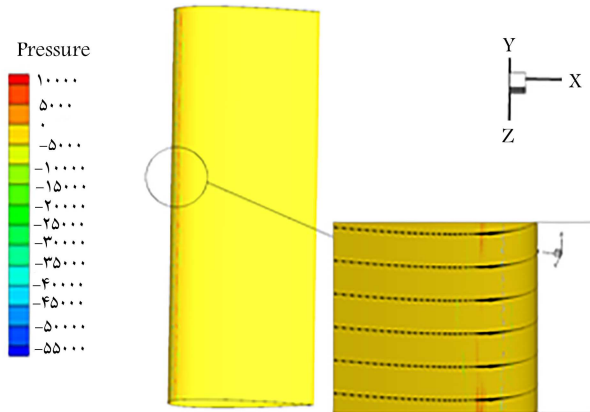
شکل ۶. شبکه‌ی مورد استفاده برای حل جریان آرام دوبعدی حول ایرفویل  $NACA 0015$ .

این نقطه قرار داده شده است. مشخصات عملگر پلازما، قدرت  $4$  کیلوولت با فرکانس  $3$  کیلو هرتز است. ابعاد ناحیه‌ی مثلثاتی به ترتیب  $0.18$  و  $0.24$  در راستای  $y$  و  $x$  انتخاب شده است. لازم به ذکر است که نتایج مطالعه‌ی پیشین [25] با استفاده از روش DNS به دست آمده است. با توجه به این که در حضور عملگر پلازما جریان به سطح ایرفویل چسبیده است، می‌توان رژیم جریان را آرام در نظر گرفت.

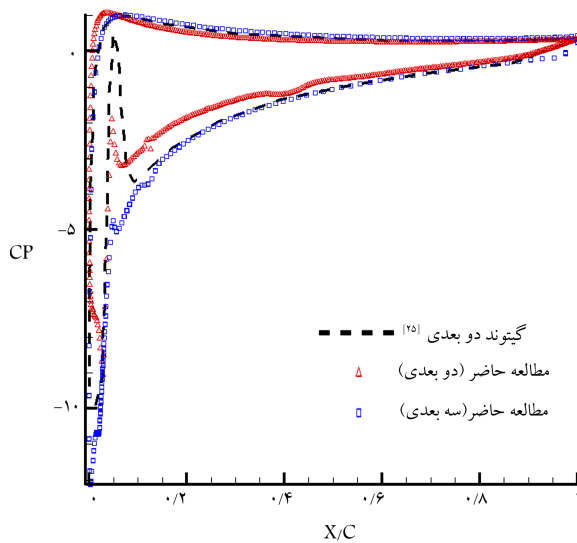
شبکه‌ی مورد استفاده برای حل جریان در شکل ۶ نشان داده شده است. این



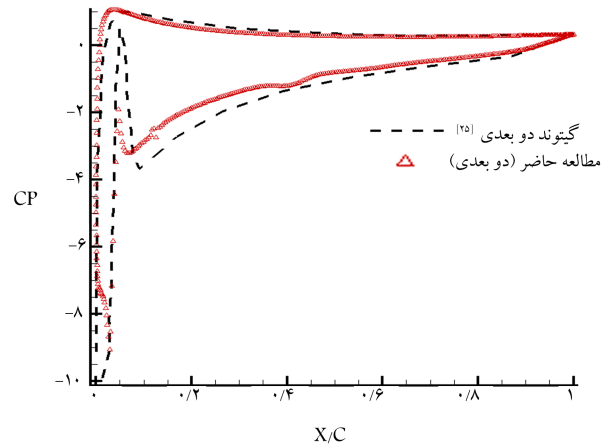
شکل ۹. شبکه‌ی تولید شده‌ی اطراف بال: از نمای دور (بالا) و نزدیک (پایین).



شکل ۱۰. کانتور فشار استاتیک در طول دهانه‌ی بال.



شکل ۱۱. نمودار ضریب فشار روی سطح بال.



شکل ۸. نمودار ضریب فشار روی سطح ایرفویل در حالت آرام در مقایسه با نتایج مرجع [۲۵].

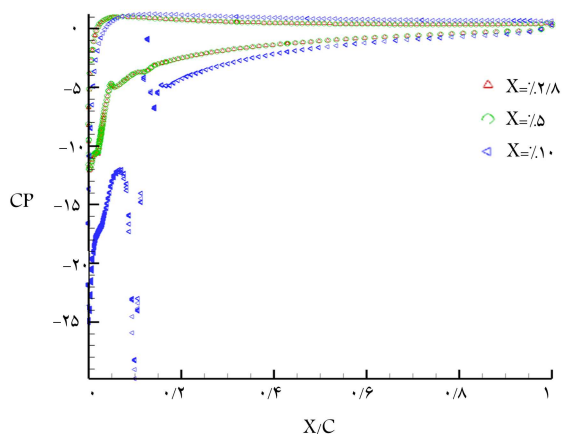
طور هموار سطح جسم را ترک می‌کند. تفاوت بین نتایج حاضر با نتایج پیشین [۲۵] عمدتاً ناشی از تفاوت روش حل مرجع معرفی شده و تحقیق حاضر از لحاظ دقت مورد انتظار است.

### ۳.۳. جریان حول بال سه‌بعدی با کنترل پلاسمایی

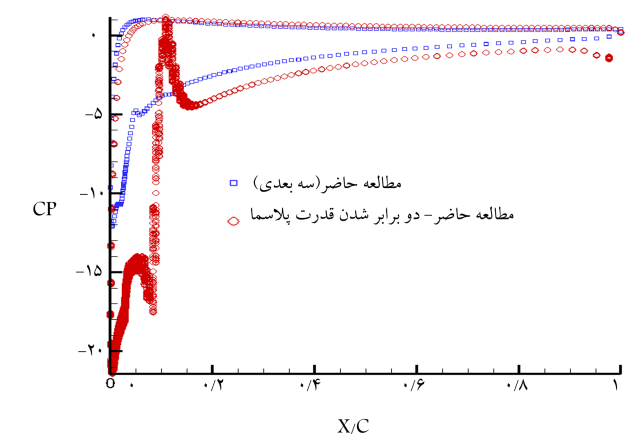
در این بخش ابتدا بال با مقطع ایرفویل  $NACA^{0^{\circ}015}$  در نرم‌افزار گمبیت شبکه‌بندی شده و سپس با شرایط جریان عدد ماخ  $0.1$  و عدد رینولدز  $45000$  در زاویه‌ی حمله  $15$  درجه حل می‌شود. دهانه‌ی بال  $3$  برابر طول وتر در نظر گرفته می‌شود. شرط مرزی دور دست به صورت Pressure Far Field در نظر گرفته می‌شود که در نرم‌افزار فلونت به منظور شبیه‌سازی جریان تراکم‌پذیر از آن استفاده شده است. صفحات دو طرف ابتدا و انتهای بال به صورت متقارن در نظر گرفته می‌شود. ضرایب دامنه‌ی تأثیر محرک پلاسمایی  $0.18$  و  $0.24$  به ترتیب در راستای محورهای  $y$  و  $x$  تنظیم می‌شود. قدرت محرک پلازما دارای فرکانس  $3$  کیلوهرتز و ولتاژ  $4$  کیلوولت است. به منظور بررسی استقلال شبکه در این حالت، پنج شبکه با تعداد سلول‌های  $938217$ ،  $798687$ ،  $648932$ ،  $471369$ ،  $352478$  تولید شد. با بررسی ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا کمترین اختلاف بین شبکه‌های با  $798687$  و  $938217$  سلول بود. بنابراین برای هندسه‌ی بال مشخص شده‌ی شبکه با تعداد  $798687$  سلول انتخاب شد. فاصله‌ی اولین گره از سطح نیز در این شبکه  $0.0005$  است. تعداد نقاط شبکه در راستای عمود بر صفحه  $120$  نقطه در نظر گرفته شد. همچنین جریان به صورت آرام حل می‌شود. سایر تنظیمات حل عبارت‌اند از: الگوریتم بر مبنای چگالی، حل ضمنی معادلات، استفاده از رابطه‌ی Roe-FDS برای محاسبه‌ی شارها، استفاده از الگوریتم گرین-گاوس بر مبنای نقطه برای تخمین گرادیان‌های مکانی و مدل‌سازی جریان به صورت مرتبه دوم بالادست.

شبکه‌ی عددی مورد استفاده برای حل جریان اطراف بال در شکل ۹ نشان داده شده است.

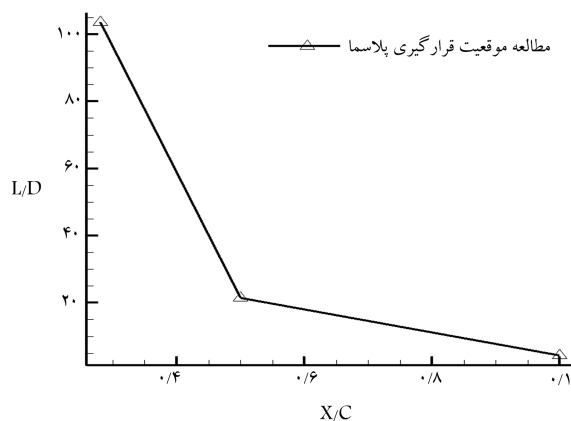
کانتور فشار استاتیک روی سطح جسم در شکل ۱۰ و ضریب فشار روی سطح جسم (مقطع میانی) در حالت دو بعدی و سه‌بعدی با نتایج پیشین [۲۵] مقایسه شده است شکل ۱۱ اختلاف فشار ایجاد شده توسط عملگر پلازما به صورت یک اوج فشاری در بخش فشار منفی نمودار مشخص است. این افزایش فشار در لپه‌ی



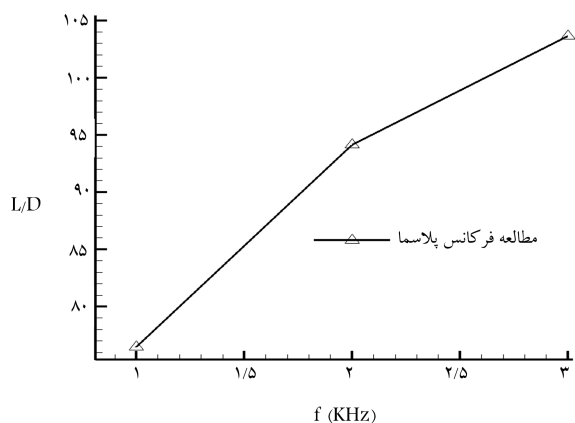
شکل ۱۳. مقایسه‌ی محل نصب پلاسما در سه حالت.



شکل ۱۲. نمودار ضریب فشار روی سطح ایرفویل با دو برابر شدن ناحیه‌ی تأثیر پلاسما.



شکل ۱۴. مقایسه‌ی مقدار ضریب کارایی آئرو دینامیکی با تغییر محل نصب پلاسما.



شکل ۱۵. مقایسه‌ی مقدار ضریب کارایی آئرو دینامیکی با تغییر فرکانس عملگر پلاسما.

بررسی اثر این دو پارامتر در تولید نیروی حجمی و کنترل جریان خواهیم پرداخت. با تغییر ولتاژ و فرکانس عملگر پلاسما، نتایج شکل ۱۵ و شکل ۱۶ حاصل شد. افزایش ولتاژ و فرکانس باعث افزایش نسبت برآ به پسا می‌شود؛ البته محدوده‌ی تغییر ولتاژ و فرکانس در محدوده عملکرد عملگرهای پلاسمایی DBD تنظیم شد و خارج از آن مدل‌سازی عددی نتایج قابل قبولی ارائه نخواهد کرد.

با افزایش فرکانس از ۱ کیلوهرتز به ۲ کیلوهرتز نسبت نیروی برآ به پسا ۲۳٪ افزایش یافت در صورتی که افزایش از ۲ به ۳ کیلوهرتز این نسبت را تنها ۱۰٪

حمله در شکل ۱۰ نشان داده شده است. در صورتی که سایر مقاطع بال دارای فشاری مشخص است، افزایش فشار ناگهانی و موضعی در لبه‌ی حمله مشاهده می‌شود. بین حالت دوبعدی و سه‌بعدی اختلاف کمی مشاهده می‌شود که به دلیل اثر سه‌بعدی جریان است.

در ادامه، مطالعه‌ی پارامتری روی عوامل مختلف مؤثر بر عملکرد کنترلی محرک پلاسما انجام شده و نتایج آن ارائه می‌شود.

#### ۴.۳. اثر دو برابر کردن ناحیه‌ی پلاسمایی

در یک آزمون متفاوت، دامنه‌ی تأثیر قدرت محرک پلاسمایی دو برابر شد. بنابراین طول‌های ۰٫۳۶ و ۰٫۴۸ به ترتیب در راستای محورهای  $x$  و  $y$  اعمال شد. سایر شرایط مانند حالت قبل است. نمودار ضریب فشار روی سطح بال در شکل ۱۲ در مقایسه با حالت قبل نشان داده شده است. اثر دو برابر کردن ناحیه‌ی تأثیر پلاسمایی باعث افزایش اوج فشار روی سطح بال می‌شود.

#### ۵.۳. مطالعه‌ی موقعیت نصب عملگر پلاسمایی

به منظور بررسی اثر موقعیت عملگر پلاسمایی در راستای وتر و با توجه به نتایج دوبعدی که نقطه‌ی آغاز جدایش را در موقعیت ۲٫۸٪ وتر از لبه‌ی حمله نشان می‌داد، موقعیت محرک در سه محل ۲٫۸٪، ۵٪ و ۱۰٪ وتر از لبه‌ی حمله تغییر داده شد. نمودارهای ضریب فشار در این سه حالت در شکل ۱۳ نشان داده شده است. در حالت ۲٫۸٪ و ۵٪ تغییرات محسوسی در ضریب فشار مشاهده نمی‌شود ولی در حالت ۱۰٪ ضریب فشار کاهش ناگهانی داشته و قبل از رسیدن به محل پلاسما جدایش رخ می‌دهد. بنابراین به نظر می‌رسد با توجه به این موضوع بهترین محل نصب عملگرهای پلاسمایی نقطه‌ی آغاز جدایش باشد.

تغییرات نسبت برآ به پسا در این سه حالت در شکل ۱۴ نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، با افزایش فاصله از نقطه‌ی آغاز جدایش نسبت برآ به پسا با افت شدید روبه‌رو خواهد شد. بنابراین بهترین موقعیت نصب عملگر درست در نقطه‌ی آغاز جدایش خواهد بود.

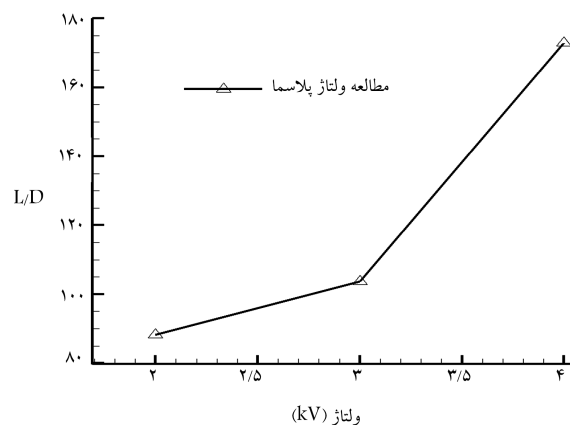
#### ۶.۳. مطالعه‌ی اثر ولتاژ و فرکانس

ولتاژ و فرکانس در قدرت پلاسمایی تولید شده نقش مهمی دارند. در این بخش به



می‌شود توسعه داده شده و توسط ابزار UDF به نرم‌افزار تجاری فلوئنت اضافه شد. در ابتدا به منظور اعتبارسنجی روش جریان با کنترل پلاسمایی روی صفحه تخت مدل شده و نتایج با پژوهش‌های قبلی<sup>[۲۶]</sup> مقایسه شد. در ادامه با مدل‌سازی جریان حول ایرفویل NACA ۰۰۱۵ در شرایط عدد رینولدز ۴۵۰۰۰ و عدد ماخ ۰/۱ و زاویه‌ی حمله‌ی ۱۵ درجه، عملگر پلاسمایی مورد آزمایش قرار گرفته و نتایج ضریب فشار روی سطح با نتایج موجود<sup>[۲۵]</sup> مقایسه شد. با مدل‌سازی بال سه‌بعدی با استفاده از چیدمان عملگر پلاسمایی اثر پارامترهای مختلف مورد مطالعه قرار گرفت و نتایج زیر به دست آمد.

- موقعیت قرارگیری عملگر پلاسمایی نقش مهمی در کنترل جریان دارد. این عملگر باید قبل یا در ناحیه‌ی شروع جدایش جریان نصب شود.
- این عملگرها محدوده‌ی اثرگذاری خاصی دارد که ارتفاع و طول ناحیه‌ی مثلثاتی در میزان اثر عملگر مؤثر است. با افزایش طول و عرض ناحیه‌ی مثلثاتی میزان نیرو و سرعت در محل قرارگیری پلاسمای افزایش و در نتیجه قدرت کنترلی جریان افزایش خواهد یافت.
- افزایش فرکانس و ولتاژ باعث افزایش قدرت عملگر پلاسمایی خواهد شد. افزایش فرکانس از ۱ کیلوهرتز به ۲ کیلوهرتز نسبت نیروی برآ به پسا‌ی بال را ۲۳ درصد افزایش می‌دهد، در صورتی که با افزایش از ۲ به ۳ کیلوهرتز این افزایش تنها ۱۰ درصد خواهد بود. همچنین افزایش ولتاژ از ۲ به ۳ کیلوولت باعث افزایش ۱۷ درصدی نسبت برآ به پسا می‌شود در صورتی که افزایش از ۳ به ۴ کیلوولت این نسبت را ۶۶ درصد افزایش می‌دهد.



شکل ۱۶. مقایسه‌ی مقدار ضریب کارایی آئرو دینامیکی با تغییر ولتاژ عملگر پلاسمای.

افزایش داد. با تغییر ولتاژ از ۲ به ۳ کیلوولت نسبت برآ به پسا ۱۷٪ افزایش یافت در صورتی که از ۳ به ۴ کیلوولت این رقم به ۶۶٪ می‌رسد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت تغییرات ولتاژ نسبت به فرکانس اثرگذاری بیشتری بر کنترل جریان دارد.

#### ۴. نتیجه‌گیری

در این تحقیق روش شایبی که یک روش پدیدارشناسی است و در آن نیروی حجمی ناشی از عملگر پلاسمای، خطی‌سازی شده و به معادلات ناویر - استوکس اضافه

#### پانویس‌ها

1. active
2. passive
3. predetermined
4. reactive
5. magneto-hydrodynamics
6. Lorentz
7. Colon
8. Joule heating
9. Corona
10. Suzen et al.
11. Maxwell's equations
12. Aholt & Finaish
13. Navier-Stokes
14. large-eddy simulations (LES)
15. direct numerical simulations (DNS)
16. Visbal et al.
17. Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)
18. Tsubakino et al.
19. phenomenological
20. first-principle
21. single DBD

22. blunt bodies
23. tip-casing
24. second-order upwind

#### منابع (References)

1. Gad-el-Hak, M. Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management. Cambridge University Press, 2006.
2. Colas, D. F., Ferret, A., Pai, D. Z. and et al. "Ionic wind generation by a wire-cylinder-plate corona discharge in air at atmospheric pressure", **108** 10, pp. 103306, 2010.
3. Roth, J., Sherman, D. and Wilkinson, S. "Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma", in *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, pp. 328 1998.
4. Utkin, Y. G., Keshav, S., Kim, J. -H. and et al. "Development and use of localized arc filament plasma actuators for high-speed flow control", **403**, pp. 685 2006.

5. Starikovskaia, S. M. and Starikovskii, A. Y. J. H. o. C. O. "Plasma-Assisted Ignition and Combustion", pp. 71-93 2010.
6. Khodataev, K. V. J. J. o. P. and Power, "Microwave discharges and possible applications in aerospace technologies", **24**, 5, pp. 962-972 2008.
7. Rehm, R. G. J. T. P. o. F. "Plasma motion induced by high-intensity laser heating", **134**, pp. 921-934, 1970.
8. Kintnr, P. M. and Gorney, D. J. J. J. o. G. R. S. P. "A search for the plasma processes associated with perpendicular ion heating", **89A2**, pp. 937-944 1984.
9. Seraudie, A., Aubert, E., Naudé, N. and et al. "Effect of plasma actuators on a flat plate laminar boundary layer in subsonic conditions", *AIAA paper*, **3350**, pp. 2006 2006.
10. Jukes, T. N., Choi, K. S, Johnson, G. A. and et al. "Turbulent drag reduction by surface plasma through spanwise flow oscillation", *AIAA paper*, **3693** (2006).
11. Porter, C., McLaughlin, T., Enloe, C. and et al. "Boundary layer control using a DBD plasma actuator", *AIAA paper*, **786** (2007).
12. Suzen, Y., Huang, P., Jacob, J. and et al. "Numerical simulations of plasma based flow control applications," *AIAA paper*, **4633** (2005).
13. Aholt, J. and Finaish, F. "Active flow control strategy of laminar separation bubbles developed over subsonic airfoils at low Reynolds numbers", *AIAA-Paper*, **733**, pp. 49 (2011).
14. Visbal, M. R. Gaitonde, D. V. and Roy, S. "Control of transitional and turbulent flows using plasma-based actuators", *AIAA paper*, **3230** (2006).
15. Tsubakino, D. Tanaka, Y. and Fujii, K. "Effective layout of plasma actuators for a flow separation control on a wing", *AIAA paper*, **474** (2007).
16. Corke, T. C., Post, M. L. and Orlov, D. M. "SDBD plasma enhanced aerodynamics: concepts, optimization and applications", *Progress in Aerospace Sciences*, **437**, pp. 193-217 (2007).
17. Khoshkhoo, R. and Jahangirian, A. "Numerical simulation of flow separation control using multiple DBD plasma actuators", *Journal of Applied Fluid Mechanics*, **94**, pp. 1865-1875 (2016).
18. Khoshkhoo R. and Jahangirian, A. "Flow separation control over airfoils using DBD plasma body force", *Journal of the Brazilian Society of Mechanical*, **388**, pp. 2345-2357 (2016).
19. Omidi, J. and Mazaheri, K. " Numerical simulation of plasma actuator in boundary Layer separation control by utilizing the modified electrostatic model", *Sharif Journal of Mechanical Engineering*, pp. 23-33, (In Persian) (2018).
20. Corke, T. C., Post, M. L. and Orlov, D. M. "Single dielectric barrier discharge plasma enhanced aerodynamics: physics, modeling and applications," *Experiments in Fluids*, **461**, pp. 1-26, (2009).
21. Moreau, E. "Airflow control by non-thermal plasma actuators", *Journal of Physics Applied Physics*, **403**, pp. 605 (2007).
22. Corke, T. C., Enloe, C. L. and Wilkinson, S. P. "Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control\*", *Annual Review of Fluid Mechanics*, **42**, pp. 505-529 (2010).
23. Kotsonis, M. and Veldhuis, L. "Experimental study on dielectric barrier discharge actuators operating in pulse mode", *Journal of Applied Physics*, **10811**, pp. 113304 (2010).
24. Jayaraman, B. and Shyy, W. "Modeling of dielectric barrier discharge-induced fluid dynamics and heat transfer", *Progress in Aerospace Sciences*, **443**, pp. 139-191 (2008).
25. Gaitonde, D. V., Visbal, M. R. and Roy, S. "Control of flow past a wing section with plasma-based body forces", *AIAA paper*, **5302** (2005).
26. Shyy, W., Jayaraman, B. and Andersson, A. "Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics", *Journal of applied physics*, **9211**, pp. 6434-6443 (2002).
27. Roth, J. R., Sherman, D. M. and S. P. Wilkinson, S. P., *Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, pp.4-8 (1998).
28. Roth, R. J., Sherman, D. M. and Wilkinson, S. P. "Electrohydrodynamic flow control with a glow-discharge surface plasma", *AIAA journal*, **387**, pp. 1166-1172 (2000).
29. Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A. E., *Theory of wing sections, including a summary of airfoil data*. Courier Corporation, pp.324 (1959).