

شبیه‌سازی عددی عملکرد پلاسمایی به‌منظور کنترل جدایش لایه‌ی مرزی با استفاده از مدل الکتروستاتیک ارتقایافته

جواد امیدی (کارشناس ارشد)

کریم مظاهری* (استاد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف، (بهار ۱۳۹۷)
دوره‌ی ۲ - ۳، شماره‌ی ۱، ص. ۳۳-۲۳

در این مقاله با استفاده از یک مدل الکتروستاتیک ارتقایافته، اثر عملکرد پلاسمای DBD بر جریان روی یک ایرفویل مطالعه شده است. این مدل پیش‌بینی دقیق رفتار عملکرد پلاسمای در ولتاژها و فرکانس‌های مختلف را بدون نیاز به داده‌های تجربی ممکن می‌سازد. جریان هوا در رژیم تراکم‌ناپذیر است و عدد رینولدز جریان بیش از نیم‌میلیون است. مدل الکتروستاتیک با حل میدان پتانسیل الکتریکی و غلظت پلاسمای، اثر عملکرد را به‌صورت یک نیروی حجمی به معادلات جریان سیال اعمال می‌کند. اعتبارسنجی حل جریان سیال و مدل الکتروستاتیک با داده‌های آزمایشگاهی معتبر نشان‌گر دقت مدل مورد استفاده است. طبق نتایج این مطالعه، با استفاده از عملکرد پلاسمایی، زاویه‌ی حمله‌ی جدایش از ۱۵ به ۲۱ درجه به تأخیر می‌افتد و همچنین بیش از ۳۱ درصد بهبود در بیشینه ضریب برآ و بیش از ۱۵ درصد در بیشینه نسبت ضریب برآ به پسای ایرفویل دیده می‌شود.

واژگان کلیدی: مدل الکتروستاتیک، عملکرد پلاسمای DBD، کنترل جدایش

جریان، ایرفویل ناکا ۱۵۰۰.

jomidi@alum.sharif.ir
mazaheri@sharif.ir

۱. مقدمه

در سال‌های اخیر بهبود طراحی آیرودینامیکی از طریق کنترل جریان یکی از چالش‌برانگیزترین مسائل در صنایع مختلف بوده است. اهمیت بالای این موضوع سبب انجام تحقیقات گسترده در این راستا، و یافتن راهکارهای مختلف برای کنترل جریان شده است. پیشرفت‌های صورت‌گرفته در زمینه‌ی کنترل جریان امکان استفاده از استراتژی‌های جدید را در کنترل میدان جریان فراهم کرده است.^[۱-۳] استفاده از عملکردهای پلاسمای^۱ برای کنترل جریان حول اجسام آیرودینامیکی، یکی از روش‌هایی است که نزدیک به دو دهه از مطالعه‌ی آن می‌گذرد. در این میان، عملکردهای پلاسمای DBD^۲ به‌عنوان یکی از شاخص‌ترین نوع این کنترل‌کننده‌ها شناخته شده است.

DBDها بسیار ساده و درعین حال بسیار مؤثرند. سبکی، نصب آسان، عدم نیاز به سیستم‌های نیوماتیکی، هیدرولیکی یا اجزای متحرک، و نیز توان مصرفی بسیار پایین و عملکرد سریع از ویژگی‌های قابل توجه آن‌هاست.^[۴] عموماً از این کنترل‌کننده‌ها در فشار اتمسفر استفاده می‌شود.^[۵]

در شکل ۱ تصویر شماتیک یک DBD نشان داده شده است. این عملکرد از دو الکتروود تشکیل شده که توسط یک لایه‌ی دی‌الکتریک از یکدیگر جدا شده‌اند. الکتروودهای عملکرد بسیار نازک و عرض‌اند و در راستای دهانه‌ی جسم آیرودینامیکی

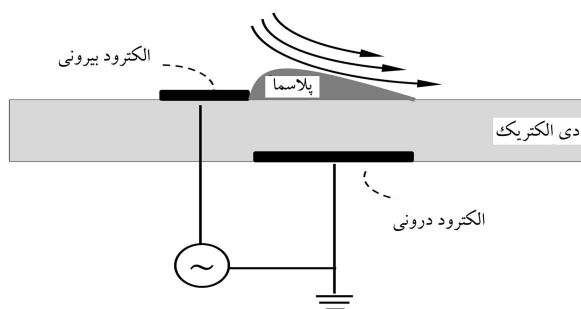
* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۴/۷/۲۶، اصلاحیه ۱۳۹۵/۹/۱۳، پذیرش ۱۳۹۵/۱۱/۱۷.

DOI: 10.24200/J40.2018.6392

انتقال اندازه حرکت از شارهای پلاسمای به هوای پیرامون از طریق برخورد با یون‌ها انجام می‌شود. در اثر این انتقال اندازه حرکت، یک نیروی حجمی به جریان هوا منتقل خواهد شد. شتاب ایجاد شده در ذرات هوای پیرامون، یک جت مصنوعی تولید می‌کند که با تزریق اندازه حرکت به لایه‌ی مرزی، پروفیل سرعت لایه‌ی مرزی را بهبود می‌دهد. از کاربردهای این عملکرد پلاسمایی می‌توان به استفاده از آن برای کنترل جدایش لایه‌ی مرزی، کنترل انتقال جریان از آرام^۴ به آشفته^۵ و همچنین کنترل جریان آشفته اشاره کرد.^[۶-۹]

در راستای کنترل لایه‌ی مرزی و جدایش جریان پژوهش‌های تجربی (آزمایشگاهی) زیادی انجام شده است. هالتگرن و آشپس^[۱۰] در سال ۲۰۰۳ با استفاده از یک عملکرد پلاسمایی به‌صورت آزمایشگاهی، به مطالعه‌ی کنترل جدایش جریان از روی یک صفحه‌ی تخت و سطح مکشی یک ایرفویل پرداخته‌اند. ایرفویل مورد استفاده‌ی



شکل ۱. طرح‌واره عملکرد پلاسمای DBD.

اولیه‌ی سوزن و هوانگ ارائه کرده‌اند. آنها علاوه بر مطالعه‌ی اثر ولتاژ و فرکانس اعمالی به محرک پلاسمایی در بازه گسترده‌ی این دو پارامتر، به مطالعه‌ی ساختار جریان یک ایرفویل توربین باد پرداخته‌اند. آنها با استفاده از سه عملکرد تنها و چهار عملکرد دوتایی در طول و تر ایرفویل اثر چندتایی بودن عملگرها و همچنین کارکرد عملکرد در بازه وسیعی از زوایای حمله را مورد بررسی قرار دادند.

به‌علاوه پیچیده بودن ساختار پلاسمای تولیدی و تغییرات ساختار آن در مقیاس‌های مکانی و زمانی کوچک،^[۱۹] مدل‌های عددی از توانایی کافی برای مدل‌سازی دقیق این پدیده برخوردار نیستند. به همین علت در کنار کارهای تجربی پیشرفت در زمینه‌ی شبیه‌سازی عددی همچنان ادامه دارد. برای مدل‌سازی فیزیکی عملگرهای پلاسمایی از شبیه‌سازی عددی مدل‌های مختلفی استفاده شده است. مدل ارائه شده توسط روث،^[۲۰] مدل الکتروستاتیک ارائه شده توسط سوزن و هوانگ و همکارانشان،^[۲۱، ۲۲] مدل المان‌های مداری ارائه شده توسط اورلو و همکارانش،^[۲۳] مدل نیروی خطی شده ارائه شده توسط جابارمان و شای،^[۲۴] مدل جریان پتانسیل هال^[۲۵] و مدل حل کامل معادلات ماکسول بدون صرف‌نظر از ترم‌های مغناطیسی،^[۲۶] برای مدل‌سازی نیروی حجمی ناشی از عملگرهای پلاسمایی پیشنهاد شده‌اند. در اینجا از شکل ارتقایافته‌ی مدل الکتروستاتیک سوزن و هوانگ که توسط بوچمال^[۶] ارائه شده، استفاده می‌شود. این مدل با دقت خوبی اثر عملکرد پلاسمایی را بر جریان سیال عبوری تقریب می‌زند و یک مدل مهندسی مناسب در اختیار می‌گذارد.

با فرضیات در نظر گرفته شده برای ساده‌سازی معادلات ماکسول، سوزن و هوانگ مدلی را با اتکا به نتایج تجربی ارائه می‌کنند^[۲۱] که در آن از یک نیم‌توزیع گوسی برای توزیع بار الکتریکی روی سطح دی‌الکتریک استفاده می‌شود. آنها از نتایج خود برای کنترل جریان عبوری روی یک تیغه‌ی دوبعدی یک توربین گاز کم‌فشار استفاده می‌کنند. مدل الکتروستاتیک ارائه شده توسط آنها به علت وابستگی بسیار زیاد خود به داده‌های تجربی علی‌رغم مهندسی بودن و نزدیک بودن کانتورهای پلاسمای تولیدی به نتایج تجربی، تنها برای ولتاژ ۵ کیلوولت اعمالی در آزمایش مورد نظر قابل استفاده است و در ولتاژهای اعمالی دیگر کاربرد ندارد. آنها برای رفع این مشکل مدل الکتروستاتیک دیگری نیز ارائه کردند^[۲۷] که در آن الکتروود داخلی به‌عنوان چشمه‌ی تولید بار الکتریکی در نظر گرفته می‌شود. این در حالی است که برای کالیبره کردن پارامترهای مدل همچنان نیازمند داده‌های تجربی هستیم.

محققین برای ارتقای عملکرد این مدل پژوهش‌هایی روی شرایط مرزی آن انجام داده^[۲۸] و از نتایج آن برای کنترل یک جریان داخلی استفاده کردند.^[۲۹] آنها اثر هریک از پارامترهای مدل الکتروستاتیک در نتیجه‌ی حضور عملکرد پلاسمایی را نیز مطالعه کرده‌اند.^[۳۰] با این وجود همچنان مدل مورد نظر توانایی کار به‌صورت مستقل از نتایج تجربی را نداشت. بوچمال^[۶] برای رفع این مشکل با استفاده از نتایج تجربی روی صفحه‌ی تخت این مدل الکتروستاتیک را ارتقا داد. فرضیه‌های ارائه شده توسط او موجب استقلال کارکرد این مدل از نتایج تجربی شد و قانون نیروی رانش توان سه‌ونیم $Thrust \propto V_{pp}^{3/2}$ که طی پژوهش‌های آزمایشگاهی انلو^[۱۹] به اثبات رسیده بود، را نیز ارضا کرد.

پژوهش‌های زیادی با استفاده از مدل اولیه‌ی سوزن و هوانگ انجام گرفته است. تیسابکینو و همکارانش^[۳۱] به دلیل عدم تغییرات غلظت بار الکتریکی تولیدی با ولتاژ اعمالی، از جمله قدرت عملکرد در روابط خود استفاده کرده‌اند که مشخص نمی‌کند ولتاژ اعمالی چقدر است و تنها یک مطالعه‌ی کیفی را فراهم می‌کند. همچنین سلماهی و همکارانش^[۳۲] از این مدل اولیه برای مدل‌سازی استفاده از عملکرد روی

آنها یکی از ایرفویل‌های یک توربین گاز کم‌فشار است. اثربخشی عملکرد پلاسمایی برای جلوگیری از جدایش بررسی، و نتیجه‌بخشی مطلوب گزارش شده است. پست و کورک^[۱۱] در سال ۲۰۰۴، به‌صورت آزمایشگاهی اثر استفاده از عملکرد پلاسمایی را در لبه‌ی حمله‌ی یک ایرفویل ناکا ۱۵° به منظور کنترل جریان در زوایای حمله‌ی بالا بررسی کردند. در اثر عمل این عملکرد جدایش جریان تا زوایای حمله‌ی بالاتر از ۲۲ درجه به تأخیر می‌افتد، در حالی که پیش از این، زاویه‌ی حمله‌ی واماندگی این ایرفویل تقریباً ۸ درجه بوده است. همچنین در این حالت افزایش ۳۰۰ درصدی بهبود در نسبت نیروی برآ به پسا نیز گزارش شده است. پست و کورک^[۱۲] در ادامه‌ی پژوهش‌های خود، در سال ۲۰۰۴ به‌صورت آزمایشگاهی به کنترل جدایش جریان از لبه‌ی حمله‌ی ایرفویل که در زوایای حمله‌ی بالا روی می‌دهد پرداخته‌اند. ایرفویل استفاده شده در این تحقیق ناکا ۱۸° - ۶۶° است. سرعت جریان آزاد در این آزمایش‌ها در دامنه‌ی ۱۰ تا ۳۰ متر بر ثانیه متغیر است. در این پژوهش، افزایش چهار برابری در نسبت نیروی برآ به پسا گزارش شده است.

انلو و همکارانش^[۱۳] نیز در سال ۲۰۰۴ در یک کار آزمایشگاهی با استفاده از یک عملکرد پلاسمایی به اندازه‌گیری‌های مکانی و زمانی ساختارهای پلاسمای تولیدی توسط این عملکرد می‌پردازند. این پژوهش بیشتر با هدف درک فیزیک شکل‌گیری این رژیم از پلازما بر روی دی‌الکتریک انجام می‌گیرد. نتایج این کار نشان می‌دهد که ساختار پلازما در طول یک دوره ولتاژ اعمالی، ذاتاً نسبت به مکان و زمان متفاوت است.

ژاکوب و همکارانش^[۱۴] نیز در سال ۲۰۰۵ در یک کار آزمایشگاهی جریان برشی آرام و آشفته را توسط یک عملکرد پلاسمایی کنترل می‌کنند. همچنین در سال ۲۰۱۲ میرزایی و همکارانش^[۱۵] از یک عملکرد پلاسمای DBD جهت تغییر فرکانس فروریزش گردابه‌ها و خواص توربولانسی از یک ایرفویل ناکا ۱۲°۴۴ استفاده کردند. نتایج مطالعات آنها حاکی از کاهش معقول و مطلوب فرکانس فروریزش گردابه‌هاست.

همچنین بورمل و همکارانش^[۱۶] در سال ۲۰۱۳ در یک کار آزمایشگاهی، اثر عملکرد پلاسمایی را روی نیروی برآ و پسای تولیدی جریان عبوری از ایرفویل ناکا ۱۵°۴۴ بررسی کردند. آنها عملکرد را در موقعیت‌های لبه‌ی حمله، ۳۰ درصد و ۶۰ درصد طول وتر از لبه‌ی حمله قرار داده و آزمون‌های خود را انجام داده‌اند. مطالعات آنها نشان می‌دهد که با افزایش زاویه‌ی حمله برای بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل، باید عملکرد به لبه‌ی حمله (نقطه‌ی جدایش) نزدیک‌تر شود. همچنین در سال ۲۰۱۵، امید و همکارانش^[۱۷] نیز از مدل سوزن و هوانگ برای مدل‌سازی جریان کنترل‌شده‌ی عبوری از ایرفویل ملخ یک هلیکوپتر استفاده کرده‌اند. مظاهری و امیدی^[۱۸] در سال ۲۰۱۶، یک مدل ارتقایافته از مدل الکتروستاتیک

گرانش، و f_b نیروی حجمی اثر عملگر پلاسمایی بر واحد حجم برحسب (N/m^3) است.

هنگامی که یک ولتاژ متناوب بالا به دو الکترود که توسط دی الکتریک از هم جدا شده اند، اعمال می شود، هوای پیرامون در نزدیکی عملگر پلازما شروع به یونیزه شدن می کند. در نتیجه ی حضور ذرات هوای یونیزه شده در میدان الکتریکی موجود، یک نیروی حجمی تولید می شود. این نیروی حجمی می تواند به صورت پایا یا ناپایا بر جریان خارجی اثر گذار باشد. معادلات اساسی برای مدل سازی الکتروستاتیک اثر عملگر پلازما بر جریان خارجی همان معادلات معروف ماکسول است. این معادلات چنین نوشته می شود:

$$\nabla \cdot \vec{D} = \rho_c \quad (3)$$

$$\nabla \cdot \vec{B} = 0 \quad (4)$$

$$\nabla \times \vec{E} = -\partial \vec{B} / \partial t \quad (5)$$

$$\nabla \times \vec{H} = \vec{J} - \partial \vec{D} / \partial t \quad (6)$$

که در آن \vec{D} القای الکتریکی، \vec{B} القای مغناطیسی، \vec{E} میدان الکتریکی، \vec{H} میدان مغناطیسی و \vec{J} جریان الکتریکی است. از طرفی نیروی حجمی تولیدی بر واحد حجم پلازما با فرض نادیده گرفتن نیروهای مغناطیسی در معادله ی لورنتز^[۱۳] عبارت خواهد بود از:

$$\vec{f}_b = \rho_c \vec{E} \quad (7)$$

که در آن ρ_c غلظت بار الکتریکی برحسب (C/m^3) و \vec{f}_b نیروی حجمی اثر عملگر پلازماست.

با فرض این که زمان کافی برای شارژ پلازما در فرایند توزیع مجدد آن وجود دارد و کل سیستم تقریباً شبه پایا محسوب می شود، \vec{J} ، \vec{B} و \vec{H} و همچنین مشتق های زمانی موجود در معادلات ماکسول صفر می شوند. بدین ترتیب معادلات ماکسول به دو معادله ی ۸ و ۹ تبدیل می شود:

$$\nabla \cdot \vec{D} = \rho_c \quad (8)$$

$$\nabla \times \vec{E} = 0 \quad (9)$$

همچنین رابطه ی بین القای الکتریکی و میدان الکتریکی عبارت است از:

$$\vec{D} = \epsilon \cdot \vec{E} \quad (10)$$

که در آن ϵ نفوذپذیری الکتریکی است و به صورت $\epsilon = \epsilon_0 \epsilon_r$ تعریف می شود. ϵ_0 نفوذپذیری آزاد و ϵ_r نفوذپذیری نسبی است. واحد ضریب نفوذپذیری (C^2/Nm^2) است. نفوذپذیری نسبی هوا ۱ و نفوذپذیری نسبی دی الکتریک مورد استفاده در این شبیه سازی، کاپتن ۲/۷ است. با این تعریف رابطه ی ۸ تبدیل می شود به:

$$\nabla \cdot \epsilon \vec{E} = \rho_c \quad (11)$$

همچنین با توجه به رابطه ی ۹ می توان گفت که میدان الکتریکی می تواند گرادینان یک تابع پتانسیل اسکالر Φ باشد. پس می توان نوشت:

$$\vec{E} = -\nabla \Phi \quad (12)$$

حال می توان رابطه ی ۱۱ را چنین بازنویسی کرد:

$$\nabla \cdot (\epsilon_r \nabla \Phi) = -\rho_c / \epsilon_0 \quad (13)$$

یک ایرفویل NLF^۶ استفاده کرده اند. استفاده از یک ولتاژ دلخواه متفاوت با ولتاژ مورد نظر در مدل سوزن و هوانگ در این کار، با همان کالیبراسیون قبلی پارامترها قابل قبول نیست.

با مستقل شدن نتایج مدل الکتروستاتیک از داده های تجربی و امکان تغییر توزیع پلاسمای تولیدی با تغییر ولتاژ اعمالی به الکترودها، مهم ترین هدف مطالعه ی حاضر بررسی امکان استفاده از این مدل ارتقا یافته در اجسام آیرودینامیکی دوبعدی مانند ایرفویل است. در این جا دقت مدل سازی اثر عملگر پلاسمایی روی ایرفویل ناکا ۱۵۰^۵ بررسی، و نتایج مدل سازی با داده های تجربی^[۱۱] مقایسه می شود.

در این پژوهش کاربرد مدل ارتقا یافته ی بوجمال^[۶] به جریان های واقعی و کاربردی توسعه داده شده است. هدف از پژوهش حاضر، کنترل جدایش در ایرفویل ناکا ۱۵۰^۵ و ارتقای عملکرد آیرودینامیکی آن است. این عمل می تواند به افزایش توان تولیدی منجر شود. برای این کار ابتدا معادلات حاکم بر جریان سیال و میدان الکتریکی و توزیع بار الکتریکی و شرایط مرزی مربوط به آن ها ارائه شده و سپس روش حل عددی آن ها تشریح می شود. پس از اعتبارسنجی نتایج حاصل از مدل سازی الکتروستاتیک و حل میدان جریان، اثبات استقلال جواب ها از شبکه ی حل عددی، اثر استفاده از عملگر پلاسمایی روی یک ایرفویل ناکا ۱۵۰^۵ مطالعه ی عددی می شود. نتایج نشان دهنده ی بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل در استفاده از عملگر پلاسمایی است.

۲. شرح مسئله

در این پژوهش برای کنترل جدایش جریان از سطح مکشی یک ایرفویل ناکا ۱۵۰^۵ از یک عملگر پلاسمایی استفاده می شود. جریان شبیه سازی شده، تراکم ناپذیر و دارای عدد رینولدز ۵۰۰ هزار است. مدل سازی اثر عملگر پلاسمایی توسط یک مدل الکتروستاتیک^[۲۳،۲۱] انجام شده است. این مدل به عنوان شرط مرزی از یک تابع گوسی برای توزیع غلظت بار الکتریکی روی سطح دی الکتریک استفاده می کند. اثر عملگر پلاسمایی به صورت یک نیروی حجمی بر جریان هوای پیرامون اعمال شده و با شتاب دادن به ذرات هوا سبب تولید یک جت دیواره می شود. این نیروی حجمی با استفاده از جمله های چشمه در دو راستای x و y به معادلات اندازه حرکت اضافه می شود. برای تولید این نیروی حجمی دو معادله ی توزیع پتانسیل الکتریکی و توزیع غلظت بار الکتریکی (پلاسمای تولیدی) به معادلات اساسی جریان اضافه خواهد شد.

۳. معادلات اساسی حاکم و شرایط مرزی

۳.۱. معادلات اساسی جریان و مدل الکتروستاتیک

معادلات اساسی مورد استفاده برای شبیه سازی جریان، معادلات ناویر - استوکس با متوسط گیری رینولدز^۷ است. جریان سیال به علت پایین بودن سرعت آن (ماخ کم تر از ۰/۸)^۵ تراکم ناپذیر در نظر گرفته می شود. معادلات پیوستگی و اندازه حرکت چنین نوشته می شود:

$$\nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \left[\frac{\partial}{\partial t} (\vec{v}) + \nabla \cdot (\vec{v} \vec{v}) \right] = -\nabla p + \nabla \cdot (\tau) + \rho \vec{g} + \vec{f}_b \quad (2)$$

که در آن p فشار استاتیک برحسب (Pa)، τ تانسور تنش برحسب (Pa)، \vec{v} بردار سرعت برحسب (m/s)، ρ چگالی سیال برحسب (kg/m^3) ، $\rho \vec{g}$ نیروی حجمی

از طرفی رابطه‌ی بولتزمن در ارتباط با ذرات باردار پلاسما عبارت است از:

$$\frac{\rho_c}{\varepsilon_0} = \frac{e}{\varepsilon_0} (n_i - n_e) = -e \frac{n_0}{\varepsilon_0} \left[\exp\left(\frac{e\varphi}{K_b T_i}\right) + \exp\left(\frac{e\varphi}{K_b T_e}\right) \right] \quad (14)$$

که در آن φ پتانسیل الکتریکی محلی، K_b ثابت بولتزمن، T_i و T_e دمای یون‌ها و الکترون‌ها و n_i و n_e غلظت ذرات باردار و n_0 غلظت پلاسما پایه است. می‌توان به کمک بسط سری تیلور برای توابع نمایی و با فرض $T_i \ll T_e$ ، رابطه‌ی بولتزمن را تبدیل کرد به:

$$\frac{\rho_c}{\varepsilon_0} \approx -e \frac{n_0}{\varepsilon_0} \varphi \left[\left(\frac{1}{K_b T_i} \right) + \left(\frac{1}{K_b T_e} \right) \right] \quad (15)$$

همچنین طول دمای λ_d که طول مشخصه‌ی ضخامت پلاسما تولیدی در گاز خنثی است چنین تعریف می‌شود:

$$\lambda_d = \left[e^2 \frac{n_0}{\varepsilon_0} \left[\left(\frac{1}{K_b T_i} \right) + \left(\frac{1}{K_b T_e} \right) \right] \right]^{-1/2} \quad (16)$$

با توجه به تعریف طول دمای، رابطه‌ی ۱۵ را می‌توان ساده کرد:

$$\rho_c = -\frac{\varepsilon_0}{\lambda_d} \Phi \quad (17)$$

با استفاده از رابطه‌ی ۱۷ می‌توان شکل جدیدی برای نیروی حجمی تولیدی به دست آورد:

$$\vec{f}_b = -\frac{\varepsilon_0}{\lambda_d} \Phi \cdot \vec{E} \quad (18)$$

طبق نتایج سوزن و هوانگ^[۲۱] چون ذرات گازی به صورت ضعیف یونیزه شده‌اند،^[۲۲] می‌توان فرض کرد که Φ از دو بخش تشکیل شده است. یک پتانسیل الکتریکی به علت میدان الکتریکی ϕ و یک پتانسیل الکتریکی به علت غلظت بار الکتریکی کلی $\bar{\phi}$:

$$\Phi = \phi + \bar{\phi} \quad (19)$$

با فرض این که طول دمای بسیار کوچک باشد، ضخامت بار الکتریکی روی دی الکتریک کم خواهد بود و می‌توان فرض کرد که توزیع ذرات باردار در دامنه‌ی حل بیشتر تحت تأثیر پتانسیل ناشی از ذرات باردار روی دیواره است و تأثیر کم‌تری از میدان الکتریکی خارجی دریافت می‌کند. در مدل‌سازی بر این نکته توجه شده که ارتفاع سلول‌ها از طول دمای در نزدیکی دی الکتریک بزرگ‌تر نباشد. بنابراین برای پتانسیل ناشی از میدان الکتریکی به یک معادله‌ی پواسون می‌رسیم:

$$\nabla \cdot (\varepsilon_r \nabla \phi) = 0 \quad (20)$$

و برای پتانسیل ناشی از غلظت بار الکتریکی کلی به یک معادله‌ی هلمهولتز می‌رسیم:

$$\nabla \cdot (\varepsilon_r \nabla \bar{\phi}) = -\rho_c / \varepsilon_0 \quad (21)$$

با استفاده از رابطه‌ی ۱۷ معادله‌ی هلمهولتز را می‌توان برحسب متغیر غلظت بار الکتریکی نوشت:

$$\nabla \cdot (\varepsilon_r \nabla \rho_c) = -\rho_c / \lambda_d^2 \quad (22)$$

دو رابطه‌ی ۲۰ و ۲۲ معادلات اساسی مورد استفاده در حل عددی‌اند. از حل عددی این دو معادله توزیع میدان الکتریکی و توزیع غلظت بار الکتریکی در دامنه‌ی محاسباتی به دست می‌آید و به وسیله‌ی نتایج به دست آمده از حل این دو معادله نیروی حجمی مطابق رابطه‌ی ۲۳ تولید می‌شود:

$$\vec{f}_b = \rho_c \vec{E} = \rho_c (-\nabla \phi) \quad (23)$$

۲.۳. شرایط مرزی

حل معادلات ۲۰ و ۲۲ نیز نیازمند شرایط مرزی مجزا از شرایط مرزی جریان سیال خواهد بود. ولتاژ متناوب اعمالی بر الکترودها چنین تعریف می‌شود:

$$\phi(t) = \phi^{\max} f(t) \quad (24)$$

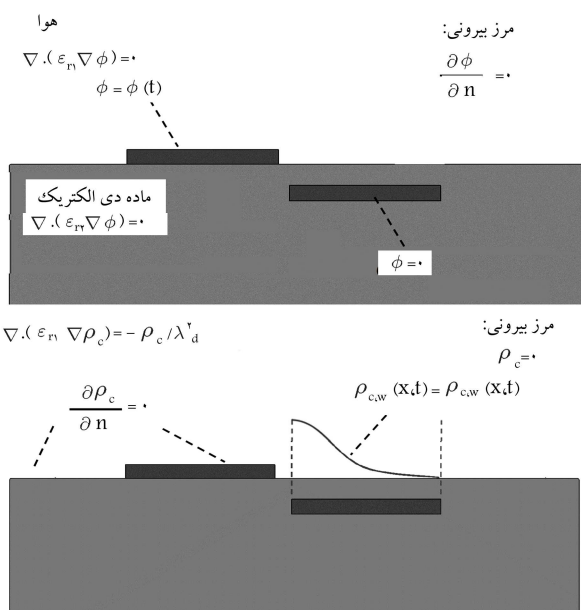
با توجه به شکل سینوسی تغییرات ولتاژ متناوب اعمالی، می‌توان نوشت:

$$f(t) = \sin(2\pi\omega t) \quad (25)$$

که در آن ω فرکانس و ϕ^{\max} دامنه‌ی موج است.

شرایط مرزی برای حل معادلات توزیع میدان پتانسیل و توزیع غلظت بار الکتریکی در شکل ۲ آورده شده است. معادله‌ی پتانسیل الکتریکی (رابطه‌ی ۲۰) هم در قسمت سیال و هم در قسمت دی الکتریک که جامد است حل شده و توزیع پتانسیل الکتریکی را در کل دامنه به دست می‌آورد. معادله‌ی غلظت بار الکتریکی (رابطه‌ی ۲۲) تنها در بخش سیال حل شده و توزیع بار الکتریکی را روی سطح بار الکتریکی محاسبه می‌کند.

شرایط مرزی مطابق شکل ۲ برای حل معادله‌ی توزیع پتانسیل الکتریکی، روی مرز بیرونی $\partial\phi/\partial n_i = 0$ ، روی الکترود بیرونی $\phi = \phi(t)$ ، و روی الکترود درونی به عنوان زمین $\phi = 0$ در نظر گرفته شده است. در این رابطه n_i بردار عمودی یکانی سطح است و $\phi(t) = \phi^{\max} f(t)$ تعریف می‌شود که تغییرات تناوبی ولتاژ اعمالی را لحاظ می‌کند.



شکل ۲. شرایط مرزی برای حل معادلات پتانسیل الکتریکی و غلظت پلاسما.^[۲۱]

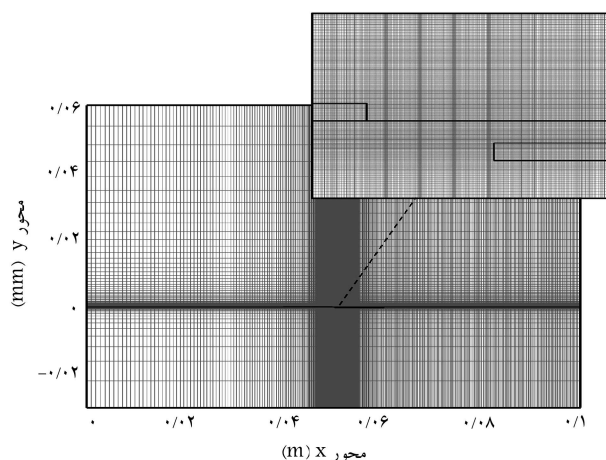
۴. اعتبارسنجی و مشخصه‌های حل عددی

۱.۴. اعتبارسنجی مدل اولیه الکتروستاتیک

برای نشان دادن درستی عملکرد مدل استفاده شده برای مدل‌سازی عملکرد پلاسمایی، مسئله‌ای ارائه شده توسط سوزن و هوانگ^[۲۲،۲۱] انتخاب می‌شود. در این مسئله از یک عملکرد پلاسمایی روی یک صفحه‌ی تخت استفاده شده است. جریان هوا به صورت ساکن روی صفحه‌ی تخت در فشار اتمسفر قرار دارد. با روشن کردن عملکرد پلاسمایی، انتظار می‌رود به علت نیروی حجمی تولیدی توسط عملکرد پلاسمایی، جریان هوا به سمت پایین دست کشیده شده و تولید یک جت دیواره کند. استفاده از این عملکرد با این هندسه پیش‌تر توسط ژاکوب^[۱۳] نیز به صورت آزمایشگاهی آزموده شده است. در آزمایش ژاکوب الکتروود داخلی در نقش زمین دارای پتانسیل الکتریکی صفر است و ولتاژ ۵ کیلوولت در فرکانس ۴/۵ کیلوهرتز به الکتروود بیرونی اعمال می‌شود. ژاکوب سرعت ۱ متر بر ثانیه را برای بیشینه سرعت القایی به جریان در کار خود گزارش می‌کند.

برای کالیبره کردن پارامترهای مورد نیاز در مدل‌سازی مانند طول دبای و بیشینه غلظت بار الکتریکی از نتایج آزمایشگاهی ژاکوب^[۱۳] استفاده شده است. برای این مدل‌سازی، سوزن و هوانگ با توجه به نتایج تجربی، طول دبای ۰/۰۰۱ متر و بیشینه غلظت بار الکتریکی ۰/۰۰۰۸ کولن بر مترمکعب را پیشنهاد می‌کنند. دامنه‌ی حل عددی در مدل‌سازی حاضر، مربعی به ضلع ۰/۱ متر است که عملکرد پلاسمایی در وسط آن قرار گرفته است. به دلیل شکل سطوح الکتروودها، استفاده از شبکه‌ی سازمان‌یافته بسیار کارآمد است. به همین علت از شبکه‌ی سازمان‌یافته با تراکم کافی در اطراف الکتروودها استفاده شده است. این تراکم بالای شبکه در اطراف الکتروودها به علت آن است که باید در طول دبای بیش از ده سلول وجود داشته باشد تا بتوان پدیده پلاسمای تولیدی را به خوبی شبیه‌سازی کرد.^[۶] در شکل ۴ دامنه‌ی حل عددی به همراه شبکه‌ی تولیدی نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود در اطراف الکتروودها تعداد سلول‌های انتخابی برای شبیه‌سازی دقیق پلاسمای تولیدی بسیار بالاتر از حد مورد نیاز (۱۰ سلول) است.

برای نشان دادن استقلال نتایج حل عددی از شبکه‌ی مورد استفاده، حل عددی روی چند شبکه‌ی متفاوت مقایسه شده است. معیار مورد استفاده، پروفیل سرعت در راستای عمودی در محل تقریبی بیشینه سرعت القایی به جریان است. در شکل ۵ پروفیل‌های مقدار سرعت برای شبکه‌های تولیدی با تعداد سلول‌های



شکل ۴. دامنه‌ی حل عددی روی صفحه‌ی تخت به همراه شبکه‌ی سازمان‌یافته.

همچنین شرایط مرزی مطابق شکل ۲ برای حل معادله‌ی غلظت بار الکتریکی، روی مرز بیرونی و درون دی‌الکتریک $\rho_c = 0$ ، روی سطح بار الکتریکی $\rho_c = \rho_c^{\max} G(x) f(t)$ و روی بقیه‌ی سطوح عملکرد پلاسمایی $\partial \rho_c / \partial n_i = 0$ لحاظ شده است.

طبق نتایج تجربی^[۲۲،۲۱] استفاده از توزیع گوسی به عنوان شرط مرزی سطح دی‌الکتریک موجود در بالای الکتروود داخلی، شرط مناسب و نزدیک به نتایج تجربی است. شرط مرزی مورد نظر چنین تعریف می‌شود:

$$\rho_{c,w}(x, t) = \rho_c^{\max} G(x) f(t) \quad (26)$$

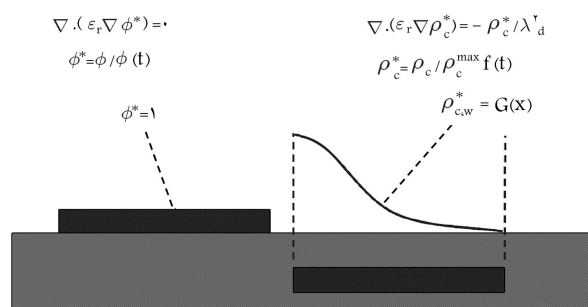
$$G(x) = \exp\left(-\frac{(x - x_0)^2}{2\sigma^2}\right) \quad (27)$$

که در آن σ پارامتر تنظیم‌کننده‌ی ضخامت توزیع گوسی و x_0 محل قرارگیری بیشینه‌ی این توزیع است. برای معادلات میدان پتانسیل و توزیع غلظت بار الکتریکی باید معادلات و شرایط مرزی آن‌ها به شکل بی‌بعد درآیند. بدین ترتیب با حل معادلات می‌توان پتانسیل الکتریکی و توزیع غلظت بار الکتریکی را در هر زمان دلخواه و با هر دامنه ولتاژ با بعددادن به جواب حل، به دست آورد. شکل بی‌بعد شده‌ی معادلات و شرایط مرزی آن‌ها در شکل ۳ آورده شده است.

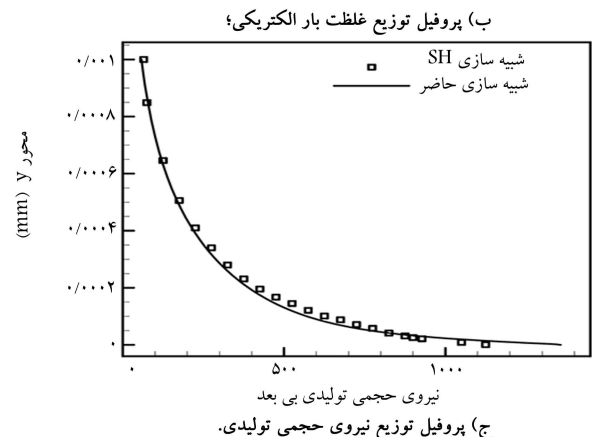
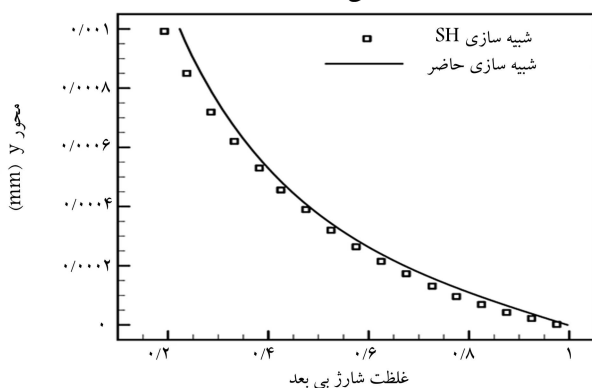
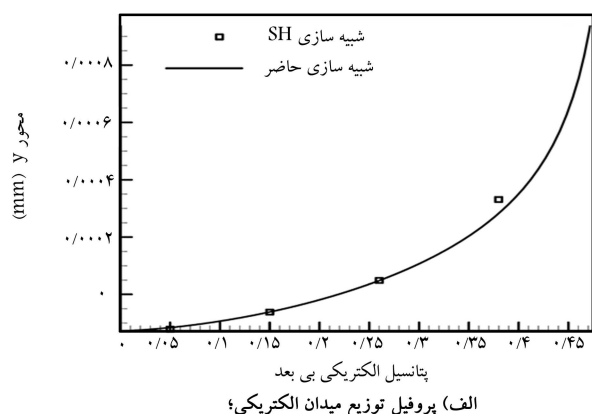
مدل الکتروستاتیک ارائه شده توسط سوزن و هوانگ برای یک شکل خاص از عملکرد و برای یک ولتاژ مشخص ۵ کیلوولت کارایی دارد و برای شبیه‌سازی شکل‌های دیگر عملکرد یا ولتاژهای مختلف اعمالی ناقص است. این مسئله به علت جدابودن معادلات اساسی الکتروستاتیک از هم در این مدل است. بوچمال^[۶] با توجه به داده‌های تجربی موجود، نظریه‌هایی را برای استفاده از این مدل در شکل‌های مختلف عملکرد و ولتاژهای مختلف ورودی ارائه کرده است. با توجه به مطالعات تجربی در ارتباط با فیزیک این پدیده،^[۱۳] نیروی حجمی تولیدی با توان ۳/۵ ولتاژ اعمالی متناسب است. بوچمال برای تحقق قانون نیرو، یک رابطه‌ی خطی را میان نیروی حجمی تولیدی در راستای x و ولتاژ اعمالی با استفاده از داده‌های تجربی به دست می‌آورد تا بدین ترتیب مدل سوزن و هوانگ نیز قانون نیرو را ارضا کند. در این کار پژوهشی از یکی از نظریه‌های او استفاده شده است. در این نظریه، به ازای طول دبای ثابت ۰/۰۰۰۱۷ متر تغییر خطی σ و x_0 در توزیع گوسی، و تغییر خطی ρ_c^{\max} برحسب تغییرات ولتاژ لحاظ می‌شود. تغییر در بیشینه غلظت بار الکتریکی به صورت یک رابطه‌ی خطی پیشنهاد می‌شود:

$$\begin{aligned} \rho_c^{\max} &= 0.02637 \cdot V_{pp} - 0.1343, \\ \phi^{\max} &= 1000 \cdot V_{pp} \end{aligned} \quad (28)$$

که در آن V_{pp} ولتاژ دامنه تا دامنه برحسب کیلوولت است.



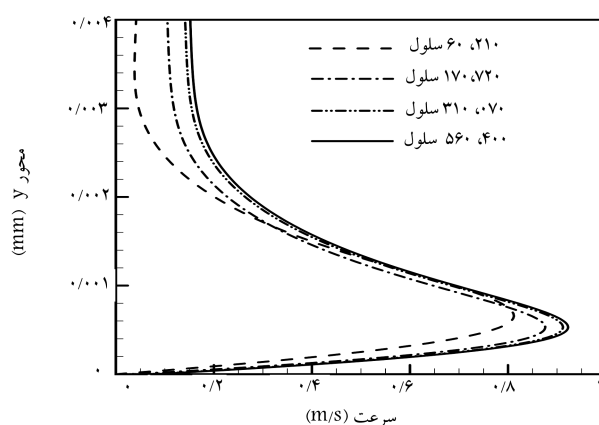
شکل ۳. شکل بی‌بعد معادلات و شرایط مرزی مدل الکتروستاتیک.^[۲۱]



شکل ۶. مقایسه‌ی نتایج مدل‌سازی عددی حاضر با نتایج سوزن و هوانگ [۲۱] در مقاطع عمودی مهم.

در این کار عملگر پلاسمایی در لبه‌ی حمله‌ی ایرفویل قرار دارد. طول وتر ایرفویل ۱۲۷ میلی‌متر است؛ جنس دی‌الکترونیک مورد استفاده کاپتن، و ضخامت آن ۰/۱۲۷ میلی‌متر است. ضخامت الکترودها نیز ۰/۲۵۴ میلی‌متر است. طول الکترودهای بیرونی ۱۲/۷ میلی‌متر است و کاملاً در درون ایرفویل نصب و هم‌سطح شده است. طول الکترودهای داخلی نیز ۵/۸ میلی‌متر است. سرعت جریان آزاد هوا ۲۰ متر بر ثانیه است و ولتاژ اعمالی ۱۱ کیلوولت در فرکانس ۵ کیلوهرتز است. رینولدز جریان آزاد در این پژوهش ۱۵۸ هزار است.

در شکل‌های ۷ و ۸ نتیجه‌ی این اعتبارسنجی نشان داده شده است. تغییرات ضریب برآ در زوایای حمله‌ی مختلف با/بدون استفاده از عملگر پلاسمایی در شکل ۷ مقایسه شده است. همچنین مقایسه‌ی میان توزیع فشار روی ایرفویل در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۶ درجه با نتیجه‌ی آزمایشگاهی در وضعیت استفاده از عملگر



شکل ۵. بررسی پروفیل‌های بیشینه‌ی سرعت جت در مقطع عمودی به منظور استقلال نتایج حل از شبکه‌ی تولیدی.

جدول ۱. مقایسه‌ی مدل‌سازی عددی عملگر پلاسمایی روی صفحه‌ی تخت.

پارامترها	سوزن و هوانگ (۲۰۰۵) [۲۱]	بوچمال (۲۰۱۱) [۶]	مطالعه‌ی حاضر
$f_b / \phi_c^{\max} \rho_c^{\max}$	۱۱۵°	۱۴۴°	۱۲۵°
V_{jet}^{\max} (m/s)	≈ 1	۰/۹۳۴۰۷	۰/۹۴۱۱

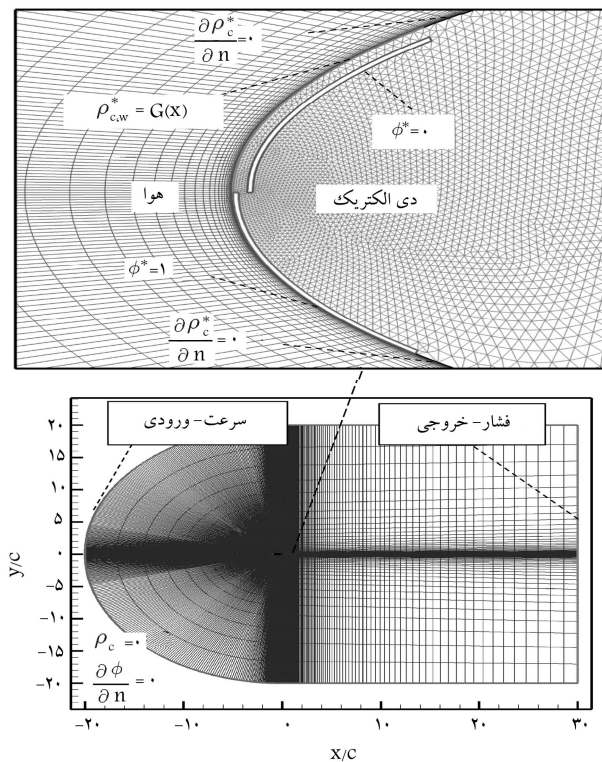
مختلف نشان داده شده است. چنان که مشاهده می‌شود، ابتدا یک شبکه‌ی درشت با تعداد ۶۰/۲۱۰ سلول تولید شده و سپس با ریزکردن شبکه‌ی تولیدی پروفیل‌های سرعت بر یکدیگر منطبق شده‌اند. به همین علت شبکه‌ی تولیدی با ۳۱۰/۰۷۰ سلول به عنوان شبکه‌ی محاسباتی انتخاب می‌شود که در شکل ۴ ارائه شده است.

برای حل کردن میدان سرعت و فشار در دامنه‌ی حل از الگوریتم سیمپل^۸ با دقت مرتبه دوم برای تمامی متغیرها استفاده شده و جریان به صورت آرام و تراکم‌ناپذیر مدل شده است. در شکل ۶ مقایسه‌ی میان پروفیل تغییرات پتانسیل الکتریکی، غلظت بار الکتریکی و نیروی حجمی تولیدی در مقطع عمودی ضلع چپ الکترودهای داخلی انجام شده است. این دو مقطع به علت تغییرات محسوس‌تر متغیرهای مدل‌سازی انتخاب شده‌اند. این مقایسه میان نتایج مدل‌سازی حاضر و مدل‌سازی سوزن و هوانگ انجام شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود مدل‌سازی با دقت مناسبی با نتایج عددی سوزن و هوانگ تطبیق دارد.

در مدل‌سازی حاضر بیشینه‌ی سرعت جت تولیدی تقریباً ۰/۹۴ متر بر ثانیه به دست آمده که با نتایج تجربی ژاکوب^[۱۴] و مدل‌سازی‌های عددی سوزن و هوانگ^[۲۱] و بوچمال^[۶] تطبیق خوبی دارد. به عنوان جمع‌بندی و مقایسه‌ی نتایج مدل‌سازی عددی انجام شده، سرعت جت تولیدی و بیشینه‌ی نیروی حجمی تولیدی در سه مدل‌سازی موجود مقایسه شده است (جدول ۱).

۲.۴. اعتبارسنجی مدل پیشنهادی بوچمال

برای تعیین دقت روش پیشنهادی بوچمال^[۶] در تقریب اثر عملگر پلاسمایی در ولتاژهای مختلف با صرف‌نظر از فرکانس آن مطالعه‌ی روی کار آزمایشگاهی پست و کورک^[۱۱] به صورت عددی انجام شده است. در پژوهش آن‌ها که در سال ۲۰۰۴ انجام شده، از عملگر پلاسمایی روی یک مقطع روتور هلیکوپتر که ایرفویل ناکا^{۱۵} است، استفاده می‌شود. در مطالعه‌ی حاضر با تنظیم ولتاژ ورودی برای عملگر، نتایج تجربی پست و کورک در واندگی با مدل‌سازی عددی شبیه‌سازی می‌شود.



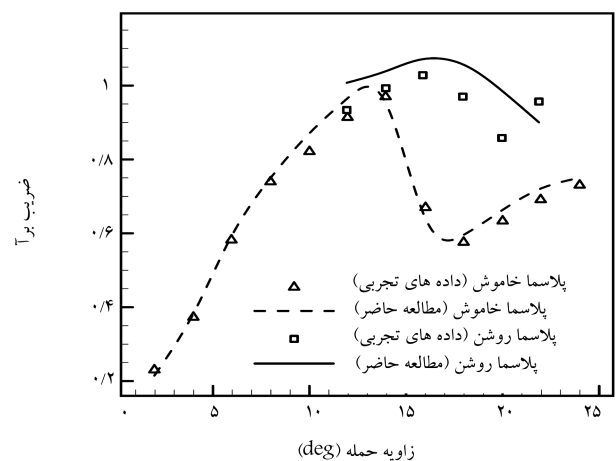
شکل ۹. دامنه‌ی حل، شبکه‌ی تولیدی و شرایط مرزی حل میدان جریان و میدان پتانسیل الکتریکی و غلظت پلاسمای تولیدی پیرامون ایرفویل ناکا ۱۵۰۰.

اسکالارهای تعریف شده توسط کاربر^۹ به صورت ترم‌های چشمه به کمک توابع تعریف شده توسط کاربر^{۱۰} به نرم‌افزار اعمال می‌شوند.

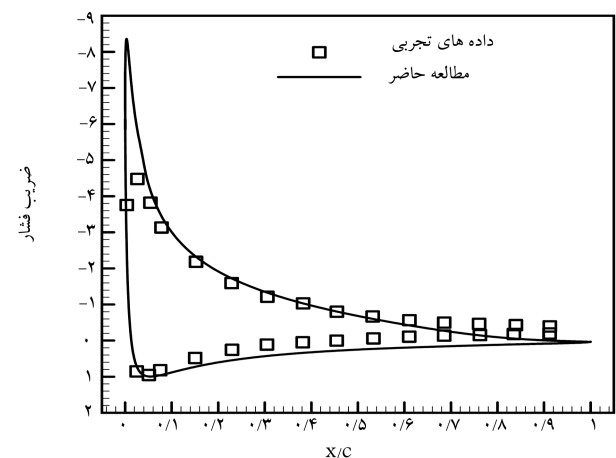
۴.۴. عملگر پلاسمایی و شبکه‌ی حل عددی

جنس عملگر پلاسمایی مورد استفاده از دی‌الکتریک کاپتن و ضخامت آن ۱/۲۷ میلی‌متر است (با فرض این که طول وتر ایرفویل برابر ۱ متر باشد). ضخامت الکترودها ۱/۰۲ میلی‌متر و طول الکترودها بیرونی ۵۰ میلی‌متر بوده و کاملاً در درون ایرفویل نصب و هم‌سطح شده است. طول الکترودها داخلی نیز برابر با طول الکترودها بیرونی است. سرعت جریان آزاد هوا ۷/۳ متر بر ثانیه بوده و ولتاژ اعمالی برابر ۹ کیلوولت است.

برای تولید شبکه‌ی پیرامون ایرفویل از یک شبکه‌ی سازمان‌یافته از نوع c با تراکم بیش‌تر در لبه‌ی حمله و لبه‌ی فرار و محل شکل‌گیری پلاسمای استفاده شده است. در شکل ۹ تصویری از دامنه‌ی حل و شبکه‌ی تولیدی به همراه شرایط مرزی معادلات جریان و مدل الکتروستاتیک نشان داده شده است. شبکه‌ی تولیدی در درون ایرفویل برای حل معادلات الکتروستاتیک، مثلاً با تراکم کافی در اطراف الکترودها است. دامنه‌ی حل به اندازه‌ی ۲۰ برابر طول وتر در بالادست ایرفویل و به اندازه‌ی ۳۰ برابر طول وتر در پایین‌دست آن گسترش یافته است. دامنه‌ی حل در سطح بالایی و پایینی ایرفویل نیز تا ۲۰ برابر طول وتر گسترش می‌یابد. چنان‌که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، برای حل میدان جریان، شرط مرزی در ورودی، شرط مرزی سرعت - ورودی^{۱۱} در نظر گرفته شده است. ملزومات این شرط مرزی، مقدار سرعت جریان، زاویه‌ی ورودی جریان و شدت توربولانسی در ورودی است. همچنین در خروجی جریان مطابق شکل ۹ از شرط مرزی فشار - خروجی^{۱۲} استفاده شده و شرط مرزی



شکل ۷. مقایسه‌ی نتایج شبیه‌سازی جریان کنترل‌شده توسط عملگر پلاسمایی با نتایج تجربی،^[۱۱] تغییرات ضرایب برآ بر حسب زاویه‌ی حمله با/ بدون عملگر پلاسمایی.



شکل ۸. مقایسه‌ی نتایج شبیه‌سازی جریان کنترل‌شده توسط عملگر پلاسمایی با نتایج تجربی،^[۱۱] توزیع فشار حول ایرفویل با عملگر پلاسمایی در زاویه‌ی حمله ۱۶ درجه.

پلاسمایی در شکل ۸ ارائه شده است. مشاهده می‌شود که نتایج حاصله با دقت خوبی بر نتایج کار آزمایشگاهی منطبق است.

در شکل ۸ دقت بالای مدل اصلاح‌شده در نواحی جدایش جریان نشان داده شده است. سرعت القایی در نواحی نزدیک به لبه‌ی حمله در مدل‌سازی نسبت به نتایج آزمایشگاهی بالاتر بوده و موجب افت فشار بیش‌تر بر روی سطح بالایی ایرفویل شده است.

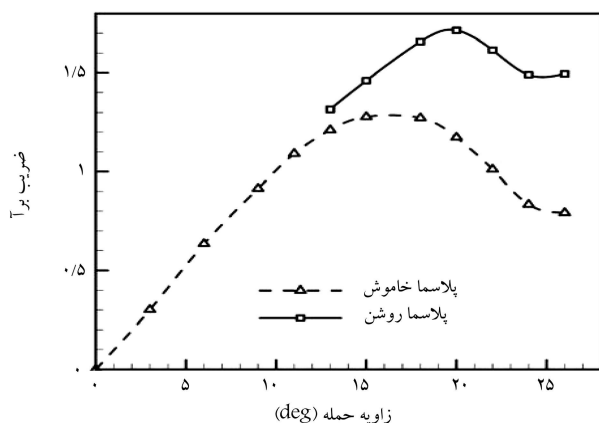
۳.۴. روش شبیه‌سازی عددی جریان

برای شبیه‌سازی جریان از نرم‌افزار تجاری فلوئنت ۱۵ استفاده شده است. جریان در رینولدز ۵۰۰ هزار برای ایرفویل در زوایای حمله بالا کاملاً آشفته فرض شده است؛ به همین علت برای مشاهده‌ی گردابه‌ها و جدایش لایه‌ی مرزی از مدل توربولانسی SSTk - ω استفاده می‌شود.^[۲۴] شدت توربولانس در ورودی جریان ۰/۰۲ درصد و در خروجی ۵ درصد لحاظ شده است.

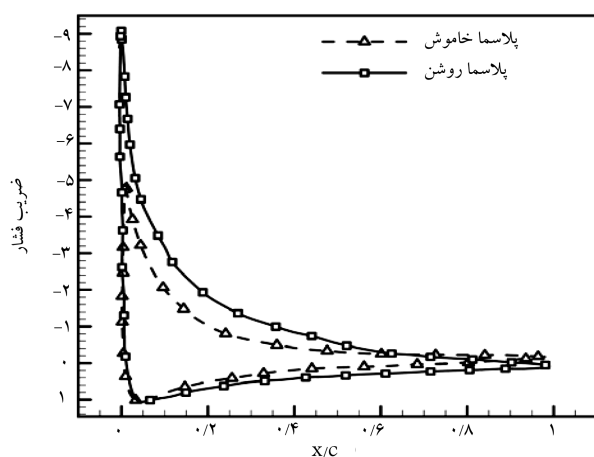
الگوریتم حل، الگوریتم سیمپل با دقت مرتبه دوم برای همه متغیرهاست. پروفیل توزیع گوسی به عنوان شرط مرزی و نیروی حجمی تولیدی (حل دو معادله انتقال

جدول ۲. بررسی کیفیت شبکه‌ی تولیدی حول ایرفویل.

تعداد سلول‌ها	۱۱۰,۰۰۰	۱۴۵,۰۰۰	۱۷۰,۰۰۰
میانگین Y^+	≈ 0.91	≈ 0.58	≈ 0.52
تعداد سلول‌ها در لایه‌ی مرزی	۲۳	۳۰	۳۴
فاصله مرکز اولین سلول از دیواره	$8.2e-4$	$5.3e-5$	$4.6e-5$

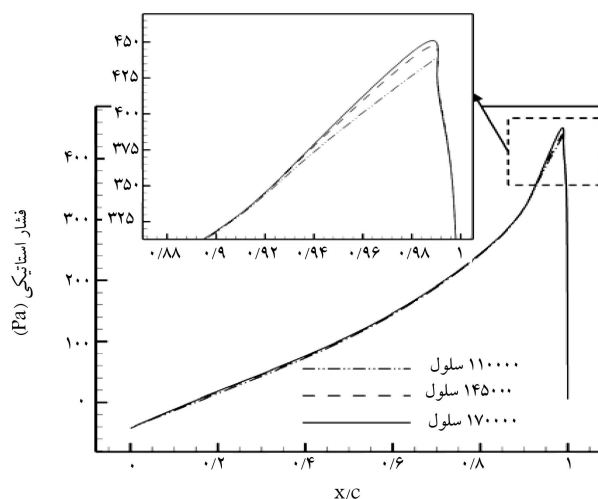


شکل ۱۲. مقایسه‌ی تغییرات برای تولیدی به‌ازای زوایای حمله مختلف برای ایرفویل با/بدون عملکرد پلاسمایی.

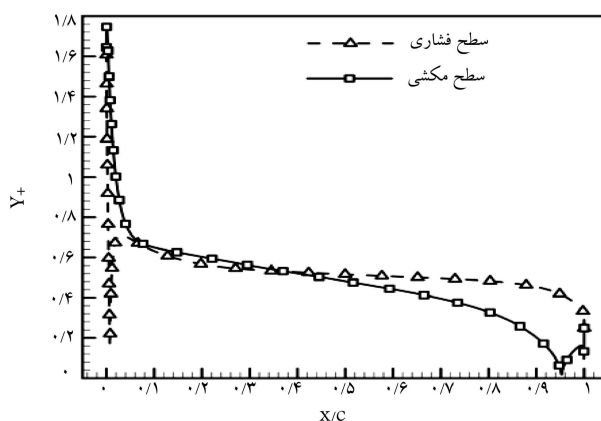


شکل ۱۳. مقایسه‌ی توزیع فشار روی ایرفویل با/بدون عملکرد پلاسمایی.

بر روی ایرفویل تا حدودی حفظ می‌شود، با کم‌ترین افزایش در زاویه‌ی حمله ناحیه‌ی جدایش گسترده و ناپایدار شده، وضعیت ایرفویل در شرایط بحرانی‌تری قرار می‌گیرد. از آنجا که هدف مطالعه‌ی حاضر، کنترل ناحیه‌ی جدایش است، شبیه‌سازی عددی برای ایرفویل دارای عملکرد پلاسمایی تنها در زوایای حمله جدایش انجام شده است. با توجه به نمودار ضریب برآ در شکل ۱۲، می‌توان تأخیر و اماندگی جریان حول ایرفویل دارای عملکرد پلاسمایی تا نزدیکی‌های زاویه‌ی حمله ۲۱ درجه را مشاهده کرد. علاوه بر تأخیر در و اماندگی جریان می‌توان افزایش ۳۱ درصدی ضریب برای بیشینه ایرفویل را نیز مشاهده کرد. با افزایش زاویه‌ی حمله تا زوایای نزدیک به ۲۶ درجه نیز امکان حفظ بار آیرودینامیکی قابل قبول بر روی ایرفویل دارای عملکرد وجود دارد. در شکل ۱۳ نموداری از توزیع فشار روی ایرفویل کنترل شده و ایرفویل بدون عملکرد در زاویه‌ی حمله‌ی ۱۸ درجه ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، با تزریق مومنتوم به لایه‌ی مرزی توسط عملکرد پلاسمایی در نزدیکی لبه‌حمله، افت



شکل ۱۰. مطالعه‌ی شبکه‌ی تولیدی حول ایرفویل، پروفیل‌های ضریب فشار روی سطح مکشی ایرفویل در زاویه‌ی حمله‌ی ۸ درجه.



شکل ۱۱. توزیع Y^+ روی سطح ایرفویل به‌منظور بررسی کیفیت شبکه‌ی تولیدی.

عدم لغزش روی سطح ایرفویل اعمال شده است.

برای نشان دادن استقلال حل عددی معادلات جریان از شبکه‌ی تولیدی، برای شبکه‌ی بیرون ایرفویل از یک مش پایه‌درشت با ۱۱۰,۰۰۰ سلول شروع شده و در سه مرحله تا شبکه‌ی حل نهایی با ۱۴۵,۰۰۰ سلول ریزتر شده است. پروفیل توزیع ضریب فشار روی سطح مکشی ایرفویل در زاویه‌ی حمله ۸ درجه در شکل ۱۰ مقایسه شده است. همچنین برای بررسی کیفیت شبکه‌ی تولیدی، توزیع Y^+ روی ایرفویل در جدول ۲ و شکل ۱۱ قابل مشاهده است. برای مدل توربولانسی $SSTk-\omega$ توزیع فوق بسیار مطلوب

۵. تحلیل نتایج

در اینجا اثر استفاده از یک عملکرد پلاسمایی با ولتاژ اعمالی ۹ کیلوولت بر عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل در شرایط و اماندگی بررسی شده است. چنان‌که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، با روشن کردن عملکرد پلاسمایی عملکرد ایرفویل است. [۲۴] در راستای تولید برآ تا حد چشم‌گیری بهبود می‌یابد. طبق نتایج به دست آمده در حالت بدون استفاده از عملکرد پلاسمایی، ایرفویل در نزدیکی زاویه‌ی حمله‌ی ۱۵ درجه دچار و اماندگی می‌شود. اگرچه با افزایش زاویه‌ی حمله تا ۱۸ درجه هنوز بار آیرودینامیکی

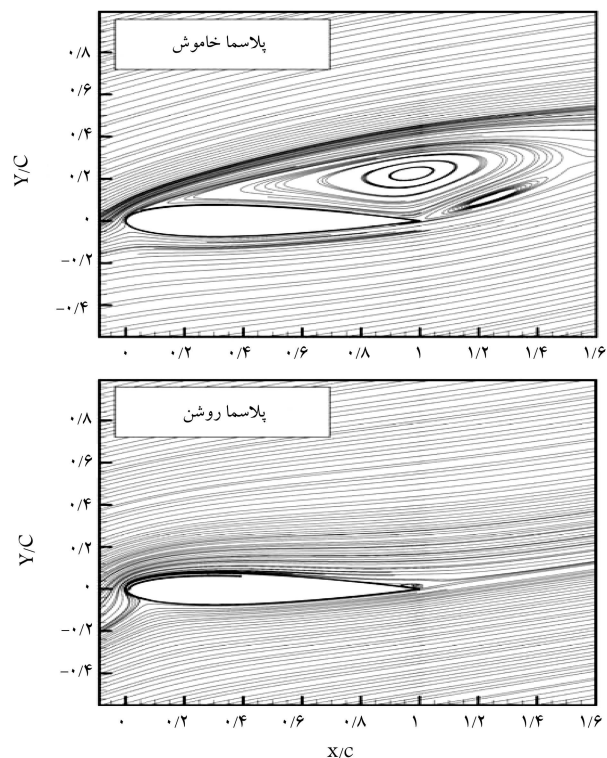
فشار قابل توجهی در این ناحیه روی داده است، چنان که ضریب فشار تا نزدیکی ۹- روی سطح مکشی ایرفویل کاهش یافته است.

در شکل ۱۴ نیز در زاویه حمله 20° درجه، خطوط جریان برای ایرفویل دارای عملگر و بدون آن نشان داده شده است. کنترل ناحیه برگشتی جریان و کوچک شدن اندازه گردابه‌ی شکل گرفته روی ایرفویل در شکل مشاهده می‌شود. این کنترل ناحیه‌ی جدایش تا حد قابل توجهی پسای فشاری را از ایرفویل کم کرده و سبب افزایش کارایی و تولید برآی بیشتر می‌شود.

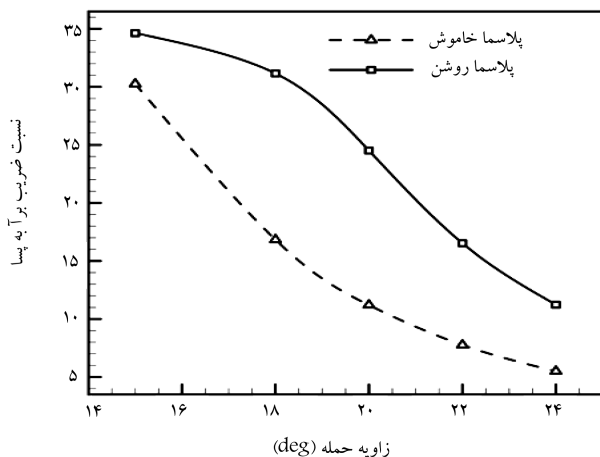
برای مشاهده‌ی اثر کاهش پسای ایجاد شده، در شکل ۱۵ نمودارهای نسبت ضریب برآ به پسای (راندمان آیرودینامیکی) دو ایرفویل کنترل شده و کنترل نشده مقایسه شده است. بهترین مقدار راندمان برای هر دو ایرفویل در 15° درجه بوده و کنترل جریان سبب حدود $15/5$ درصد بهبود در این عدد شده است. در زوایای حمله‌ی 18° تا 20° درجه طبق نتایج به دست آمده، راندمان آیرودینامیکی بیش از دو برابر شده است. اگرچه تزریق مومنتوم به لایه‌ی مرزی سبب کاهش ضخامت لایه‌ی مرزی و افزایش اصطکاک پوسته می‌شود اما کاهش پسای فشاری ناشی از کنترل ناحیه برگشتی جریان بسیار قابل توجه بوده و در مجموع در این زوایای حمله بحرانی، کاهش پسای کل با استفاده از عملگر قابل توجه است.

۶. نتیجه‌گیری

مطالعه‌ی عملگرهای پلاسمایی به عنوان نسل جدیدی از کنترل کننده‌های فعال در سراسر دنیا به عنوان یک موضوع مهم مورد توجه است. با توجه به هزینه‌های کارهای آزمایشگاهی، مطالعه‌ی روش‌های عددی و گسترش استفاده از آن‌ها در کاربردهای مختلف نیز اهمیت دوچندان دارد. تلاش صورت گرفته در بررسی حاضر در راستای گسترش استفاده از یک روش عددی برای به دست آوردن اثر عملگر پلاسمایی بر کنترل جریان بدون نیاز به داده‌های تجربی است. نتایج بررسی عملکرد جریان تراکم‌ناپذیر عبوری حول ایرفویل ناکا 0.15° نشان می‌دهد که استفاده از این عملگر برای بازه‌ی زوایای حمله که عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ضعیف است، بسیار مطلوب بوده و می‌تواند راندمان آیرودینامیکی را بیش از دو برابر کند. این عملگر پلاسمایی بیشترین نسبت برآ به پسای 15 درصد افزایش می‌دهد. این بهبود عملکرد در یک توربین باد می‌تواند منجر به کاهش کمیته سرعت باد لازم برای کارکردن توربین شود. در واقع استفاده از عملگر پلاسمایی سبب می‌شود ایرفویل با کمترین پسای ممکن و بیشترین برآی تولیدی، در زوایای حمله بالاتر همچنان دارای عملکرد مطلوب باشد.



شکل ۱۴. مقایسه‌ی خطوط جریان حول ایرفویل با/ بدون عملگر پلاسمایی.



شکل ۱۵. مقایسه‌ی تغییرات نسبت ضریب برآ به پسای به ازای تغییرات زاویه‌ی حمله برای ایرفویل با/ بدون عملگر پلاسمایی.

پانویس‌ها

1. Plasma actuator
2. dielectric-barrier discharge (DBD)
3. AC voltage
4. laminar flow
5. turbulent flow

6. natural laminar flow
7. RANS
8. SIMPLE
9. user-defined scalar (UDS)
10. user-defined function (UDF)
11. velocity-inlet
12. pressure-outlet

(References) منابع

- Gad-el-hak, M. "Control of low-speed airfoil aerodynamics", *AIAA Journal*, **28**(9), pp. 1537-1552 (1990).
- Gad-el-hak, M., *Flow Control: Passive, Active, and Reactive Flow Management*, Cambridge University Press (2000).
- Wang, J.-J., Choi, K.-S., Feng, L.-H., Jakes, T.N. and Whalley, R.D. "Recent developments in DBD Plasma flow control", *Progress in Aerospace Sciences*, **62**, pp. 52-78 (2013).
- Corke, T.C., Post, M.L. and Orlov, D.M. "SDBD Plasma enhanced aerodynamics, concepts, optimization and applications", *Progress in Aerospace Sciences*, **43**, pp. 193-217 (2007).
- Corke, T.C., Post, M.L. and Orlov, D.M. "Single dielectric barrier discharge Plasma enhanced aerodynamics: Physics, modeling and applications", *Experiments In Fluids*, **46**(1), pp. 1-26 (2009).
- Bouchmal, A. "Modeling of dielectric-barrier discharge actuator", Master of Science thesis, Delft University of Technology (2011).
- Little, J., Nishihara, M. and Adamovich, I. "High-lift airfoil trailing edge separation-control using a single dielectric barrier discharge Plasma actuator", *Experiments Fluids*, **48**, pp. 521-537 (2010).
- Boucinha, V., Magnier, P., Leroy-Chesneau, A., Weber, R., Joussot, R., Dong, B. and Hong, D. "Characterization of the ionic wind induced by a sine DBD actuator used for laminar-to-turbulent transition delay", *4th Flow Control Conference*, AIAA Paper 4210, Seattle, Washington (2008).
- Grundmann, S. and Tropea, C. "Experimental damping of boundary-layer oscillations using DBD Plasma actuators", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **30**(3), pp. 394-402 (2009).
- Hultgren, L.S. and Ashpis, D.E. "Demonstration of separation delay with glow-discharge Plasma actuators", *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, Nevada (2003).
- Post, M.L. and Corke, T.C. "Separation control using Plasma actuators stationary and oscillating airfoils", *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, AIAA Paper 0841, Nevada (2004).
- Post, M.L. and Corke, T.C. "Separation control on high angle of attack airfoil using Plasma actuators", *AIAA Journal*, **42**(11), pp. 2177-2184 (2004).
- Enloe, C.L., McLaughlin, T.E., Vandyken, R.D. and Fischer, J.C. "Plasma Structure in the Aerodynamic Plasma Actuator", *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, AIAA Paper 844, Nevada (2004).
- Jacob, J.D., Ramakumar, K., Anthony, R.R. and Rivir, B. "Control of laminar and turbulent shear flows using Plasma actuators", *4th International Symposium on Turbulence and Shear-flow Phenomena* (2005).
- Mirzaei, M., Shams Taleghani, A. and Shadaram, A. "Experimental study of vortex shedding control using Plasma actuator", *Applied Mechanics and Materials*, **186**, pp. 75-86 (2012).
- Bouremel, Y., Li, J.M., Zhao, Z. and Debiassi, M. "Effects of AC dielectric barrier discharge Plasma actuator location on flow separation and airfoil performance", *Procedia Engineering*, **67**, pp. 270-278 (2013).
- Omidi, J., Mazaheri, K. and Kiani, K.C. "Electrostatic simulation of DBD Plasma actuator for low-speed flow separation control", *Annual International Mechanical Engineering Conference*, Iran (2015).
- Mazaheri, K., Omidi, J. and Kiani, K.C. "Simulation of DBD Plasma actuator effect on aerodynamic performance improvement using a modified phenomenological model", *Computers and Fluids*, **140**, pp. 371-384 (2016).
- Enloe, C.L., McLaughlin, T.E., Vandyken, R.D. and Kachner, K.D. "Mechanisms and responses of a single dielectric barrier discharge actuator: Geometric effects", *AIAA Journal*, **42**(3), pp. 589-594 (2004).
- Roth, J.R. and Dai, X. "Optimization of the aerodynamic Plasma actuator as an electrohydrodynamic (EHD) electrical device", *44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit* (2006).
- Suzen, Y.B., Huang, P.G., Jacob, J.D. and Ashpis, D.E. "Numerical simulation of Plasma based flow control applications", *35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit Toronto*, AIAA Paper 4633, Ontario, Canada (2005).
- Suzen, Y.B. and Huang, P.G. "Simulation of flow separation control using Plasma actuators", *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, AIAA Paper 877, Nevada (2006).
- Orlov, D.M., Apker, T., He, C., Othman, H. and Corke, T.C. "Modeling and experiment of leading edge separation control using SDBD Plasma actuators", *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, AIAA Paper 0877, Nevada (2007).
- Shyy, W., Jayaraman, B. and Andersson, A. "Modeling of glow discharge-induced fluid dynamics", *J. Applied Physics*, **92**(11), pp. 6434-6443 (2002).
- Hall, K.D., Jumper, E.J. and Corke, T.C. "Potential flow model of a Plasma actuator as a lift enhancement device", *43rd AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit Reno*, AIAA Paper 783, Nevada (2005).
- Thomson, R.J. and Moeller, T.M. "Numerical investigations of Plasma actuator Lorentz body forces", *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (2012).
- Suzen, Y.B., Huang, P.G. and Ashpis, D.E. "Numerical simulation of flow separation control in low-pressure turbines using Plasma actuators", *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, AIAA Paper 937, Nevada (2007).
- Ibrahim, I.H. and Skote, M. "Boundary condition modification of the Suzen-Huang Plasma actuator model", *International Journal of Flow Control*, **3**(2-3), pp. 111-131 (2011).
- Ibrahim, I.H. and Skote, M. "Simulating Plasma actuators in a channel flow configuration by utilizing the modified Suzen-Huang model", *Computers & Fluids*, **99**, pp. 144-155 (2014).

30. Ibrahim, I.H. and Skote, M. "Effects of the scalar parameters in the suzen-huang model on Plasma actuator characteristics", *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, **23**(6), pp. 1076-1103 (2013).
31. Tsubkino, D., Tanaka, Y. and Fujii, K. "Effective layout of Plasma actuators for a flow separation control on a wing", *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno*, AIAA Paper 474, Nevada (2007).
32. Salmasi, A., Shadaram, A., Mirzaei, M. and Shams Taleghani, A. "Numerical and experimental investigation on the effect of a Plasma actuator on NLF0414 airfoil's efficiency after the stall", *Modares Mechanical Engineering*, **12**(6), pp. 104-116 (2012).
33. Chen, F.F., *Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion, Volume 1: Plasma physics*, Plenum Press, Springer (1975).
34. Menter, F.R. "Zonal two-equations $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows", *23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference Orlando*, AIAA Paper 93-2906, FL, U.S.A (1993).