

بررسی عددی تاثیر سامانه میکرودمش بر کاهش نیروی پسا ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710

علیرضا پورموید^۱، کرامت ملک زاده فرد^{۲*}

۱- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء(ص)، تهران، ایران

۲- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۳۹۹/۰۲/۱۰ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۰/۲۵)

چکیده

هدف اصلی این پژوهش، طراحی یک سامانه میکرودمش به جهت کاهش نیروی پسا یک هواپیما با ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710 می باشد. به همین منظور، جریان متلاطم زیرصوت اطراف ایرفویل، توسط نرم افزار فلوئنت شبیه سازی شده است. شبیه سازی عددی در شرایط گشت زنی و در محدوده عدد ماک بین ۰/۴ تا ۰/۶ و زاویه حمله بین ۰ تا ۳ درجه بررسی گردیده است. جریان متلاطم با به کارگیری مدل توربولانسی SST k- ω شبیه سازی شده و برای اعمال روش میکرودمش کد UDF به زبان برنامه نویسی C نوشته شده است. نتایج عددی به دست آمده با نتایج آزمایشگاهی و عددی در دسترس مقایسه شده اند و تطابق قابل قبولی با یکدیگر داشته اند. نتایج نشان داد که ضریب پسا اصطکاکی با افزایش ضریب دمش کاهش می یابد. از طرفی، در زوایای حمله ۰ تا ۲ درجه، افزایش ضریب دمش سبب افزایش ضریب پسا فشاری ایرفویل با میکرودمش نسبت به ایرفویل بدون آن شده است. در واقع، میکرودمش تأثیر معکوسی بر روی میدان فشار اطراف ایرفویل ایجاد کرده است. نتایج برای شش موقعیت قرارگیری میکرودمش بررسی گردید. مشاهده شد که بیشترین کاهش ضریب پسا کل در حالتی رخ داده است که میکرودمش در نزدیکی لبه حمله و در قسمت سطح فشار قرار گیرد. همچنین، مشاهده گردید که نیروی برا با اعمال میکرودمش کاهش می یابد، اما موقعیت انتخاب شده، کمترین اثر را در کاهش ضریب برا دارد. همچنین، نتایج نشان داد که در زاویه حمله ۳ درجه، مناسب ترین نتایج (یعنی کمترین مقدار نیروی پسا) به دست آمده است. در نهایت، پس از بررسی های عددی انجام شده، سیستم مورد نظر، طراحی شده و نقشه های مونتاژ و دیمونتاژ آن ارائه شده اند.

واژه های کلیدی: کنترل جریان، میکرودمش، جریان متلاطم، ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710، کاهش نیروی پسا

Numerical Study of Microblowing System Effect on Reducing the Drag Force of a SC(2)-0710 Supercritical Airfoil

Alireza Pourmoayed & Keramat Malekzadeh Fard*

Abstract

The main purpose of this study is to design a microblowing system to reduce the drag force of an aircraft with SC(2)-0710 supercritical airfoil. For this purpose, the subsonic turbulent flow around the airfoil is simulated by the Fluent software. The numerical simulation has been investigated in cruise conditions at the Mach number of 0.4-0.6 and attack angle of 0°-3°. The turbulent flow is simulated using the SST k- ω turbulent model, and the UDF code is written in C programming language to apply the microblowing technique. The numerical results have been compared with the available experimental and numerical data, and they have had in accordance with each other. The results showed that the friction drag coefficient decreases with increasing the blowing fraction. On the other hand, in attack angle of 0°-2°, the increase in blowing fraction causes to increase the pressure drag coefficient of the airfoil with its microblowing compared to the airfoil without it. In fact, the microblowing has created the reverse effect on the pressure field around the airfoil. The results have been examined for six microblowing positions. It was detected that the greatest reduction in the total drag coefficient has occurred when microblowing has been located near the leading edge on the suction side. Also, it was observed that the lift force decreases by applying the microblowing, but the selected position has the least effect on reducing the lift coefficient. Besides, the results showed that the suitable results (that is, the lowest drag force) have been attained at the attack angle of 3°. Finally, after the numerical studies, the proposed system is designed, and assembly and disassembly maps have been provided.

Keywords: Flow control, Microblowing, Turbulent flow, SC(2)-0710 supercritical airfoil, Reduction of drag force

مقدمه

یکی از بزرگ‌ترین چالش‌های پیش روی بشریت، کاهش مصرف انرژی و کمتر کردن اثرات مخرب ما انسان‌ها بر روی محیط‌زیست می‌باشد. این موضوع در حالی باید محقق شود که انسان‌ها شیوه زندگی مناسب خود را حفظ نمایند. تا به امروز، مهندسان بسیاری از جهان در تلاش‌اند که بتوانند با استفاده از روش‌های مختلف، یک ایرفویل کاملاً بهینه برای بال هواپیماها طراحی کنند تا حداقل نیروی پسا و حداکثر نیروی برا مورد نیاز را به دست آورند. برای این کار، دو روش فعال و غیرفعال وجود دارد. در روش فعال، از نیروی یک منبع خارجی همچون عملگر پلاسما [۱]، دمش یا مکش [۲، ۳] و یا دمش و مکش توأم [۴] استفاده می‌شود. اما در روش غیرفعال، هیچ‌گونه نیروی خارجی اعمال نمی‌گردد. در این روش، مهندسان با استفاده از فین و یا تولیدکننده گردابه پره‌ای [۵] دو نیروی پسا و برا را بهینه می‌کنند.

با توجه به روش‌های تولید قابل استفاده در گذشته، سطوحی که دمش جریان در آن‌ها بکار برده می‌شد دارای سوراخ‌هایی در مقیاس میلی‌متر بودند. آزمایش‌های زیادی در رابطه با عبور جریان از روی صفحات متخلخل در دانشگاه استنفورد با گرنت ارائه شده توسط ناسا انجام شده است. در سال ۱۹۶۸ میلادی، سیمپسون و همکارانش [۶] در رابطه با اثرات دمش بر روی جریان با گرادیان فشار صفر تحقیق کرده‌اند. تحقیقات نشان داد که دمش به کاهش ضریب اصطکاک سطحی کمک می‌کند، اما مکش آن را افزایش می‌دهد. آن‌ها مشخص کردند که اندازه سوراخ‌ها و فاصله بین آن‌ها باید تا حد امکان کوچک ساخته شوند تا نیروی‌های اولیه دمش سیال در مقایسه با نیروهای لزجی در لایه مرزی، کوچک باشند. شجاعی‌فر و همکارانش [۷] یک تجزیه و تحلیل عددی بر روی کنترل جریان با استفاده از دمش و مکش انجام داده‌اند. آن‌ها مشاهده کردند که پروفیل‌های لایه مرزی در فاصله کمی پس از محل تزریق، به دلیل لزجت سیال به شکل طبیعی خود بازگشتند. با توجه به این نتایج، آن‌ها نتیجه گرفتند که تزریق یا دمش جریان می‌تواند اصطکاک سطح را کاهش دهد، اما نشان دادند که تعداد و فاصله محل‌های تزریق از پارامترهای اساسی برای به حداکثر رساندن اثربخشی می‌باشند.

با توسعه سوراخ‌کاری لیزری، ایجاد سطح‌هایی با سوراخ‌های ریزتر، در مقایسه با گذشته امکان‌پذیر شد. بنابراین، دمش جریان از طریق سوراخ‌هایی با قطر میکرومتر امکان‌پذیر گردید. از سال

۱۹۹۶ میلادی به بعد، پژوهش‌های زیادی در رابطه با دمش هوا از درون این حفره‌ها بسیار کوچک در مرکز تحقیقاتی ناسا انجام شده است. برای تمایز این جریان از جریان هوایی که از طریق سوراخ‌های بزرگ‌تر عبور داده می‌شد، کلمه "میکرودمش" ارائه شد. میکرودمش یک روش کاهش اصطکاک سطحی است که در طول دهه گذشته توسط ناسا توسعه یافته و یکی از روش‌های در دسترس می‌باشد که هدف آن کاهش نیروی پسا است. روش میکرودمش کاملاً کاربردی و قابل اطمینان است اما به ضریب دمش، سرعت جریان بالادست و پارامترهای هندسی همچون مقدار تخلخل، ضخامت صفحه و پیکربندی سوراخ‌ها بستگی دارد. هوانگ [۸] در سال ۱۹۹۶ میلادی، نشان داد که روش میکرودمش برای جریان‌های زیر صوت قابل اجرا است. آن‌ها مشاهده کردند که فقط صفحه‌هایی که نسبت ضخامت به قطر سوراخ آن‌ها بزرگ‌تر از ۴ می‌باشند، دارای ضریب اصطکاک بیشتری (در شرایط بدون دمش) هستند. مقدار ضریب اصطکاک چنین صفحات در مقایسه با صفحه تخت بدون میکروتخلخل تقریباً بیشتر از ۱۰ درصد است. در واقع، صفحات متخلخلی که نسبت ضریب اصطکاک سطحی آن‌ها در مقایسه با صفحه صاف دارای کمترین مقدار باشند، در کاهش میزان ضریب پسا مؤثر هستند. در نهایت، مشاهده شد که در بالاترین میزان ضریب دمش، ضریب اصطکاک سطح برای بعضی از صفحات آزمایش شده، ۶۰ درصد کاهش یافته است. در ادامه، هوانگ و بیسی ادنی [۹] تلفات مربوط به درگ-فشاری روش میکرودمش را در جریان زیر صوت ارزیابی کردند. در آزمایش آنان، نویسندگان یک صفحه را بر روی یک ایرفویل نصب کرده‌اند و از امکانات پژوهش قبلی [۸] در این پروژه استفاده نموده‌اند. نویسندگان دریافتند که برای کاهش دادن پسا کل، اصطکاک سطح باید بیشتر از افزایش پسا فشاری ناشی از دمیدن، کاهش یابد.

در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی، مطالعه‌ی عددی به روش دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) بر روی میکرودمش‌ها روند رو به رشد کندتری را داشته است. بزرگ‌ترین مانع برای شبیه‌سازی‌های عددی روش میکرودمش، ناشی از تعداد بسیار زیاد میکروکانال‌ها در صفحه میکرومتخلخل می‌باشد؛ به‌طور معمول تعداد این سوراخ‌ها به صدها هزار یا حتی میلیون‌ها سوراخ در یک واحد مربع از مساحت می‌رسند. بنابراین، شبیه‌سازی تمامی این میکروکانال‌ها به جهت بررسی و تجزیه و تحلیل تأثیر روش میکرودمش بر روی یک ایرفویل، بر اساس توانایی محاسباتی کامپیوترهای امروزی دشوار می‌باشد. در سال‌های

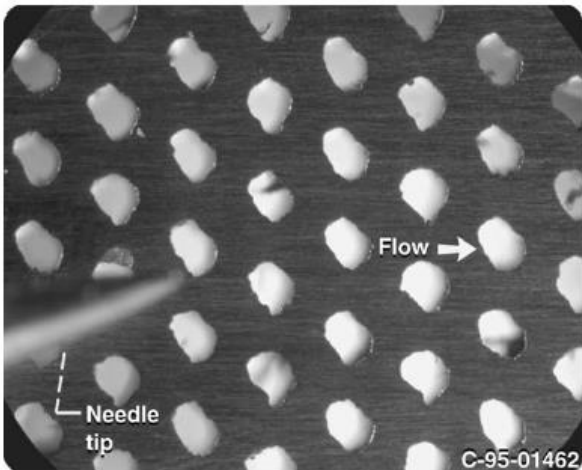
اخیر، لی و همکارانش [۱۰، ۱۱] یک روش جایگزین برای شبیه‌سازی عددیِ روش میکرودمش پیشنهاد داده‌اند. آن‌ها یک مدل تئوری بنام مدل دیوار میکرومتخلخل ارائه کرده‌اند که بر اساس تحلیل تقریبی و قانون دارسی به دست آمده است. با استفاده از این مدل تئوری، مطالعات عددی با به‌کارگیری روش میکرودمش بر روی کاربردهای عملی مثل ایرفویل بال یک هواپیما امکان‌پذیر گردید.

پس از معرفی این مدل تئوری، مطالعاتی به‌صورت عددی در رابطه با اثر میکرودمش بر روی ایرفویل‌های نامتقارن به جهت کاهش نیروی پسا، مورد بررسی قرار گرفته شده است. جو و همکاران [۱۲] در رابطه با اثرات میکرودمش بر روی ویژگی‌های جمعی ماکروسکوپیک ایرفویل فوق بحرانی RAE2822 با به‌کارگیری مدل دیوار میکرومتخلخل، مطالعه عددی انجام داده‌اند. آن‌ها مشاهده کردند که قرارگیری میکرومتخلخل در نزدیکی لبه حمله می‌تواند کاهش بیشتری در ضریب پسا اصطکاکی نسبت به سایر موقعیت‌ها، ارائه دهد. نتایج عددی نشان داد که با استفاده از این روش و در یک موقعیت قرارگیری خاص، ضریب پسا کل به اندازه $12/8$ الی $16/8$ درصد کاهش و ضریب برا به اندازه $14/7$ الی $17/8$ درصد افزایش می‌یابند. همچنین، آن‌ها نتیجه گرفتند که عملکرد میکرودمش با وجود امواج شوک، مختل می‌شود. جو و کای [۱۳] در رابطه با کاهش نیروی پسا در ایرفویل فوق بحرانی RAE2822 با استفاده از مدل دیوار میکرومتخلخل، مقاله‌ای را به روش عددی منتشر کرده‌اند. در پژوهش آنان، سه مورد برای کاهش نیروی پسا شامل میکرودمش، میکرومکش و میکرومکش-دمش بررسی شده است. نتایج عددی نشان داد که میکرومکش باعث تشکیل یک ناحیه فشار پایین در قسمت جلوی میکرومکش و یک ناحیه فشار بالا در قسمت انتهایی آن می‌شود. همچنین، مشاهده کردند که میکرومکش می‌تواند پسا فشاری را کاهش دهد و از ترکیب میکرودمش و میکرومکش، افزایش ۲۰ درصدی ضریب پسا و کاهش بیشتر از ۱۵ درصدی ضریب پسا محقق می‌گردد. از طرفی، از بررسی نتایج عددی نتیجه گرفتند که اثرگذاری میکرودمش در مقایسه با میکرومکش-دمش، تفاوت چندانی زیادی نداشته و هردو روش نتایج یکسانی را در مقادیر ضریب پسا و برا ارائه دادند.

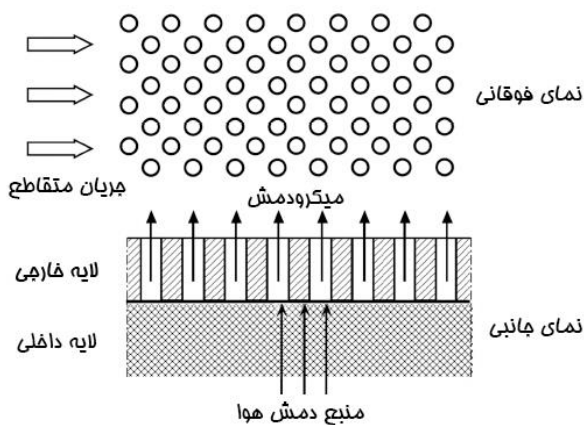
زانگ و همکارانش [۱۴] در سال ۲۰۱۷ میلادی، روش کنترلی مکش را به جهت کنترل جدایش جریان بر روی یک ایرفویل، به‌صورت عددی بررسی کرده‌اند. آن‌ها نتیجه گرفتند که

برای زاویه‌های حمله کوچک (کمتر از ۶ درجه) نتایج عددی بین ایرفویل دوبعدی و سه‌بعدی یکسان بوده و تطابق قابل قبولی با نتایج آزمایشگاهی داشته است. بنابراین، نتایج پژوهش آنان، با شبیه‌سازی عددی جریان متلاطم حول یک ایرفویل دوبعدی، ارائه شده است. همچنین تا به امروز، محققان زیادی در رابطه با روش‌های کنترل جریان به‌صورت عددی مطالعه کرده‌اند [۱۵-۱۸] که آنان نیز در شبیه‌سازی‌های خود از ایرفویل دوبعدی استفاده نموده‌اند. شبیه‌سازی عددی این تحقیق نیز به‌صورت دوبعدی انجام شده است. بنابراین، می‌توان اظهار داشت که نتایج ارائه شده در این پژوهش، قابل قبول و قابل اطمینان است. از طرفی، زاویه حمله و عدد ماخ جریان در محدوده‌ای است که جدایش جریان بر روی سطح ایرفویل به وجود نیامده است، لذا، تغییرات سرعت در راستای عرضی ایرفویل ایجاد نمی‌گردد و شبیه‌سازی دوبعدی انجام شده، نتایج قابل قبول و مطمئنی را ارائه داده است.

در این تحقیق، با به‌کارگیری روش عددی حجم محدود اثرات روش میکرودمش بر پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710 مورد بررسی قرار گرفته شده است. برای شبیه‌سازی اثر میکرودمش از مدل دیوار میکرومتخلخل استفاده گردیده است. با احترام به دانش همه‌ی محققان، تاکنون، پژوهشی در رابطه با به‌کارگیری و طراحی سیستم میکرودمش به‌منظور کاهش نیروی پسا بر روی ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710 انجام نشده است. لذا، تمامی نتایج ارائه شده در این مقاله، جدید می‌باشند و به‌عنوان یک مثال کاربردی برای مهندسان مکانیک هوا و فضا بشمار می‌رود. هدف اصلی این پژوهش، بهبود کارایی هواپیما و کاهش نیروی پسا است که در نهایت منجر به طراحی یک سیستم میکرودمش مناسب بر روی بال هواپیما می‌شود. از طرفی، مناسب‌ترین موقعیت جهت قرارگیری این سیستم بر روی ایرفویل بررسی شده است. نتایج این پژوهش برای حالت پرواز گشتزنی هواپیما (عدد ماخ بین $0/4$ تا $0/6$ و زاویه حمله بین 0 تا 3 درجه) ارائه شده است. پارامترهایی همچون ضریب پسا کل، اصطکاکی، فشاری و ضریب برا محاسبه شده‌اند و نسبت این مقادیر با به‌کارگیری روش میکرودمش و بدون آن ارائه گردیده است. نتایج در شش موقعیت قرارگیری میکرودمش ارائه شده‌اند و از بین آن‌ها، مناسب‌ترین موقعیت برای طراحی سیستم میکرودمش انتخاب گردیده است. در نهایت، نقشه‌های مونتاژ و دمونتاز سیستم طراحی شده، به‌عنوان هدف نهایی پژوهش ارائه شده است.



شکل ۲ - تصویر صفحه میکرودمش NASA-PN2 که توسط لیزر سوراخ کاری شده است [۱۹]



شکل ۳ - شماتیکی از نمای فوقانی و جانبی میکرودمش

یکی از بزرگترین چالش‌های شبیه‌سازی عددی روش میکرودمش، چگونگی در نظر گرفتن تعداد بسیار زیاد این میکروکانال‌ها در شبیه‌سازی است. چون، در نظر گرفتن این تعداد از میکروکانال‌ها نیازمند کامپیوترهای بسیار سریع و قدرتمند به همراه حافظه رم بسیار بالا است. در این پژوهش، پیشنهاد روش میکرودمش توسط لی و همکارانش [۱۰، ۱۱] برای جایگذاری شبیه‌سازی میکروکانال‌های واقعی به صورت یک اثر کلی از میکروکانال‌ها بکار گرفته شده است. روابط (۱) و (۲)، رابطه تئوری مربوط به پژوهش لی و همکارانش را ارائه می‌دهند.

$$v_{jet} = F \frac{\rho_{\infty} U_{\infty}}{\rho_{ex}} \quad (1)$$

$$v_{MBT} = \phi F \frac{\rho_{\infty} U_{\infty}}{\rho_{ex}} \quad (2)$$

مدل‌سازی ریاضی

ایرفویل

ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710 در شکل ۱ نشان داده شده است. طول ایرفویل در تمامی شبیه‌سازی‌ها یک متر در نظر گرفته شده است.



شکل ۱ - ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710

توصیف مدل دیوار میکرومتخلخل

میکرودمش شامل دمش جزئی مقداری از سیال هوا از درون سوراخ‌هایی با مقیاس میکرو است که سطح مقطع آن‌ها عمود بر جریان عبوری حول ایرفویل می‌باشد. اثر متقابل برخورد این جریان دمشی با لایه مرزی جریان اصلی، گرادیان سرعت نزدیک دیوار ایرفویل را تحت تأثیر قرار داده که نتیجه آن، تغییر ضریب اصطکاک بر روی سطح می‌باشد. جریان متقاطع سیال یک کوسنی از جریان یا دست‌اندازی را ایجاد می‌کند که سبب جابجایی لایه مرزی می‌شود. این بلند کردن لایه مرزی به جهت کاهش پسای سیال نسبت به جسم توسط تعداد زیادی از محققان پیشنهاد شده است. برای این منظور نیاز است که هوا را به‌وسیله‌ی یک صفحه متخلخل تزریق کنیم [۱۹]. در این تحقیق، از صفحه NASA-PN2 به‌عنوان صفحه میکرومتخلخل استفاده شده است. قطرهای میکروکانال‌های آن ۰/۱۶۵ میلی‌متر با تخلخل ۲۳ درصد طراحی شده است که تصویری از آن در شکل ۲ نمایش داده شده است.

شکل ۳ شماتیکی از نمای فوقانی و جانبی یک صفحه میکرودمش را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود این صفحه از دو لایه داخلی و بیرونی تشکیل شده است. صفحه داخلی از یک صفحه متخلخل نفوذپذیر همچون پلی‌اتیلن ۳۰ میکرون با چگالی بالا تشکیل شده که جریان هوای دریافت شده را به سمت لایه بیرونی تقسیم می‌کند. لایه بیرونی با بالاترین نسبت‌منظر طول ضخامت صفحه به قطر سوراخ‌ها، جریان هوا را دریافت و به‌صورت یک جریان عمود بر سطح صفحه متخلخل خارج می‌کند. لایه خارجی صفحه میکرومتخلخل از جنس فولاد ضدزنگ می‌باشد.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = S_m \quad (۴)$$

معادله مومنوم:

$$-\rho \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j \right) + F_i \quad (۵)$$

که در آن،

$$-\rho \bar{u}_i \bar{u}_j = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (۶)$$

معادله انرژی:

$$\rho C_p \bar{u}_i \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(K + \frac{C_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_j} + \bar{u}_i (\tau_{ij})_{eff} \right] \quad (۷)$$

که جمله سوم در سمت راست رابطه (۷) بیانگر اتلاف ویسکوزیته می باشد و به صورت زیر تعریف شده است.

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) \quad (۸)$$

برای مدل سازی جریان متلاطم، از مدل دومعادله ای SST k- ω استفاده شده است. از این مدل برای شبیه سازی لایه مرزی با دقت بالا (خصوصاً در شرایط وجود گرادیان فشار معکوس) استفاده می شود. مدل SST k- ω مدلی تخصصی برای حل جریان های آیرودینامیکی به حساب می آید. معادلات انتقال این مدل توربولانسی به صورت زیر محاسبه شده اند [۲۳].

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k - \rho \beta^* k \omega \quad (۹)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \frac{\alpha}{v_t} G_k - \rho \beta \omega^2 + D_\omega \quad (۱۰)$$

در روابط بالا، μ_t لزجت اغتشاشی و G_k نماینده تولید انرژی اغتشاشی است که به ترتیب برابر با روابط (۱۱) و (۱۲) می باشند.

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega} \right]} \quad (۱۱)$$

$$G_k = \min(G_k, 10 \rho \beta^* k \omega) \quad (۱۲)$$

در روابط بالا، F ضریب دمش است که از فرمول (۳) محاسبه می گردد. همچنین، Φ برابر با تخلخل صفحه است و پارامترهای U_∞ و ρ_∞ به ترتیب چگالی و سرعت جریان بالادست می باشند. لازم به ذکر است که سرعت روش میکرودمش با سرعت خروجی از روی میکروکانال ها برابر نیست ($v_{MBT} \neq U_j$).

$$F = \frac{\rho_{ex} U_j}{\rho_\infty U_\infty} \quad (۳)$$

مقدار ρ_{ex} چگالی محلی بر روی سطح دیوار میکرودمش متخلخل می باشد. در این پژوهش، این مقدار برای هر تکرار شبیه سازی، محاسبه می گردد (چون شبیه سازی عددی به صورت تراکم پذیر انجام شده است که در آن فرض گازهای ایده آل برای چگالی هوا لحاظ گردیده شده است). برای شبیه سازی این روش، از رابطه (۲) استفاده می شود، به طوری که سرعت بر روی سطح صفحه میکرومتخلخل برابر با سرعت v_{MBT} است. مقدار عددی سرعت v_{MBT} با اعمال روش های عددی روش حجم محدود و روابط CFD به صورت یک شرط مرزی در جملات چشمه (منبع) معادلات پیوستگی و مومنوم اضافه شده است.

کد UDF این روش، به گونه ای نوشته شده است که جریان دمشی به صورت عمود بر سطح ایرفویل و یکنواخت، خارج شود. جریان خروجی از میکرودمش به صورت آرام می باشد و دمای آن مطابق با دمای سطح ایرفویل در آن موقعیت مورد نظر، در نظر گرفته شده است. به همین منظور، هیچ جمله منبعی در معادلات انرژی و معادلات توربولانس اضافه نشده است. این روش محاسباتی، برای منابع قابل توجه کوچک تر از جریان اصلی ورودی بسیار مناسب است. همچنین، پیچیدگی آن کمتر از تولید یک ساختار شبکه جدید و یا بهبود شبکه برای هر قسمتی که می - خواهیم میکرودمش را قرار دهیم، می باشد [۲۰]. بعلاوه، این روش برای شبیه سازی انواع مختلفی از ابزارهای کنترل لایه مرزی، متداول است [۲۱].

۲-۳- معادلات حاکم

در این تحقیق، جریان متلاطم دوبعدی پایدار و تراکم پذیر مدل سازی شده است. برای شبیه سازی تراکم پذیری هوا از خواص گازهای ایده آل استفاده گردیده است. بنابراین، معادله انرژی در شبیه سازی عددی نیز در نظر گرفته شده است. معادلات متوسط گیری شده ی نایراستوکس به صورت زیر در نظر گرفته شده اند [۲۲].

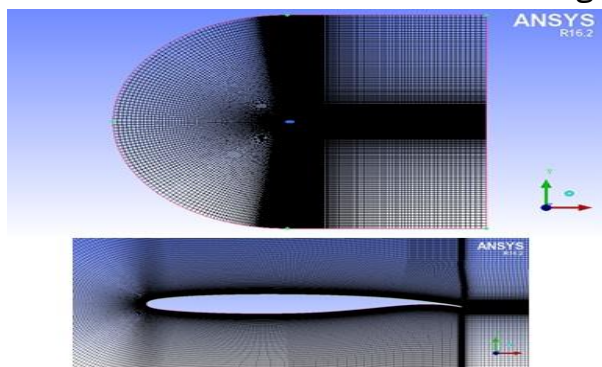
معادله پیوستگی:

در نظر گرفته شده است. با توجه به این شرایط، جریان بالادست با فشار ۲۳۸۴۲/۳ پاسکال و دمای ۲۱۸/۸۱ کلوین وارد دامنه حل می‌شود. شرایط مرزی خروجی و ورودی دامنه حل به ترتیب شرایط مرزی فشار خروجی و فشار بالادست در نظر گرفته شده است. بر روی ایرفویل نیز شرایط مرزی دیوار با فرض عدم لغزش سیال و عایق از انتقال حرارت انتخاب گردیده است.

بررسی استقلال از شبکه

در این پژوهش، شبکه سازمان‌یافته با المان‌های شش‌وجهی، توسط نرم‌افزار انسیس ICEM تولید شده است. جهت بررسی اعتبارسنجی روش عددی، از مراجع متفاوت با هندسه‌های مختلف استفاده شده است. برای تمامی هندسه‌های مورد بررسی در این تحقیق، استقلال شبکه انجام شده است، اما به‌منظور کوتاه کردن حجم مطالب این مقاله، تنها استقلال از شبکه مربوطه به ایرفویل SC(2)-0710 ارائه گردیده است. دامنه حل از نوع C-type در نظر گرفته شده که طول کل دامنه حل ۷۵ برابر طول وتر ایرفویل است، به طوری که فاصله ناحیه ویک پشت ایرفویل ۴۰ برابر و ارتفاع دامنه ۳۵ برابر طول وتر در نظر گرفته شده است. شکل ۴ تصویر شبکه ایجاد شده را نمایش

می‌دهد.



شکل ۴ - شبکه تشکیل شده برای ایرفویل SC(2)-0710

در جدول ۱ تعداد سلول‌های چهار شبکه ارائه شده است که برای هر کدام، مقادیر ضریب پسا و برا محاسبه شده است (از طریق روابط (۱۶) و (۱۷)). بررسی نتایج نشان می‌دهد که با ریزتر کردن شبکه، مقدار ضریب برا تغییرات چندانی نداشته، اما مقدار ضریب پسا تغییرات قابل توجهی دارد. همچنین، مشاهده می‌شود که ضریب پسا از شبکه سوم به بعد تغییرات بسیار ناچیزی دارد. بنابراین، شبکه سوم به‌عنوان شبکه مطلوب انتخاب شده است.

$$G_k = -\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \quad (13)$$

همچنین،

$$D_\omega = 2(1 - F_1) \rho \frac{1}{\omega \sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (14)$$

مرجع [۲۳] اطلاعات بیشتری در رابطه با دیگر پارامترهای

این مدل و اعداد ثابت موجود در آن ارائه داده است.

شرایط مرزی دیواره در مدل توربولانسی SST k- ω به‌گونه‌ای است که معادله k مطابق با روابط بهبود رفتار در نزدیکی دیواره محاسبه می‌گردد. یعنی تمام شرایط مرزی در سلول‌هایی که متناسب با دیدگاه تابع دیواره تولید شده‌اند، بر اساس دیدگاه بهبود رفتار در نزدیکی دیواره محاسبه شده و برای سلول‌های ریز، شرط مرزی عدد رینولدز پایین اعمال شده است. مقدار ω بر روی دیوار (ω_w) نیز به‌صورت زیر محاسبه می‌گردد [۲۳].

$$\omega_w = \frac{\rho (u^*)^2}{\mu} \omega^+ \quad (15)$$

تحلیل عددی

گسسته‌سازی معادلات و روش حل

در این تحقیق، محاسبات عددی با استفاده از نرم‌افزار انسیس فلونت انجام شده است. الگوریتم فشار پایه کوپل شده برای ارتباط بین سرعت و فشار انتخاب شده است. بعلاوه، روش مرتبه دوم برای گسسته‌سازی فشار تنظیم شده و گسسته‌سازی معادلات اندازه حرکت و انرژی با روش بالادست مرتبه دوم صورت گرفته است. همچنین، برای کمک به پایداری شبیه‌سازی و همگرایی سریع‌تر، از روش زیر تخفیف‌گذار کاذب (pseudo transient) استفاده شده است. با توجه به نسبت منطقی بالای شبکه در نزدیکی دیوار ایرفویل، دقت مضاعف برای ذخیره‌سازی اطلاعات، منظور گردیده است. معیار همگرایی حل برای سه معادله پیوستگی، اندازه حرکت و انرژی کمتر از 10^{-6} در نظر گرفته شده است. همچنین، در تمامی شبیه‌سازی‌های عددی، مقدار پارامتر بدون بعد y^+ کمتر از یک در نظر گرفته شده است.

شرایط مرزی

در این پژوهش، خواص فیزیکی سیال هوا در ورودی دامنه حل، مطابق با خواص هوا در ارتفاع ۱۰۶۶۸ متری از سطح دریا

جدول ۲ - نتایج عددی و آزمایشگاهی نسبت ضریب اصطکاک صفحه تخت با میکرودمش به بدون آن در ماخ ۰/۴

ضریب دمشی	C_f / C_{f0}		
	نتایج عددی	نتایج آزمایشگاهی	نتایج عددی
F	این تحقیق	[۲۴]	[۱۲]
سطح صاف	۱	۱	۱
۰/۰۰۰۵	۰/۹۶۴۲	۰/۹۷۲۶	۰/۹۶۷۶
۰/۰۰۱۵	۰/۸۹۴۷	۰/۸۷۴۱	۰/۹۰۴۵
۰/۰۰۳	۰/۷۹۵۳	۰/۷۴۷۹	۰/۸۱۴۰
۰/۰۰۸	۰/۵۰۸۳	۰/۵۰۸۱	۰/۵۴۶۵

اعتبار سنجی نتایج ایرفویل نامتقارن با میکرودمش

در این قسمت، نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی با نتایج عددی جو و همکارانش [۱۲] مقایسه شده است. آن‌ها در بررسی عددی خود، از ایرفویل RAE2822 استفاده کرده بودند. جدول ۳ نسبت ضریب پسا و برا کل ایرفویل با میکرودمش به بدون میکرودمش را ارائه می‌دهد. نتایج این جدول برای عدد ماخ ۰/۷۳۴، زاویه حمله ۰ و ۰/۵ درجه و ضریب دمشی ۰/۰۳ و ۰/۰۵ ارائه شده است. از مقایسه نتایج عددی این تحقیق با نتایج عددی جو و همکارانش مشاهده می‌شود که شبیه‌سازی عددی این تحقیق به درستی انجام شده است. حداکثر اختلاف مشاهده شده برای نسبت C_d / C_{d0} و C_l / C_{l0} به ترتیب برابر با ۳/۶۷ و ۳/۹ درصد می‌باشد. بنابراین، شبیه‌سازی جریان متلاطم و کد UDF نوشته شده برای روش میکرودمش به درستی عمل می‌کند و نتایج قابل اطمینانی را ارائه داده است.

اعتبار سنجی نتایج ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710

در قسمت‌های قبل، مشخص شد که کد UDF نوشته شده برای روش میکرودمش به درستی عمل می‌کند. در این قسمت، صحت شبیه‌سازی عددی جریان متلاطم حول ایرفویل SC(2)-0710 توسط نرم‌افزار فلونت بررسی شده است. نتایج عددی این قسمت با نتایج آزمایشگاهی انجام شده توسط ناسا [۲۵] مقایسه شده است. در شکل ۵ مقدار ضریب فشار محلی شبیه‌سازی عددی با نتایج آزمایشگاهی مرجع [۲۵] بر روی دیوار ایرفویل SC(2)-0710 و در زاویه حمله ۰ و ۲ درجه مقایسه شده‌اند. این مقایسه برای عدد ماخ ۰/۵ انجام شده است. با مقایسه نتایج می‌توان نتیجه گرفت که شبیه‌سازی عددی این تحقیق برای جریان متلاطم حول ایرفویل SC(2)-0710 نتایج قابل قبولی را ارائه داده است.

$$C_d = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} v_{\infty}^2 c} \quad (16)$$

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} v_{\infty}^2 c} \quad (17)$$

جدول ۱ - بررسی استقلال از شبکه در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۰

شبکه	درجه		
	تعداد سلول	ضریب پسا C_d	ضریب برا C_l
شبکه اول	۷۱۸۹۶	۰/۰۰۸۷۳۱	۰/۴۴۲۰
شبکه دوم	۲۰۴۱۰۸	۰/۰۰۸۸۸۸	۰/۴۴۲۰
شبکه سوم	۴۳۵۵۲۸	۰/۰۰۸۹۰۰	۰/۴۴۱۳
شبکه چهارم	۶۸۴۳۰۸	۰/۰۰۸۹۰۹	۰/۴۴۱۰

اعتبار سنجی تحلیل عددی

از آنجایی که تاکنون مطالعه‌ای در رابطه با اثر میکرودمش بر پارامترهای آیرودینامیک ایرفویل SC(2)-0710 انجام نشده است، لذا جهت بررسی صحت شبیه‌سازی عددی روش میکرودمش و کد UDF نوشته شده برای آن، نتایج عددی این تحقیق با نتایج آزمایشگاهی و عددی در دسترس بر روی یک صفحه تخت و یک ایرفویل، مقایسه شده‌اند. سپس، نتایج عددی جریان متلاطم حول ایرفویل SC(2)-0710 با نتایج آزمایشگاهی موجود (بدون وجود میکرودمش) مقایسه شده است.

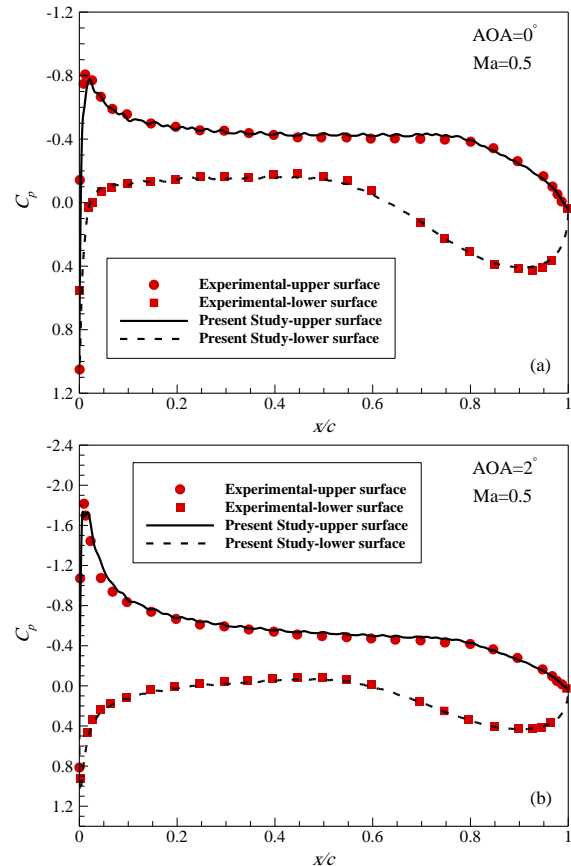
اعتبار سنجی نتایج صفحه تخت با میکرودمش

در جدول ۲، نتایج عددی به دست آمده برای جریان عبوری از یک صفحه تخت (با به کارگیری میکرودمش) با نتایج آزمایشگاهی و عددی در دسترس مقایسه شده است. از بررسی، مشاهده می‌شود که نتایج عددی این تحقیق با نتایج آزمایشگاهی تطابق قابل قبولی دارند. از طرفی، در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی، در برخی از ضرایب دمشی، نتایج عددی این پژوهش بهتر از نتایج عددی جو و همکارانش می‌باشد. بعلاوه، حداکثر اختلاف مشاهده شده بین نتایج عددی این تحقیق و نتایج آزمایشگاهی تقریباً برابر با ۶ درصد می‌باشد که قابل قبول است.

شکل ۵ - مقایسه ضریب فشار محلی شبیه‌سازی عددی با نتایج آزمایشگاهی در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۰ درجه و (b) ۲ درجه

نتایج عددی و بحث

در این قسمت، نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده، ارائه شده است. ابتدا، با بررسی چند موقعیت در قسمت بالایی و پایینی ایرفویل SC(2)-0710، نتایج بررسی شده است و سپس، پس از انتخاب موقعیت مناسب جهت قرارگیری صفحه میکرومتخلخل، نتایج نهایی ارائه گردیده است. همچنین، مناسب‌ترین زاویه حمله به جهت داشتن کمترین نیروی پسا (با استفاده از سیستم میکرودمش)، ارائه شده است.



جدول ۳ - مقایسه نتایج عددی دو نسبت C_d / C_{d0} و C_l / C_{l0} این تحقیق با نتایج عددی جو و همکارانش برای ایرفویل RAE2822

F	C_d / C_{d0}				C_l / C_{l0}			
	۰		۰/۵		۰		۰/۵	
	نتایج این تحقیق	نتایج مرجع [۱۲]	نتایج این تحقیق	نتایج مرجع [۱۲]	نتایج این تحقیق	نتایج مرجع [۱۲]	نتایج این تحقیق	نتایج مرجع [۱۲]
۰/۰۳	۰/۹۰۵۲	۰/۹۱	۰/۹۰۹۸	۰/۸۸۰۷	۱/۱۱۵۹	۱/۰۹۴۹	۱/۰۷۸۰	۱/۱۲۰۱
۰/۰۵	۰/۸۵۵۰	۰/۸۷۱۹	۰/۸۶۳۵	۰/۸۳۷۹	۱/۲۲۰۸	۱/۱۷۷۵	۱/۱۵۱۶	۱/۱۸۲۱

تأثیر میکرودمش بر ضرایب آیرودینامیکی

جهت بررسی اثرات میکرودمش بر ضرایب آیرودینامیکی، ضرایب پسا اصطکاکی ($C_{d,f}$)، فشاری ($C_{d,p}$)، کل (C_d) و ضریب برا (C_l) در جدول ۴ برای نرخ‌های دمش ۰/۰۰۵ تا ۰/۰۵ محاسبه شده است. نتایج این جدول در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۳ درجه، ارائه شده‌اند. همچنین، این نتایج با در نظر گرفتن موقعیت میکرومتخلخل در فاصله‌ی ۰/۶ تا ۰/۸ از وتر ایرفویل و بر روی سطح پایینی آن محاسبه شده‌اند. ارائه شده به صورت نسبت ضرایب با به کارگیری میکرودمش به بدون میکرودمش (با پایین نویس ۰) ارائه شده است.

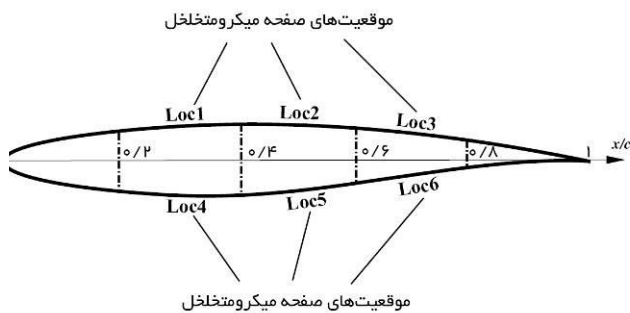
جدول ۴ - بررسی تأثیر میکرودمش بر ضرایب پسا و برا در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۳ درجه.

F	$C_{d,f} / C_{d,f0}$	$C_{d,p} / C_{d,p0}$	C_d / C_{d0}	C_l / C_{l0}
۰/۰۱	۰/۹۵۰۷	۰/۹۷۳۷	۰/۹۶۰۳	۰/۹۸۳۳
۰/۰۲	۰/۹۲۵۲	۰/۹۶۷۱	۰/۹۴۲۶	۰/۹۵۷۹
۰/۰۳	۰/۹۱۳۸	۰/۹۶۷۰	۰/۹۳۶۰	۰/۹۳۱۵

با توجه به نتایج جدول ۴ مشاهده می‌شود که ضریب پسا اصطکاکی با به کارگیری میکرودمش کاهش یافته است که مقدار آن با افزایش دمش بیشتر کاهش می‌یابد. این روند کاهش برای نسبت ضریب پسا فشاری نیز مشاهده می‌شود، با این تفاوت که

جدول ۵ - موقعیت‌های مختلف صفحه میکرومتخلخل بر روی سطح بالایی و پایینی ایرفویل SC(2)-0710

موقعیت‌های صفحه میکرومتخلخل	سطح پایینی ایرفویل	x/c	سطح بالایی ایرفویل	x/c
Loc1	Loc4	۰/۲ - ۰/۴	Loc2	۰/۲ - ۰/۴
Loc2	Loc5	۰/۴ - ۰/۶	Loc3	۰/۴ - ۰/۶
Loc3	Loc6	۰/۶ - ۰/۸		۰/۶ - ۰/۸



شکل ۶ - نمایش موقعیت‌های مختلف صفحه میکرومتخلخل بر روی ایرفویل SC(2)-0710

با توجه به شکل a-7 مشاهده می‌شود که ضریب پسا اصطکاکی با افزایش ضریب دم‌ش کاهش می‌یابد. در واقع این نتیجه به دست آمده مشابه با همان نتیجه میکرودمش بر روی صفحه تخت است. همان‌طور که انتظار می‌رفت، میکرودمش باعث افزایش ارتفاع لایه مرزی شده و گردان سرعت در راستای عمود بر سطح را کاهش داده [۲۶] و سبب کاهش ضریب اصطکاک سطحی که همان ضریب پسا اصطکاکی است می‌گردد. اما، نتایج به دست آمده از بررسی ضریب پسا فشاری کاملاً متفاوت است (شکل b-7). مشاهده می‌شود که به کارگیری میکرودمش و افزایش ضریب دم‌ش سبب افزایش ضریب پسا فشاری ایرفویل با میکرودمش نسبت به ایرفویل بدون آن است. این نتیجه به واسطه تغییر در میدان فشار اطراف ایرفویل ایجاد شده است؛ چون دم‌ش جریان از صفحه میکرومتخلخل تغییراتی بر روی میدان فشار ایجاد کرده است. همچنین، با توجه به شکل می‌توان متوجه شد که در موقعیت‌های چهار و شش، نسبت ضریب پسا فشاری حداقل است. این بدان معناست که این دو موقعیت، کمترین تأثیر منفی را بر روی میدان فشار اطراف ایرفویل دارند و می‌توانند موقعیت مناسبی جهت قرارگیری صفحه میکرومتخلخل باشند.

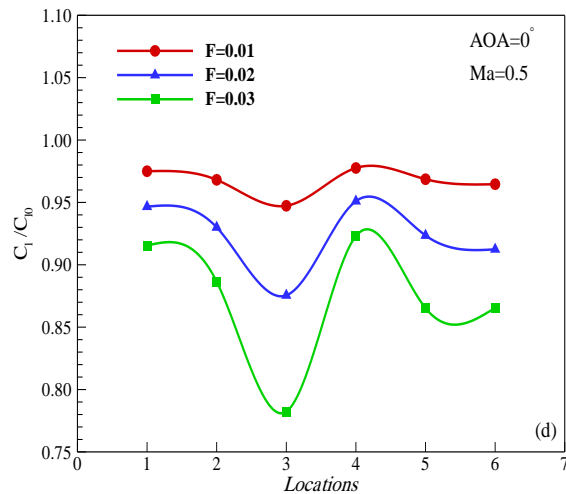
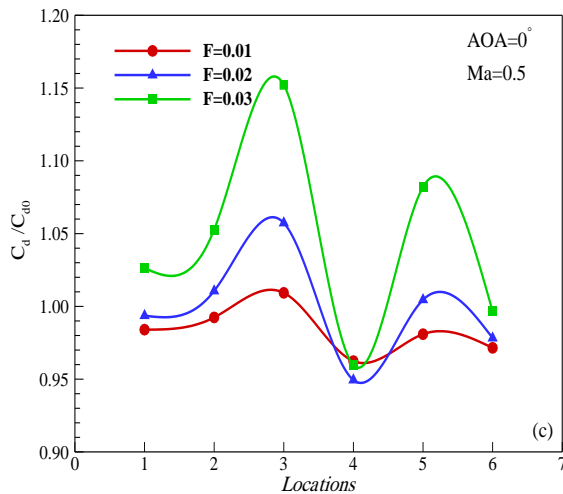
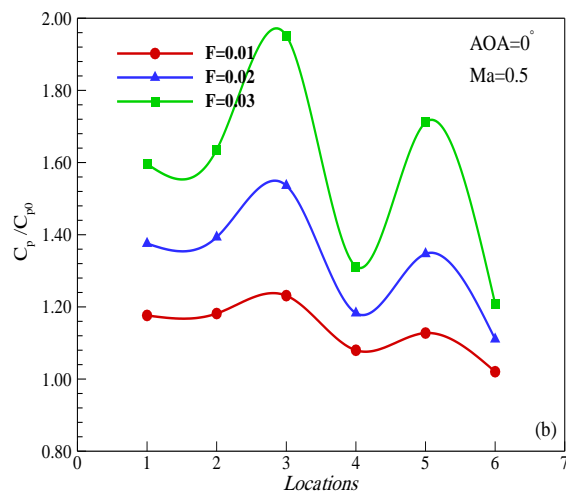
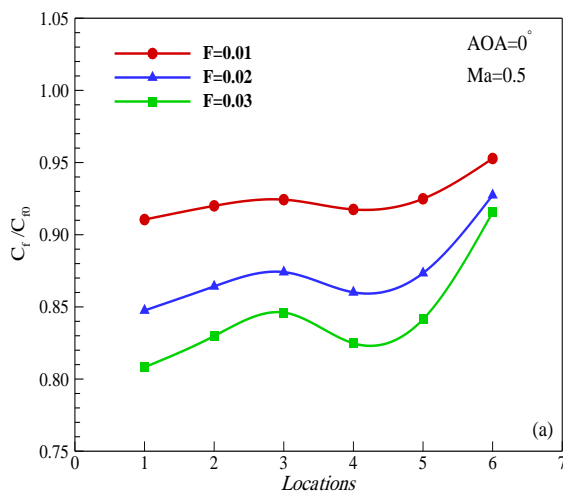
تغییرات کاهشی آن در مقایسه با نسبت ضریب پسا اصطکاکی بسیار اندک است. از این نتیجه می‌توان دریافت که با به کارگیری دم‌ش جریان به صورت میکرودمش، ضریب اصطکاک سطح با جریان عبوری، کاهش می‌یابد. با اعمال میکرودمش، تغییراتی بر روی میدان فشار اطراف ایرفویل ایجاد می‌گردد که باید تأثیر آن را تا حد امکان کاهش دهیم. برای این منظور، مقدار F (ضریب دم‌ش) باید به گونه‌ای در نظر گرفته شود که تأثیر معکوسی بر روی دیگر ضرایب نداشته باشد. در ادامه بررسی جدول ۴، می‌توان نتیجه گرفت که ضریب پسا کل با افزایش دم‌ش جریان، کاهش می‌یابد؛ اما، نتایج نسبت ضریب پسا نشان می‌دهد که روش میکرودمش برای افزایش نیروی برآ (با توجه به شرایط جریان و موقعیت صفحه میکرومتخلخل) مناسب نمی‌باشد. همچنین، موقعیت صفحه میکرومتخلخل برای دم‌ش جریان نیز حائز اهمیت است که در بخش بعدی با انجام شبیه‌سازی‌های متعدد، مناسب‌ترین موقعیت جهت قرارگیری میکرودمش بررسی شده است.

انتخاب مناسب‌ترین موقعیت صفحه میکرومتخلخل

همان‌طور که در بخش قبل توضیح داده شد، موقعیت قرارگیری صفحه میکرومتخلخل بسیار مهم است. این صفحه باید در محلی قرار بگیرد که مقدار ضریب پسا را کاهش و مقدار ضریب برآ را افزایش دهد. در این قسمت از تحقیق، شش موقعیت به طول ۲۰ سانتی‌متر (در راستای وتر ایرفویل) برای صفحه میکرومتخلخل در نظر گرفته شده است. مختصات این موقعیت‌ها در جدول ۵ و شکل ۶ ارائه و نشان داده شده است. هر موقعیت با نام Loc شماره‌گذاری شده است. سه موقعیت Loc1، Loc2 و Loc3 بر روی سطح بالایی ایرفویل و سه موقعیت Loc4، Loc5 و Loc6 بر روی سطح پایینی ایرفویل در نظر گرفته شده است. برای به دست آوردن مناسب‌ترین موقعیت قرارگیری صفحه میکرومتخلخل، به ازای هر مقدار مشخص ضریب دم‌ش، نسبت ضریب پسا اصطکاکی، فشاری، کل و ضریب برآ ایرفویل با میکرودمش به ایرفویل بدون میکرودمش برای هر یک از موقعیت‌های مورد بررسی، محاسبه شده است. این نسبت‌ها برای عدد ماخ ۰/۵ محاسبه شده‌اند. شکل‌های ۷ و ۸ به ترتیب نتایج محاسبه شده‌ی این نسبت‌ها را برای زاویه حمله ۰ و ۳ درجه نشان می‌دهند.

مناسب است. چون در این موقعیت، بیشترین کاهش ضریب پسا کل در بین تمامی موقعیت‌ها به دست آمده است. لازم به ذکر است که یکی از تأثیرگذارترین ضرایب پسا در موقعیت چهارم، ضریب پسا فشاری است. چون در این موقعیت، میدان فشار تغییرات کمتری در مقایسه با سایر موقعیت‌ها کرده است که نشان می‌دهد موقعیت چهارم تأثیر کمتری روی میدان فشار اطراف ایرفویل ایجاد کرده است.

از بررسی دو شکل ۷-a و ۷-b می‌توان دریافت که با به‌کارگیری میکرودمش، ضریب پسا اصطکاکی کاهش یافته، اما ضریب پسا فشاری افزایش یافته است. پس می‌توان نتیجه گرفت که عمده تأثیر مثبت روش میکرودمش بر روی کاهش ضریب پسا اصطکاکی است. حاصل جمع ضریب پسا اصطکاکی و فشاری، ضریب پسا کل است. شکل ۷-c ضریب پسا کل ایرفویل با میکرودمش را نسبت به ضریب پسا کل ایرفویل بدون میکرودمش نمایش می‌دهد. آنچه که از این شکل می‌توان دریافت، این است که موقعیت چهارم برای جانمایی صفحه میکرومتخلخل بسیار



شکل ۷ - نمودار نسبت تغییرات ضرایب پسا و برا برای روش میکرودمش به بدون دمش در زاویه حمله ۰ درجه و عدد ماخ ۰/۵: (a) نسبت پسا اصطکاکی، (b) پسا فشاری، (c) پسا کل و (d) برا.

نیروی برا چندان مناسب نیست. چون میدان فشار به واسطه دمش جریان تحت تأثیر قرار می‌گیرد و نمی‌توان از آن چشم‌پوشی کرد. بنابراین، باید موقعیتی انتخاب گردد که کمترین کاهش در نیروی برا ایجاد کند. با توجه به شکل، تنها موقعیت

از بررسی نسبت‌های ضریب برا در شکل ۷-d مشاهده می‌گردد که به‌کارگیری میکرودمش سبب کاهش نیروی برا می‌شود. از طرفی، این نسبت با افزایش ضریب دمش، کاهش یافته است. در واقع، نشان می‌دهد که این روش برای افزایش

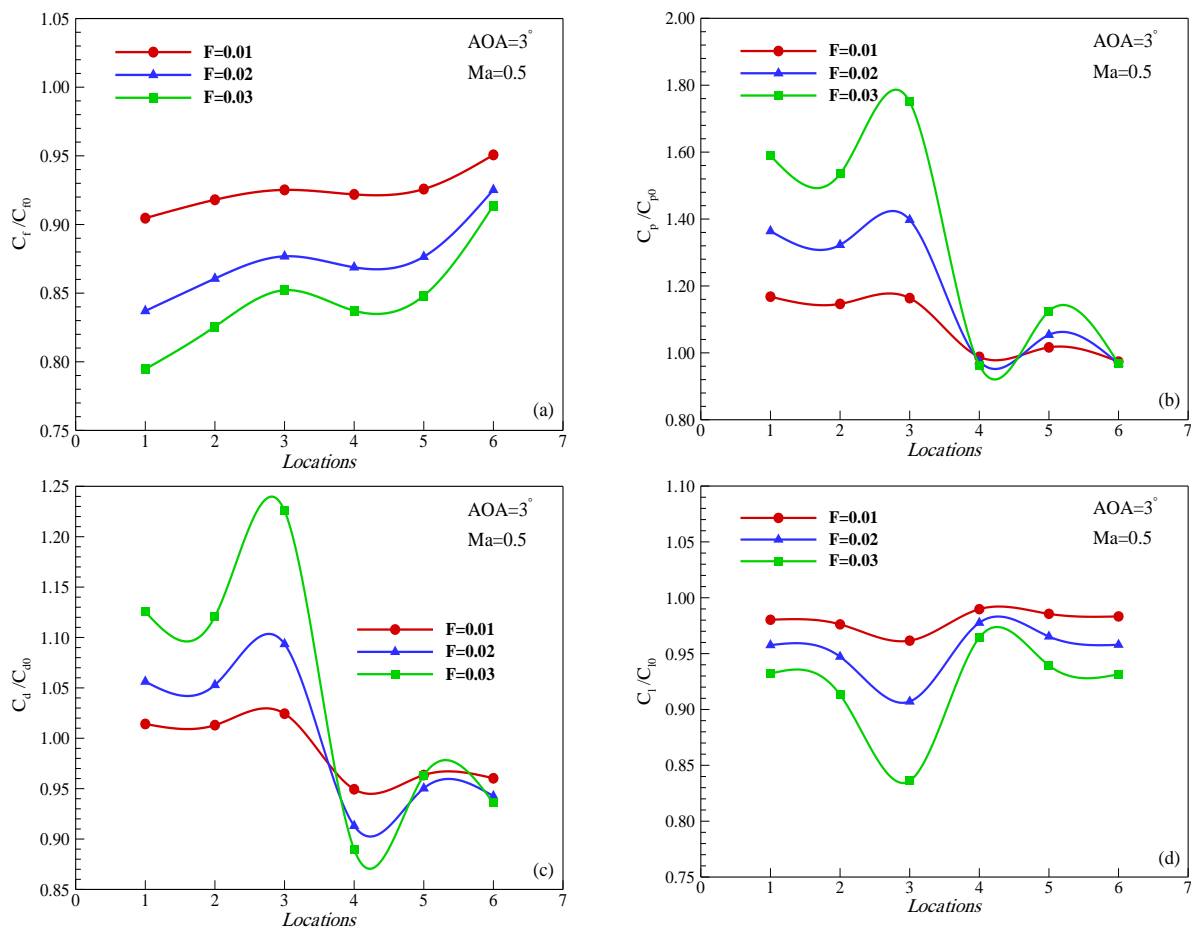
سطح فشار ایرفویل در فاصله‌ی بین ۰/۲ تا ۰/۴ از وتر ایرفویل قرار دارد. بنابراین، از این قسمت به بعد، تمامی نتایج در موقعیت چهارم ارائه شده‌اند و این موقعیت برای جانمایی صفحه میکرومتخلخل به‌عنوان مناسب‌ترین مکان، برگزیده شده است.

بررسی مناسب‌ترین زاویه حمله برای سیستم

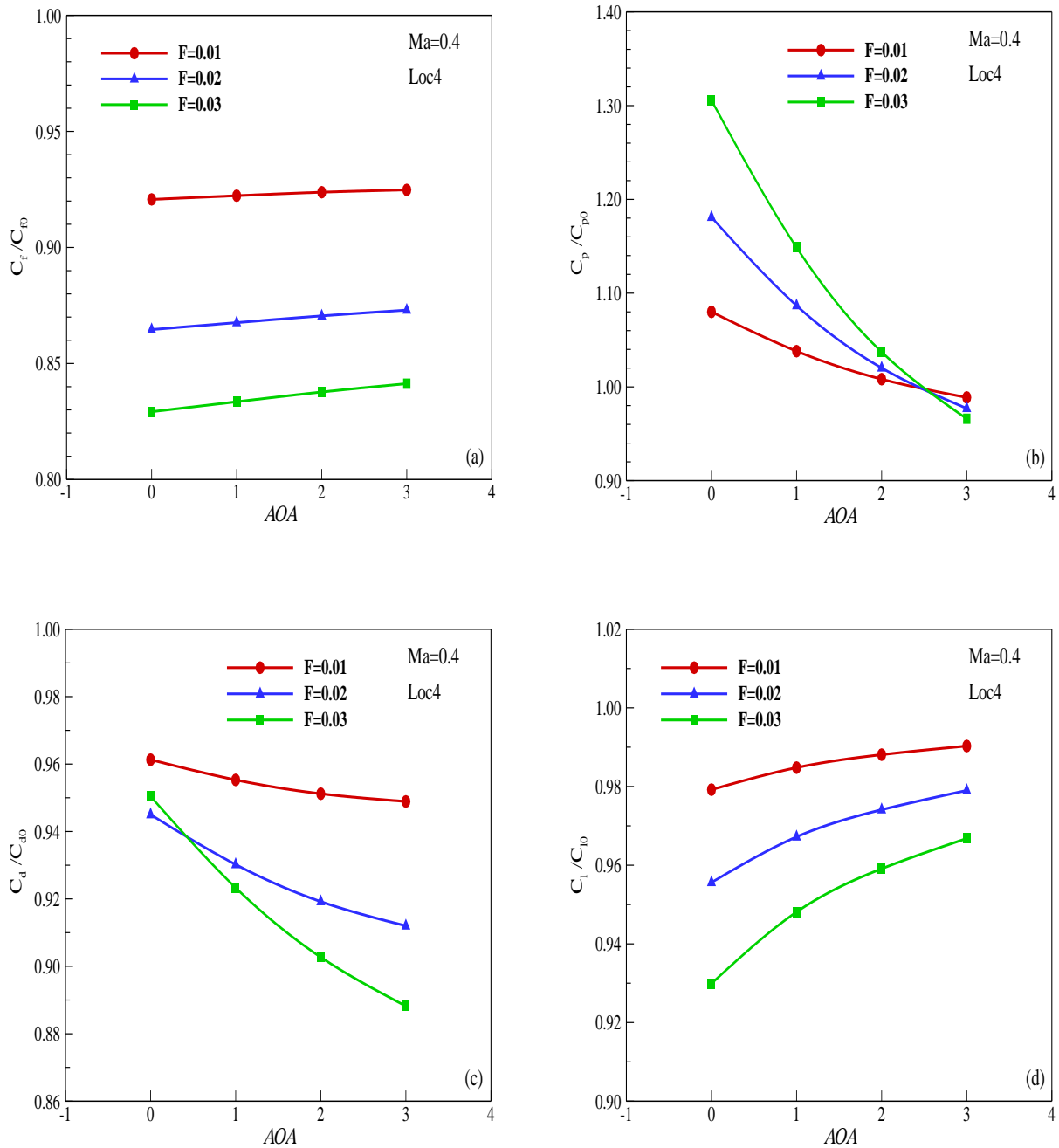
نسبت ضرایب پسا و برا سیستم دارای میکرودمش (در موقعیت چهارم) به سیستم بدون آن در اعداد ماخ ۰/۴، ۰/۵ و ۰/۶ مورد بررسی قرار گرفته شده است. این نتایج برای زاویه حمله بین ۰ تا ۳ درجه با ضریب دمشی (F) بین ۰/۰۱ تا ۰/۰۳ ارائه شده است. شکل ۹، نتایج این ضرایب را در عدد ماخ ۰/۴ نمایش می‌دهد.

چهارم است که نسبت نیروی برا ایرفویل با میکرودمش به بدون آن بیشترین است. پس، با توجه به شکل ۷ می‌توان موقعیت چهارم را مناسب‌ترین جایگاه برای قرارگیری صفحه میکرومتخلخل در نظر گرفت. اما، به جهت ارائه یک نتیجه قابل اطمینان، شبیه‌سازی عددی در زاویه حمله ۳ درجه نیز انجام شده و نتایج آن در شکل ۸ ارائه گردیده است.

با توجه به شکل ۸، مشاهده می‌شود که تغییرات نسبت پارامترها تقریباً مشابه با نتایج ارائه‌شده برای زاویه حمله ۰ درجه است. درواقع، نتایج این شکل نشان می‌دهد که موقعیت چهارم برای زاویه حمله ۳ درجه نیز مناسب است. پس، با توجه به نتایج به دست آمده در این بخش، موقعیت چهارم، مناسب‌ترین مکان برای جانمایی صفحه میکرومتخلخل است. این موقعیت، بر روی



شکل ۸ - نمودار نسبت تغییرات ضرایب پسا و برا برای روش میکرودمش به بدون دمشی در زاویه حمله ۳ درجه و عدد ماخ ۰/۵: (a) نسبت پسا اصطکاکی، (b) پسا فشاری، (c) پسا کل و (d) برا

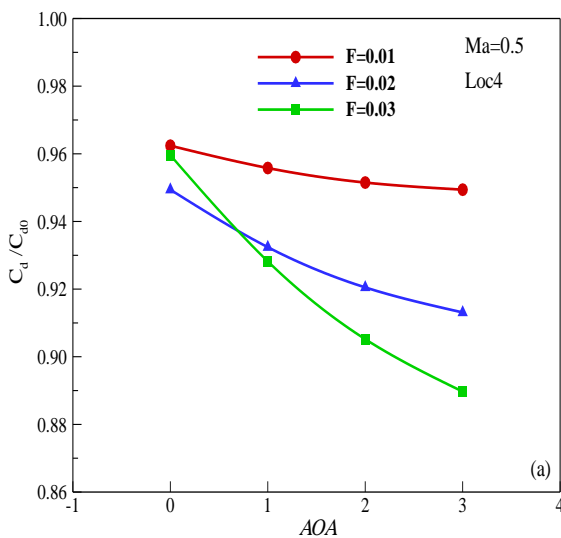


شکل ۹ - نمودار نسبت تغییرات ضرایب پسا و برا برای روش میکرودمش به بدون دممش در عدد ماخ ۰/۴ و موقعیت چهارم؛ (a) نسبت پسا اصطکاکی، (b) پسا فشاری، (c) پسا کل و (d) برا

مقایسه با دیگر زوایای حمله است که نتایج بسیار مناسبی را برای نیروی برا ارائه داده است.

در نتیجه این تجزیه و تحلیل، می توان گفت که زاویه حمله ۳ درجه در عدد ماخ ۰/۴ بسیار مناسب است و در این شرایط می توان از این سیستم استفاده کرد تا ضریب پسا و مصرف سوخت را کاهش داد. اما، مطالعات این پژوهش، تنها در محدوده، عدد ماخ ۰/۴ انجام نشده است. در ادامه، شکل های ۱۰ و ۱۱ به ترتیب، نتایج نسبت های ضریب پسا کل و برا را برای عدد ماخ ۰/۵ و ۰/۶ ارائه می دهند.

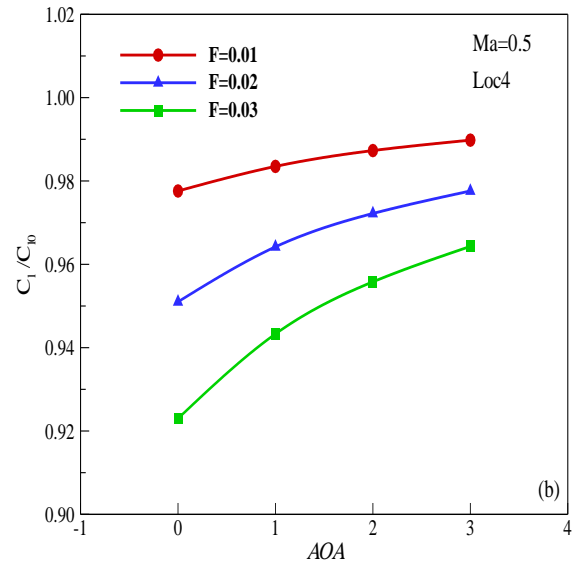
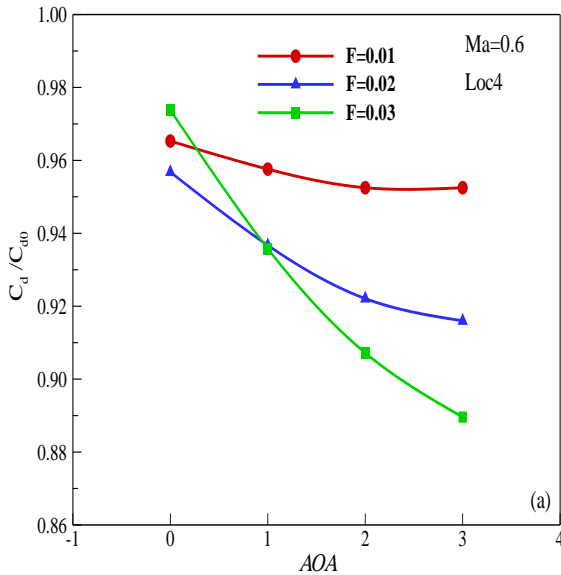
در ماخ جریان ۰/۵، تغییرات نتایج این نسبت ها، همانند نتایج ارائه شده در عدد ماخ ۰/۴ می باشند. تنها، تفاوت اندکی در بین تغییرات نتایج مشاهده می شود که خیلی قابل توجه نیست. با توجه به شکل ۱۰، می توان دریافت که به کارگیری سیستم میکرودمش در زاویه حمله ۳ درجه برای جریان دوردست با عدد ماخ ۰/۵ نیز مناسب بوده و برای این شرایط هم، زاویه حمله ۳ درجه مناسب است. شکل ۱۱، نسبت ضرایب را در عدد ماخ ۰/۶ نشان می دهد. همان طور که ملاحظه می شود، تغییرات ضرایب پسا و ضریب برا مطابق با دو شکل قبلی است. بنابراین، مطابق با دو شکل قبل، زاویه حمله ۳ درجه مناسب ترین نتایج را ارائه داده است و این زاویه حمله، به عنوان مناسب ترین زاویه حمله برای به کارگیری این سیستم انتخاب گردیده است.



با توجه به شکل ۹-a مشاهده می شود که با افزایش ضریب دم، ضریب پسا اصطکاکی کاهش می یابد. اما با افزایش زاویه حمله، این نسبت برای تمامی ضرایب دمش رو به افزایش است. در واقع، با افزایش زاویه حمله، شرایط برای ضریب پسا اصطکاکی مناسب نبوده و منجر به افزایش آن خواهد شد، اما این افزایش قابل توجه نمی باشد و می توان از آن چشم پوشی کرد. دلیل این پدیده آن است که با افزایش زاویه حمله، میدان فشار اطراف ایرفویل تحت تأثیر قرار گرفته شده و اثر آن بر روی ضریب پسا در مقایسه با اثر لایه مرزی، بیشتر می باشد. همچنین، افزایش زاویه حمله سبب ایجاد جدایش جریان بر روی سطح ایرفویل می شود که این شرایط برای کاهش نیروی پسا به روش میکرودمش مناسب نبوده و به همین دلیل است که ضریب پسا اصطکاکی با بیشتر شدن زاویه حمله بیشتر می شود.

شکل ۹-b، نسبت ضریب پسا فشاری را نشان می دهد. با توجه به این شکل می توان دریافت که افزایش زاویه حمله، سبب کاهش نسبت ضریب پسا فشاری می گردد. در واقع در زاویه حمله ۳ درجه، این نسبت کمتر از عدد یک است. همچنین، می توان دریافت که تنها در زاویه حمله ۳ درجه، با افزایش ضریب دم، نسبت ضریب پسا فشاری کاهش می یابد.

نسبت ضریب پسا کل در شکل ۹-c مقایسه شده است. با توجه به این شکل، می توان دریافت که افزایش ضریب دم، سبب کاهش ضریب پسا کل شده است (به غیر از زاویه حمله ۰ درجه). از طرفی، با افزایش زاویه حمله و افزایش ضریب دم، ضریب پسا کل در مقایسه با زوایای حمله دیگر بیشتر کاهش یافته است. در واقع می توان گفت که ضریب پسا کل در زاویه حمله ۳ درجه، بهترین نتیجه را پس از به کارگیری سیستم میکرودمش ارائه می دهد و هرچه که مقدار ضریب دمش را افزایش دهیم، ضریب پسا کل، بیشتر کاهش می یابد. دلیل آن این است که در زاویه حمله بزرگ تر، میدان فشار به گونه ای تغییر کرده است که دمش جریان در موقعیت چهار توانسته ضریب پسا فشاری را کاهش دهد. در ادامه مقایسه این بخش، نسبت ضریب برا نیز مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته شده است. شکل ۹-d نتایج مربوط به نسبت ضریب برا را در عدد ماخ ۰/۴ با به کارگیری میکرودمش در موقعیت چهارم، نمایش می دهد. با توجه به این شکل، می توان مشاهده کرد که افزایش ضریب دم، سبب کاهش ضریب برا می شود. از طرفی، می توان دریافت که زاویه حمله ۳ درجه برای ایرفویل، مناسب ترین زاویه در

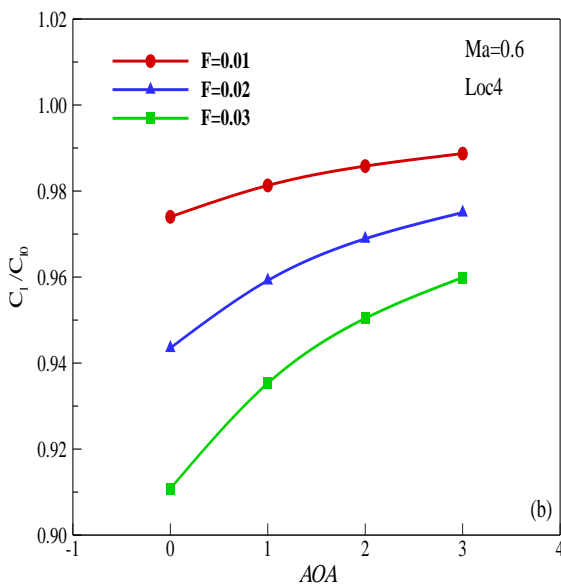


شکل ۱۰ - نمودار نسبت تغییرات ضرایب پسا و برا در عدد ماخ ۰/۵ و موقعیت چهارم؛ (a) پسا کل و (b) برا.

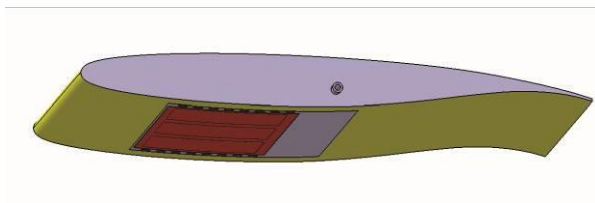
نتایج این بخش نشان داد که هرچه قدر زاویه حمله را افزایش دهیم، به کارگیری روش میکرودمش نتایج موثرتری را ارائه می‌دهد. البته تا زمانی که موج ضربه ایجاد نشود. در واقع، برای اینکه بتوانیم با به کارگیری این سیستم، بیشتر کاهش در ضریب پسا و مناسب‌ترین مقدار در ضریب برا را داشته باشیم، باید زاویه حمله برابر با ۳ درجه یا بیشتر باشد.

سیستم میکرودمش طراحی شده

پس از اینکه موقعیت قرارگیری مناسبی جهت نصب صفحه میکرومتخلخل بر روی ایرفویل، انتخاب شد، یک طراحی کامل نیز برای پیاده‌سازی این سیستم بر روی ایرفویل انجام شده است. در طراحی این سیستم، از سه محفظه برای دمش هوا استفاده شده است که بر روی مقطعی از بال هواپیما نصب گردیده است. این سیستم به گونه‌ای پیشنهاد شده است که بعداً می‌توان به تعداد این محفظه‌ها افزود. تصویر نهایی و نقشه دمونتاژ سیستم پیشنهاد شده به ترتیب در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ ارائه شده است.



شکل ۱۱ - نمودار نسبت تغییرات ضرایب پسا و برا در عدد ماخ ۰/۶ و موقعیت چهارم؛ (a) پسا کل و (b) برا

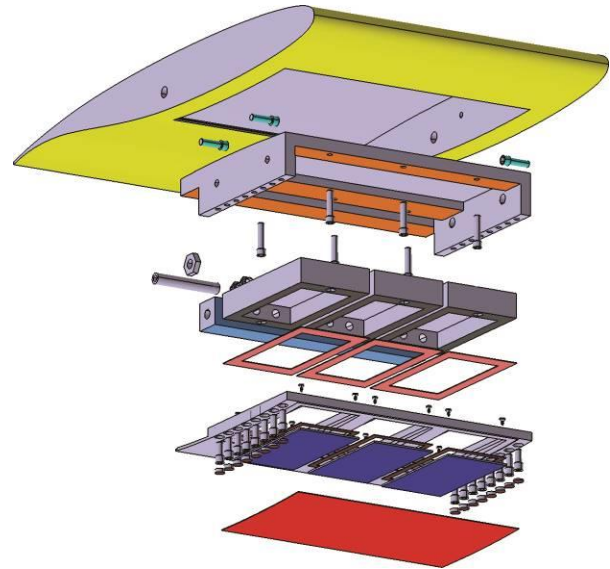


شکل ۱۲ - نمایی از سیستم طراحی شده روی ایرفویل

در ادامه، نتایج شبیه‌سازی عددی در موقعیت چهارم برای سیستم میکرودمش و در محدوده عدد ماخ ورودی بین ۰/۴ تا ۰/۶ و زاویه حمله بین ۰ تا ۳ درجه ارائه گردید. نتایج نشان داد که در زاویه حمله ۳ درجه، ضریب پسا به حداقل مقدار و ضریب برا به حداکثر اندازه رسیده است. در واقع، در زاویه حمله ۳ درجه، مناسب‌ترین نتایج حاصل شده است. با توجه به نتایج به دست آمده، مشاهده گردید که با افزایش ضریب دم، ضریب پسا کل کاهش می‌یابد. در کنار کاهش ضریب پسا، ضریب برا نیز کاهش می‌یابد، اما با توجه به اینکه، بهترین موقعیت برای سیستم میکرودمش انتخاب شده است، این مقدار کاهش برای ضریب برا، مناسب می‌باشد. در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۳ درجه، مقدار کاهش ضریب پسا کل برای ضرایب دم ۰/۰۱، ۰/۰۲ و ۰/۰۳ به ترتیب برابر با ۵، ۹ و ۱۲ درصد به دست آمده است. همچنین، برای همین شرایط، کاهش ضریب برا تقریباً ۱، ۲ و ۳ درصد به ترتیب برای ضرایب دم ۰/۰۱، ۰/۰۲ و ۰/۰۳ محاسبه شده است. از طرفی، می‌توان ملاحظه کرد که کاهش ضریب پسا در مقایسه با ضریب برا، بیشتر است و این نشان می‌دهد که استفاده از این سیستم می‌تواند کارآمد و مفید باشد. در نهایت، نقشه مونتاز و دمونتاز سیستم پیشنهاد شده، ارائه گردید تا نتایج عددی این تحقیق به‌عنوان یک مثال عملی، برای بسیاری از مهندسان صنایع هوا و فضا مفید و سودمند باشد.

فهرست علائم و اختصارات

AO	زاویه حمله (درجه)
A	
c	طول وتر ایرفویل (m)
C_d	ضریب پسا (بدون بعد)
C_f	ضریب اصطکاک (بدون بعد)
C_l	ضریب برا (بدون بعد)
C_p	ضریب فشار (بدون بعد)
F	ضریب دم (بدون بعد)
F_D	نیروی پسا (kgms^{-2})
F_i	جمله منبع مومنتوم ($\text{kgm}^{-2}\text{s}^{-2}$)
F_L	نیروی برا (kgms^{-2})
G_k	تولید انرژی اغتشاشی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-3}$)
K	ضریب انتقال حرارت هدایتی ($\text{Wm}^{-1}\text{k}^{-1}$)
k	انرژی جنبشی اغتشاشی (m^2s^{-2})



شکل ۱۳ - نقشه دمونتاز سیستم طراحی شده

نتیجه‌گیری

در این تحقیق، با به‌کارگیری روش عددی حجم محدود، اثرات روش میکرودمش بر پارامترهای آئرودینامیکی ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0710 مورد بررسی قرار گرفته شده است. برای شبیه‌سازی اثر میکرودمش از مدل دیوار میکرومتخلخل استفاده گردیده است. همچنین، جریان متلاطم اطراف ایرفویل با به‌کارگیری مدل توربولانسی SST k- ω شبیه‌سازی شده است. هدف اصلی این پژوهش، بهبود کارایی هواپیما و کاهش نیروی پسا است. نتایج نشان داد که ضریب پسا اصطکاک با افزایش ضریب دم کاهش می‌یابد. از طرفی، افزایش ضریب دم سبب افزایش ضریب پسا فشاری ایرفویل با میکرودمش نسبت به ایرفویل بدون آن شده است. در واقع، میکرودمش تأثیر معکوسی بر روی میدان فشار اطراف ایرفویل ایجاد می‌کند. اما، مشاهده گردید که در موقعیت چهارم، بیشترین کاهش ضریب پسا کل (مجموع ضریب پسا اصطکاک و فشاری) در بین تمامی موقعیت‌های مورد بررسی، به دست آمده است. همچنین، از بررسی نسبت ضریب برا مشاهده گردید که این روش برای افزایش نیروی برا چندان مناسب نیست، اما، در موقعیت انتخاب شده برای نصب این سیستم، ضریب برا کاهش چندان نداشت. پس، موقعیت چهارم مناسب‌ترین جایگاه برای قرارگیری صفحه میکرومتخلخل در این پژوهش انتخاب گردیده است. لازم به ذکر است که این موقعیت بین فاصله ۰/۲ تا ۰/۴ سانتی‌متری از طول وتر و بر روی سطح پایینی ایرفویل قرار گرفته شده است.

- Ma عدد ماخ (بدون بعد)
- P فشار ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$)
- Pr عدد پرانتل (بدون بعد)
- S_m جمله منبع پیوستگی ($\text{kgm}^{-3}\text{s}^{-1}$)
- T درجه حرارت (k)
- u_i مولفه سرعت (ms^{-1})
- u^* سرعت اصطکاکی (ms^{-1})
- U_∞ سرعت جریان بالادست (ms^{-1})
- U_j سرعت خروجی از یک سوراخ میکرومتخلخل (ms^{-1})
- v سرعت (ms^{-1})
- v_{jet} سرعت خروجی از یک سوراخ میکرومتخلخل (ms^{-1})
- v_{MBT} سرعت خروجی بر روی کل میکرومتخلخل (ms^{-1})
- y^+ فاصله از دیوار (بدون بعد)
- علامه یونانی**
- δ_{ij} دلتای کرونگر
- μ لزجت دینامیکی ($\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}$)
- ρ چگالی (kgm^{-3})
- σ_ω عدد پرانتل نرخ ویژه اغتشاشی (بدون بعد)
- σ_k عدد پرانتل انرژی جنبشی اغتشاشی (بدون بعد)
- ω نرخ ویژه اغتشاشی (s^{-1})
- ω^+ نرخ ویژه اغتشاشی در زیر لایه آرام (بدون بعد)
- زیرنویس‌ها**
- ∞ جریان بالادست
- f اصطکاکی
- P فشاری
- t اغتشاشی
- 0 بدون میکرودمش
- w دیوار
- مراجع**
- [۱]. شادمانی شهاب، موسوی نائینیان سیدمجتبی، میرزایی مسعود، قاسمی اصل رامین، پوریوسفی غلامحسین، "تحلیل تجربی کاهش نیروی پسا حول یک جسم با استفاده از عملگر پلاسمایی"، مهندسی مکانیک مدرس، دوره ۱۷، شماره ۱۲، صفحات ۳۰-۵۲۳، ۱۳۹۶.
- [۲]. شرفی احمد، آل هوز متین، "تأثیر اعمال دمش جانبی ثابت بر روی ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانور پذیر"، نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۱۱، صفحات ۳۰-۲۱، ۱۳۹۹.
- [3]. Yadegari, M. and Taleghani, S.S., "A Parametric Study for Passive Control of Shock-boundary Layer Interaction of an Airfoil with Porous Media in a Transonic Flow", *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*. Vol. 3, No. 4, pp. 73-86, 2015.
- [۴]. ربیع نتاج درزی احمدعلی، ودودی مفید سامان، "کنترل جریان توسط دمش و مکش توأم بر روی ایرفویل کلارک-وای"، مهندسی مکانیک مدرس، دوره ۱۷، شماره ۲، صفحات ۵۶-۱۴۷، ۱۳۹۶.
- [۵]. شرفی احمد، احمدخواه انور، بخشنده محمد، محمودی محمدرضا، بررسی تجربی و عددی اثر تولید کننده گردابه بر الگوی جریان و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مسافربری"، نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی، سال سیزدهم، شماره دوم، صفحات ۱-۱۶، ۱۳۹۰.
- [6]. Simpson, R. L., Moffat, R. J., and Kays, W. M., "The Turbulent Boundary Layer on a Porous Plate: Experimental Skin Friction with Variable Injection and Suction", *Int. J. Heat Mass Transfer* Vol. 12, No. 7, pp. 771-789, 1969.
- [7]. Shojaefard, M. H., Noorpoor, A. R., Avanesians, A., and Ghaffarpour, M., "Numerical Investigation of Flow Control by Suction and Injection on a Subsonic Airfoil", *Am. J. Appl. Sci.* Vol. 2, No. 10, pp. 1474-1480, 2005.
- [8]. Hwang, D. P., "A Proof of Concept Experiment for Reducing Skin Friction by Using a Micro-blowing Technique", *Proc. 35th AIAA Aerosp. Sci. Meeting Exhibit*, pp. 546, 1997
- [9]. Hwang, D. P. and Biesiadny, T., "Experimental Evaluation of Penalty

- J. Appl. Fluid Mech. Vol. 10, No. 1, pp. 103-115, 2017.
- [19]. Hwang, D. P., "Review of Research into the Concept of the Microblowing Technique for Turbulent Skin Friction Reduction", Prog. Aerosp. Sci. Vol. 40, No. 8, pp. 559-575, 2004.
- [20]. ANSYS Fluent User's Guide, ANSYS, Inc, 2016.
- [21]. Corke, T. C., Post, M. L., and Orlov, D. M., "Single Dielectric Barrier Discharge Plasma Enhanced Aerodynamics: Physics, Modeling and Applications", Exp. Fluids Vol. 46, No. 1, pp. 1-26, 2009.
- [22]. White, F. M. and Corfield, I., "Viscous Fluid Flow", McGraw-Hill, New York, 2006.
- [23]. Menter, F. R., "Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA J. Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.
- [24]. Hwang, D. P., "Skin-friction Reduction by a Micro-blowing Technique", AIAA J. Vol. 36, No. 3, pp. 480-481, 1998.
- [25]. Harris, C. D., "Aerodynamic Characteristics of the 10-percent-thick NASA Supercritical Airfoil 33 Designed for a Normal-force Coefficient of 0.7", NASA Technical Reports Server, USANASA-TM-X-72711, 1975.
- [26]. Parkhe, V., "A parametric study on flow over a flat plate with microblowing", Doctoral dissertation, University of Akron, 2009.
- Associated with Micro-blowing for Reducing Skin Friction", Proc. 35th AIAA Aerosp. Sci. Meeting Exhibit, pp. 677, 1997
- [10]. Li, J., Zhang, J. B., and Lee, C. H., "Perturbation Analysis of Liquid Flows in Micro-channels Driven by High Pressures", Chin. J. Theor. App. Mech. Vol. 41, No. 3, pp. 289-299, 2009.
- [11]. Li, J., Shen, J., and Lee, C., "A Micro-porous Wall Model for Micro-blowing/suction Flow System", Sci. Sin-Phys. Mech. Astron. Vol. 44, No. 2, pp. 221-232, 2014.
- [12]. Gao, Z., Cai, J., Li, J., Jiang, C., and Lee, C.-H., "Numerical Study on Mechanism of Drag Reduction by Microblowing Technique on Supercritical Airfoil", J. Aerosp. Eng. Vol. 30, No. 3, p. 04016084, 2017.
- [13]. Cai, J. and Gao, Z., "Numerical Study on Drag Reduction by Micro-blowing/suction Compounding Flow Control on Supercritical Airfoil", Procedia Eng. Vol. 99, pp. 613-617, 2015.
- [14]. Zhang, W., Zhang, Z., Chen, Z., and Tang, Q., "Main Characteristics of Suction Control of Flow Separation of an Airfoil at Low Reynolds Numbers", Eur. J. Mech. B/Fluids. Vol. 65, pp. 88-97, 2017.
- [15]. Yagiz, B., Kandil, O., and Pehlivanoglu, Y. V., "Drag Minimization Using Active and Passive Flow Control Techniques", Aerosp. Sci. Technol. Vol. 17, No. 1, pp. 21-31, 2012.
- [16]. Liu, Z. and Zha, G., "Transonic Airfoil Performance Enhancement Using Co-Flow Jet Active Flow Control", Proc. 8th AIAA Flow Control Conf. Washington, D.C., 2016, pp. 3472.
- [17]. Svorcan Jelena, M., Fotev Vasko, G., Petrovi, Neboj, a, B., and Stupar Slobodan, N., "Two-dimensional Numerical Analysis of Active Flow Control by Steady Blowing Along Foil Suction Side by Different Urans Turbulence Models", Therm. Sci. Vol. 21, No. 1, pp. 649-662, 2017.
- [18]. Seifollahi Moghadam, Z. and Jahangirian, A., "Flow Control of Transonic Airfoils using Optimum Suction and Injection Parameters",