

آنالیز دقت و قابلیت اعتماد داده‌های تست ایرفویل با زاویه حمله بالا تحت تاثیر دم‌ش آیرودینامیکی

وحید ولایتی^۱، محمد نجفی^۲، مظاهر رضایی فر^۳، احسان سرعتی^۴

۱- دانشجوی دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران، vahid.velayati@ae.sharif.edu

۲- استادیار مهندسی هوافضا، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران، m.nadjafi@ari.ac.ir

۳- کارشناس ارشد هوافضا، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، mazaher520@aut.ac.ir

۴- کارشناس ارشد هوانوردی، دانشکده پرواز، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران، Ehsan.sorati.ashtian58@gmail.com

چکیده

جدایش لایه مرزی پدیده نامطلوبی است که در جریان اطراف اجسام امکان وقوع داشته، اتلاف انرژی زیادی را به سیستم تحمیل کرده و بازده خیلی از وسایل مرتبط با جریان را محدود می‌کند. جدایش لایه مرزی روی بال می‌تواند با کاهش نیروی بالابرنده و افزایش نیروی پسا همراه باشد. این پدیده در صنایع مختلف از جمله توربوماشین‌ها، حمل و نقل زمینی و دریایی، شاتل‌ها، موشک‌ها می‌تواند اثرات مخرب گذاشته و راندمان سیستم مذکور را به شدت کاهش دهد. کنترل جریان جداشده با دو روش فعال و روش غیرفعال امکان‌پذیر است. در این مقاله، از روش فعال (دمش گاز مشابه) بصورت تجربی برای کنترل میدان جریان اطراف ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله بالا (۱۸ درجه) استفاده شده است. با توجه به ثابت بودن موقعیت دم‌ش در روی بال (حدود ۴۲ درصد وتر با پهنای ۴ درصد وتر)، اثر تغییر پارامترهای سرعت دم‌ش جت هوا و زاویه دم‌ش جت هوا در کنترل جریان اطراف ایرفویل مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت، آنالیز دقت و بررسی قابلیت اعتماد داده‌های تست‌های تجربی ایرفویل انجام شده و نتایج بدست آمده، از بین زاویه‌های دم‌ش و سرعت‌های دم‌ش انتخاب شده، بهترین حالات و گزینه‌ها معرفی شده است.

واژه‌های کلیدی: آنالیز دقت، قابلیت اعتماد، آیرودینامیک تجربی، زاویه حمله بالا، دم‌ش آیرودینامیکی، جدایش جریان

مقدمه

جدایش جریان در ورودی موتورها باعث کاهش هوای ورودی به موتور و در نتیجه کاهش راندمان موتور می‌گردد [۲]. از عوامل موثری که موجب جدایش جریان هم برای جریان مادون‌صوت و هم مافوق‌صوت می‌شود می‌توان به ابعاد محدود سطح جسم، تغییر ناگهانی شکل هندسی سطح جسم، لزجت و گرادیان فشار معکوس پیوسته یا ناپیوسته اشاره کرد [۳]. علیرغم مطالعات زیادی که بصورت تئوری در این زمینه انجام شده است، مطالعات تجربی و عملی که قادر به بیان دقت داده‌ها و صحت نتایج باشد، بطور کم در دسترس است. اهمیت مطالعات تجربی در این نکته نهفته است که هم می‌توان درک درستی از فیزیک مسئله بدست آورد و هم از این آزمایش‌ها می‌توان برای معتبرساختن نتایج بدست آمده از کارهای تئوری استفاده نمود. کنترل جدایش جریان بطور گسترده بصورت تئوری و تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است. در زمینه

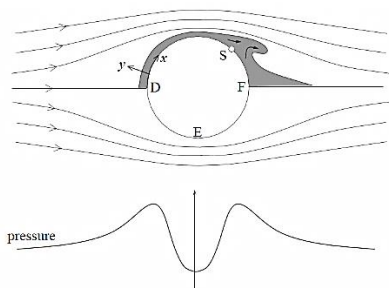
جدایش لایه مرزی پدیده نامطلوبی است که در جریان اطراف اجسام امکان وقوع دارد. جدایش لایه مرزی روی بال می‌تواند در هوانوردی با کاهش نیروی برآ و افزایش نیروی پسا همراه باشد، این پدیده در نهایت منجر به کاهش سقف پرواز جسم پرنده، کاهش قابلیت مانور و موجب کاهش محدوده عملیاتی هواپیما می‌شود. هدف از طراحی بال و سطوح فرامین هواپیما این است که در شرایط پروازی مختلف، گردابه کمتری بر روی بال و سطوح فرامین تشکیل شود و جدایش لایه مرزی در محدوده وسیعی از موقعیت‌های پروازی اتفاق نیفتد [۱]. علاوه بر ملاحظات آیرودینامیکی که روی طراحی بدنه انجام می‌گیرد، در طراحی ورودی موتور هواپیماها باید این ملاحظات صورت گیرد چرا که

پشت جسم دنباله‌ای ایجاد می‌شود که باعث افزایش پسای فشاری می‌شود و راندمان سیستم را تحت تاثیر قرار می‌دهد. جدا شدن لایه مرزی در اجسام پرنده منجر به واماندگی آن می‌شود که نیروی برآ کاهش و نیروی پسا افزایش می‌یابد. اثر دیگر جدایش لایه مرزی گردابه‌های کارمن هستند که با فرکانس مشخصی از روی جسم عبور می‌کنند که می‌تواند باعث ارتعاش جسم نیز شوند، در صورتیکه فرکانس این گردابه‌ها با فرکانس طبیعی جسم یکی شود می‌تواند باعث شکست جسم گردد. برای جلوگیری از این اثرات منفی باید راه‌های جلوگیری و کنترل این پدیده مورد بررسی قرار گیرد [۹].

مفهوم فیزیکی جدایش جریان و کنترل آن

یک ناحیه غیرلزج (بیرون لایه مرزی) از سیال گذرنده از روی یک جسم پخ مانند استوانه نشان داده شده در شکل ۱ را در نظر بگیرید. بخاطر محدودیت فضایی ایجاد شده توسط جسم، خطوط جریان بین نقطه D و E فشرده‌تر و به هم نزدیک‌تر شده و سپس دوباره در نقطه F از هم باز می‌شوند. بنابراین به منظور ثابت نگه داشتن دبی جرمی، جریان باید از D تا E افزایش سرعت و از E تا F کاهش سرعت پیدا کند. با نگاهی بر معادلات اویلر (رابطه-۱) معلوم می‌شود که پارامتر موثر در افزایش و کاهش شتاب جریان در جریان غیر لزج، ترم فشار (∇p) می‌باشد.

$$\rho g - \nabla p = \rho \frac{Dv}{Dt} \quad (1)$$



شکل ۱: میدان فشار و نقطه جدایش جریان حول یک سیلندر

بنابراین یک گرادیان فشار منفی (موافق $(\frac{dp}{dx} < 0)$) برای افزایش شتاب سیال در طول جسم از D تا E و یک گرادیان فشار مثبت (مخالف) $(\frac{dp}{dx} > 0)$ جهت کاهش شتاب از E تا F باید وجود داشته باشد. در واقع انرژی پتانسیل در میدان فشار تبدیل به انرژی جنبشی بین D و E شده است و سپس از E تا F دوباره کاملاً به شکل انرژی پتانسیل برگشته است، چرا که در سیال غیرلزج هیچ منبع اتلاف انرژی وجود ندارد. بنابراین، تغییر فشار نسبت به راستای x در داخل لایه مرزی باید شبیه نتایج پیش‌بینی شده با استفاده از تئوری غیرلزج برای تغییرات آن در خارج لایه مرزی

تئوری، ریاضی‌دانان و فیزیک‌دانان سعی کرده‌اند که تئوری‌های کنترل جدایش را از معادله لایه مرزی استخراج کرده و برخی از روشهای تقریبی برای حل معادلات لایه مرزی ارائه شده‌اند [۴]. مطالعات تئوری بسمت کنترل لایه مرزی مغشوش رفتند چرا که لایه مرزی مغشوش به آسانی لایه مرزی آرام جدا نمی‌شود. با این حال، از آنجاییکه ناحیه جریان مغشوش نسبت به جریان آرام خیلی بزرگتر است، این تاخیر در جدایش به قیمت افزایش مقدار مشخصی در اصطکاک سطح تمام می‌شود [۵]. از آنجاییکه درک درستی از اغتشاش در جریان وجود نداشت، خیلی از روشهای تقریبی، که بر پایه تئوریهای نیمه تجربی برای تعریف معیارهای جدایش جریان مغشوش بودند، اصلاح شدند. در ادامه، اندازه‌گیری‌های تجربی و مطالعات روی ایرفویل، اثرات تراکم‌پذیری روی پدیده جدایش، همچنین، مطالعات تحلیلی محدود به شرایط و فرضیات ساده‌سازی شده استخراج گردیدند که در اکثر موارد پیش‌بینی‌های تئوری با نتایج عملی مطابقت نداشتند [۶]. بنابراین برای کنترل جدایش هنوز نیاز به فرمول‌بندی تئوری قوی بود، لذا روشهای کنترل تجربی جدیدی پیشنهاد شدند. در ابتدا، تاکید اساسی روی روشهای غیر فعال بود، مانند بهبود بخشیدن به شرایط سطح (صافی و انحنا سطح) و شکل‌های هندسی تا با مانور دادن روی گرادیان فشار منجر به تاخیر انداختن اغتشاش و جلوگیری از جدایش جریان در روی سطح بالایی ایرفویل (با فشار کمتر) شود. در حالی که به نظر می‌رسید این روشها بدون عیب باشند ولی جوابهای نهایی، به خاطر محدودیت‌هایی که این روشها روی شکل ایرفویل داشتند، برای همه شرایط درست و دقیق نبودند. بنابراین روشهای غیرفعال دیگری مورد آزمایش قرار گرفتند، مانند مکش غیر فعال و مولد گردابه‌های غیرفعال [۷ و ۸].

مطالعه بر روی کنترل فعال جریان گذرنده از روی ایرفویل در زاویه حمله بالا، ناحیه تحقیقاتی مناسبی در جهت افزایش زاویه حمله قابل استفاده است که کاربردهای مهم زیادی دارد و هدف آن است که گردابه‌های بوجود آمده بر روی ایرفویل با استفاده از دمش گاز مشابه (هوا) از بین رفته و یا این نواحی کاهش یابند. دمش بر روی بال یکی از روش‌های فعال کنترل جریان است. بنابراین پارامترهای موثر در دمش بر روی بال را باید طوری بدست آورد که عملکرد جسم پرنده نسبت به قبل بهتر شود. پارامترهای، سرعت، موقعیت و زاویه دمش در نظر گرفته شده و سایر پارامترها تغییر یافته‌اند تا یک جواب‌های دقیق و بهینه بدست آید. با این کار در واقع گردابه‌های بوجود آمده بر روی بال بطور کامل حذف خواهند شد که به معنای افزایش راندمان آیرودینامیکی بال نیز می‌باشد.

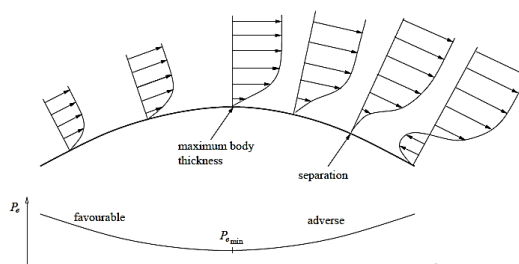
کنترل جریان

کنترل جریان زمانی اهمیت پیدا می‌کند که اثرات منفی جدایش لایه مرزی بطور کامل دانسته شود. با جدا شدن لایه مرزی

عددی است. با توجه به مشکلات اندازه‌گیری برخی از کمیت‌های جریان سیال و یا جریان‌های ناپایا در زمان‌های بسیار کوتاه، نظیر بررسی جریان اطراف یک جسم آیرودینامیکی از لحظه صفر تا زمان شکل‌گیری لایه مرزی، استفاده از روش‌های تجربی بسیار پیچیده و مشکل است. در روش‌های عددی، معادله‌های حاکم بر جریان سیال از روش‌های مختلف حل می‌شوند. در این روش‌ها با توجه به ساده‌سازی معادله‌های حاکم بر جریان سیال، خطای ناشی از مدل‌آشتگی و یا تاثیر شرایط مرزی، امکان خطا در نتایج بدست آمده وجود دارد که بهتر است صحت نتایج حاصله با نتایج حاصل از روش‌های تجربی مقایسه و برنامه نوشته شده را اصلاح نمود. در حال حاضر با توجه به هزینه‌های پژوهش بهتر است از دو روش عددی و تجربی به طور مکمل استفاده نمود. تونل باد جریان هوای کنترل شده‌ای را ایجاد می‌کند که از اطراف مدل مورد نظر عبور کرده و شرایط واقعی را در مقیاسی کوچک‌تر شبیه‌سازی می‌کند. با استفاده از تجهیزات جانبی تونل، اطلاعات لازم از چگونگی عبور جریان هوا از اطراف مدل بدست می‌آید و یکی از بهترین و ارزان‌ترین روش‌های تجربی برای پژوهش در زمینه علم آیرودینامیک است.

دستگاه جریان سنج سیم داغ ابزاری است که به وسیله آن می‌توان سرعت لحظه‌ای جریان سیال را با فرکانس بالا اندازه‌گیری نموده و با استفاده از سرعت لحظه‌ای اندازه‌گیری شده، سرعت متوسط، اغتشاش‌های جریان سیال، تنش‌های رینولدز، زاویه جریان (در صورت استفاده از سیم داغ دو بعدی یا سه بعدی)، دمای جریان و جهت جریان (به ویژه در جریان‌های معکوس) را اندازه‌گیری نمود. اساس کار دستگاه جریان سنج سیم داغ، انتقال حرارت از یک سیم با قطر بسیار پایین (در حدود چند میکرومتر) از جنس تنگستن، پلاتین و یا آلیاژهای پلاتین است. این سیم داغ بر روی دو پایه نصب شده و در مسیر جریان سیال قرار می‌گیرد. هر تغییری که در شرایط جریان سیال ایجاد شود بر روی نرخ انتقال حرارت از سیم اثر می‌گذارد و به وسیله دستگاه جریان سنج سیم داغ مشخص می‌شود. هنگامی که سرعت جریان سیال کاهش می‌یابد حساسیت روش‌های دیگر به تغییر شرایط جریان کم می‌شود ولی حساسیت دستگاه جریان سنج سیم داغ با کاهش سرعت افزایش می‌یابد. بنابراین بهتر است برای اندازه‌گیری و مطالعه جریان سیال در سرعت‌های پایین از دستگاه جریان سنج سیم داغ استفاده شود. برای کالیبره نمودن دستگاه جریان سنج سیم داغ ابتدا باید بازه سرعت را مشخص نموده و آن را حداقل به ۱۰ قسمت تقسیم کرد، سپس در این نقاط دستگاه را کالیبره کرد. نکته مهمی که در انجام عمل کالیبراسیون حایز اهمیت است این است که شرایط پراب در زمان کالیبراسیون و آزمایش باید کاملاً یکسان باشد. به علت حساسیت و دقت بالای دستگاه جریان سنج سیم

باشد (بعبارت دیگر می‌توان گفت که فشار داخل لایه مرزی شدیداً تحت تاثیر بیرون لایه قرار می‌گیرد). شکل ۲ روند جدایش لایه مرزی از روی سطح را نشان می‌دهد. همانطور که از شکل معلوم است تا رسیدن به موقعیت بیشترین ضخامت بر روی جسم، گرادیان فشار مطلوب ($\frac{dp}{dx} < 0$) بر جریان حاکم است، اما پس از رد شدن از این نقطه گرادیان فشار معکوس ($\frac{dp}{dx} > 0$) با مخالفت در برابر جریان منجر به جدایش جریان در پایین دست می‌شود. پس از نقطه جدایش ناحیه‌هایی با جهت جریان معکوس (گردابه‌ها) بوجود می‌آیند.



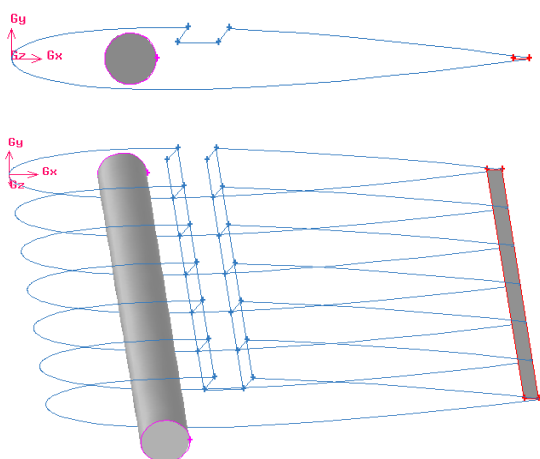
شکل ۲: جدایش لایه مرزی بر روی یک جسم

هدف از کنترل جریان، تلاش برای دستکاری یک میدان جریان مخصوص با صرف انرژی محدود جهت رسیدن به افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پسا است که این امر با افزایش میزان مومنتم، انرژی و از بین بردن نویز ناشی از جریان عملی می‌شود. مثال‌هایی از این تکنیک‌ها که دربرگیرنده این خروجی‌ها باشد عبارتند از: به تاخیر یا جلو انداختن ناحیه گذر (از ناحیه آرام به مغشوش)، جلوگیری یا دامن زدن به جدایش و متوقف کردن یا افزایش اغتشاش. عوامل مؤثری که موجب جدایش جریان هم برای جریان مادون صوت و هم جریان مافوق صوت می‌شود، می‌توان به موارد هندسی (مثل ابعاد محدود سطح جسم و تغییرات ناگهانی شکل ظاهری جسم)، اثرات لزجت و گرادیان فشار معکوس اشاره کرد. روش‌های کنترل جریان می‌تواند به دو دسته غیر فعال و فعال تقسیم گردد که این تقسیم‌بندی براساس صرف انرژی و چرخه‌های درگیر در کنترل می‌باشد [۱۰ و ۱۱]. کنترل غیر فعال نیاز به صرف انرژی خارجی ندارد و بطور گسترده مورد مطالعه قرار گرفته بود. در طول دهه‌های گذشته محققین بر روی گسترش روش‌های کنترل فعال تمرکز کرده‌اند که در این روش‌ها انرژی‌های خارجی مانند مکش و دمش سیال در میدان جریان وارد می‌شوند [۱۲].

تونل باد و دستگاه جریان سنج سیم داغ

در روش‌های تجربی نیاز به مدل، تجهیزات آزمایش و دستگاه‌های اندازه‌گیری است و معمولاً پرهزینه‌تر از روش‌های

چرخش مقطع بال، در محل بیشترین ضخامت بر روی همه شابلون‌ها روزنه‌ای به قطر یک سانتی‌متر ایجاد شد. از آنجایی که برای انجام پژوهش حاضر نیاز به هدایت هوا به درون مقطع بال بود لذا، لوله‌ای از جنس پیلکسی و با قطر ۱cm و طول ۵۰cm از این روزنه‌ها عبور داده شد که علاوه بر رساندن هوا به سرتاسر بال و داشتن نقش محور مقطع بال، جهت نصب بال در دیواره‌های جانبی تونل باد نیز کاربرد داشته باشد. پس از عبور لوله از روزنه ایجاد شده در ایرفویل‌ها، آنها طوری قرار گرفتند که فاصله اولین ایرفویل و آخرینشان ۴۰cm (اندازه دهانه مقطع بال) باشد. برای تحکیم سازه علاوه بر این لوله، لبه‌های فرار شابلون‌ها نیز با تیغه‌های پیلکسی به هم وصل شدند. مراحل ساخت ایرفویل در شکل ۴ و مقطع بال نصب‌شده درون محفظه آزمون در شکل ۵ نمایش داده شده است.



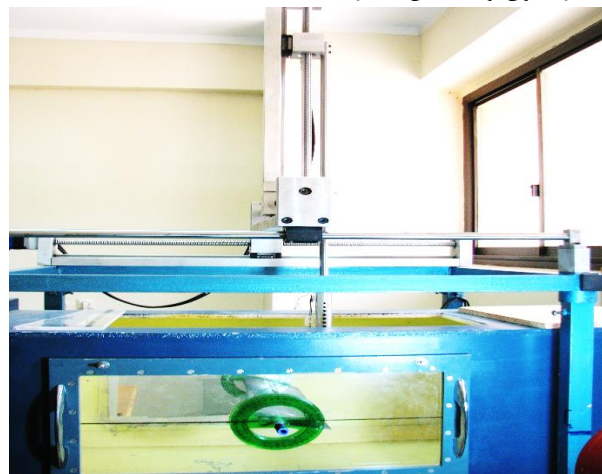
شکل ۴: طراحی و ساخت سازه اولیه مقطع بال



شکل ۵: نمایی از مقطع بال نصب شده و حسگر سیم داغ درون محفظه آزمون

هدف این تحقیق، بهینه‌سازی آیرودینامیکی ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله بالا (۱۸ درجه) با استفاده از دمش هوا می‌باشد. زمانی که ایرفویل در زاویه حمله ۱۸ درجه قرار می‌گیرد، بخش زیادی از سطح بالایی آن دچار جدایش جریان می‌شود که این امر اثرات منفی بر روی عملکرد و راندمان بال

داغ، بهتر است برای جلوگیری از بروز خطا، دستگاه آزمایش همان دستگاه کالیبراتور باشد. به عبارت دیگر، بهتر است مکان و شرایط کالیبراسیون و آزمایش تغییر نکند.



شکل ۳: مکانیزم انتقال پراب که خارج از محفظه آزمون قرار دارد

طراحی و ساخت مکانیزم انتقال دهنده پراب، برای تونل بادهایی که دارای سطح مقطع اتاق آزمون بزرگتر از ۱٫۵ مترمربع هستند مشکل نبوده و می‌توان آن‌را در داخل اتاق آزمون قرار داد. اما برای تونل بادهایی شبیه تونل استفاده شده در این پژوهش که سطح مقطع اتاق آزمون آنها کوچک است، به علت بالا رفتن نسبت انسداد تونل (نسبت سطح مقطع بسته شده توسط مدل و بقیه تجهیزات داخل اتاق آزمون به سطح مقطع باز آن)، نمی‌توان مکانیزم را در اتاق آزمون نصب نمود و باید آن‌را خارج از اتاق آزمون قرار داد (شکل ۳).

ساخت مدل ایرفویل، تست و بررسی نتایج

زمانی که یک مدل در محفظه آزمون بسته یک تونل باد قرار می‌گیرد موجب انسداد جریان عبوری از این محفظه می‌شود. این انسداد می‌تواند منجر به افزایش سرعت سیال گذرنده از روی مدل شود. در صورتی که ابعاد مدل در مقایسه با ابعاد محفظه آزمایش تونل زیاد بزرگ نباشد، این افزایش سرعت ناچیز بوده و تقریباً در همه قسمت‌های مدل ثابت می‌باشد و جریان سیال عبوری از مدل می‌تواند یکنواخت فرض شود. لذا ابعاد مدل ایرفویل مورد استفاده در تونل باد، با توجه به میزان انسداد ایجاد شده توسط مدل در تونل تعیین می‌شود. میزان انسداد در تونل باد به صورت نسبت سطح مقطع اشغال شده توسط مدل به سطح مقطع محفظه آزمون تونل باد تعریف می‌شود. برای ساخت مدل از پیلکسی‌گلاس استفاده شد. در ابتدا با استفاده از ورقه‌های نازک پیلکسی (با ضخامت ۱mm) ایرفویل‌هایی با مختصات ایرفویل NACA0012 و با اندازه وتر ۱۲cm تهیه شد. سپس با توجه به محل محور

با فرض ثابت بودن فشار در محفظه آزمون، نیروهای محوری و نرمال با استفاده از تئوری مونتوم بصورت زیر بدست می‌آیند:

$$F(A) = \int \rho u_2 (u_1 - u_2) dy \quad (2)$$

$$F(N) = \int \rho (u_2 v_2 - u_1 v_1) dy$$

که در این روابط اندیس ۱ مربوط به بالا دست جریان و اندیس ۲ مربوط به پایین دست جریان می‌باشد. اگر از تئوری کوتا-جوکفسکی استفاده شود این روابط بصورت زیر درمی‌آیند:

$$F(A) = \int \rho U_\infty (u_1 - u_2) dy \quad (3)$$

$$F(N) = \int \rho U_\infty (v_2 - v_1) dy$$

با توجه به مقادیر اندازه‌گیری شده و روابط ۲ و ۳، نیروهای محوری و قائم بدست می‌آیند. سپس از رابطه ۴ برای تصویر این نیروها در جهت نیروی برا و نیروی پسا استفاده شده است.

$$L = F(A) \sin(\alpha) + F(N) \cos(\alpha) \quad (4)$$

$$D = F(A) \cos(\alpha) - F(N) \sin(\alpha)$$

در نهایت پس از بدست آمدن نیروی برا و نیروی پسا، با استفاده از رابطه ۵، ضرایب برا و پسا بدست می‌آیند:

$$C_l = \frac{L}{\left(\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c\right)} \quad (5)$$

$$C_d = \frac{D}{\left(\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c\right)}$$

جدول ۱ این مقادیر را با نتایج بدست آمده از پژوهش عددی و همچنین روش‌های تجربی مقایسه کرده است.

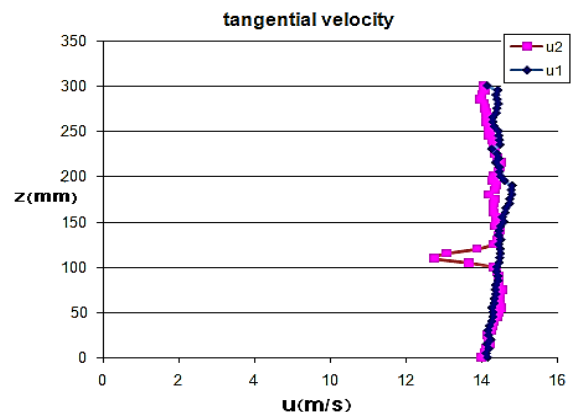
جدول ۱: مقایسه ضرایب برا و پسا اندازه‌گیری شده با مقادیر عددی و تجربی

پارامتر	نتایج عددی	مقطع بال	تئوری	
			تئوری کوتا	تئوری مونتوم
C_l	۰/۴۶۵	۰/۳۵	۰/۴۲۲	۰/۳۸۲
C_d	۰/۰۰۷	۰/۰۲۵	۰/۰۳۴	۰/۰۳۱

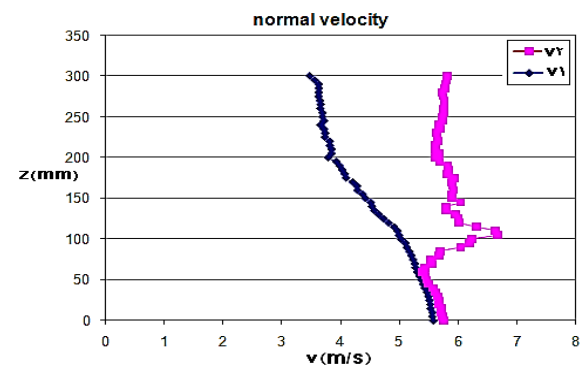
با توجه به تقریب‌های اعمال شده، نتایج بدست آمده از این اندازه‌گیری، قابل مقایسه با نتایج عددی و تجربی موجود می‌باشد و نشان می‌دهد که مدل با دقت خوبی ساخته شده و دستگاه اندازه‌گیری نیز دقت قابل قبولی دارد. شکل ۸ پروفیل‌های سرعت متوسط مولفه اصلی سرعت را بصورت تابعی از فاصله عمودی بدون بعد، در موقعیت‌های مختلف از لبه حمله تا لبه فرار نشان می‌دهد.

می‌گذارد. برای کنترل و برطرف کردن این پدیده در این مقاله از روش دمش هوا بر روی بال استفاده شده است. پارامترهای موثر در این روش می‌تواند موقعیت دمش، زاویه دمش و سرعت دمش باشند. در این مقاله، موقعیت دمش در ۴۲ درصد وتر با پهنای ۴ درصد وتر قرار داده شده، سرعت جریان آزاد نیز ۱۶٫۵ m/s و سرعت دمش بهینه ۳۰ m/s در نظر گرفته شده است.

در ابتدا با ثابت در نظر گرفتن سرعت دمش، زاویه دمش در سه زاویه ۱۵ درجه، ۲۰ درجه و ۲۵ درجه نسبت به وتر قرار گرفته و میدان سرعت در روی ایرفویل و دنباله آن با استفاده از دستگاه جریان سنج سیم داغ اندازه‌گیری می‌شود. پس از انجام این آزمایش‌ها با مقایسه نتایج، اثر تغییر زاویه دمش بر روی کنترل جریان بر روی بال بررسی شده و زاویه دمش بهینه بدست می‌آید. در مرحله بعد، زاویه دمش ثابت مانده و سرعت دمش تغییر می‌یابد. لذا اثر تغییر سرعت دمش در یک زاویه دمش بر روی میدان جریان بررسی می‌شود. در نهایت ترکیبی از یک موقعیت دمش، سرعت دمش و زاویه دمش برای از بین بردن کامل گردابه‌های تشکیل شده بر روی بال و بهبود مشخصه‌های آیرودینامیکی بدست می‌آید. با توجه به این تنظیمات، مولفه‌های سرعت در بالادست و پایین دست جریان با استفاده از حسگر سیم داغ اندازه‌گیری شدند. نتایج این اندازه‌گیری در شکل ۶ و شکل ۷ نشان داده شده است.

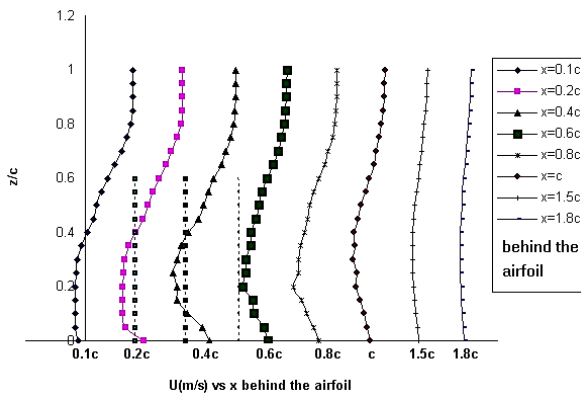


شکل ۶: پروفیل‌های مولفه مماسی سرعت در بالادست و پایین دست ایرفویل



شکل ۷: پروفیل‌های مولفه عمودی سرعت در بالادست و پایین دست ایرفویل

در ادامه، دامنه اندازه‌گیری از روی ایرفویل به دنباله آن کشیده شده است. این اندازه‌گیری از لبه فرار ایرفویل شروع شده و تا حدود دو برابر وتر ادامه یافته است (بیشترین فاصله‌ای که عملاً می‌شد از ایرفویل دور شد) که در این فاصله تقریباً اثرات ایرفویل از بین رفته و جریان آزاد دوباره ایجاد شده است. شکل ۱۱ پروفیل‌های سرعت متوسط مولفه اصلی سرعت را بصورت تابعی از فاصله عمودی بدون بعد، در موقعیت‌های مختلف در دنباله ایرفویل نشان می‌دهد.

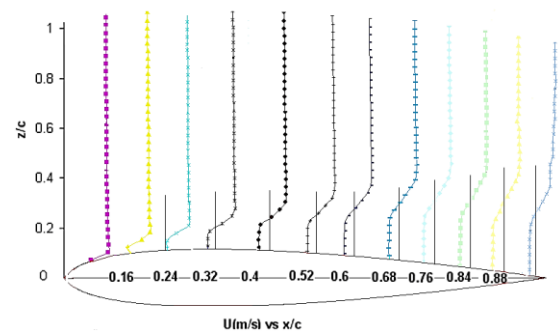


شکل ۱۱: پروفیل‌های سرعت متوسط در موقعیت‌های در دنباله ایرفویل

کانتورها و پروفیل‌ها برای زوایای دم‌ش مختلف مورد محاسبه گردیده و ترسیم شده است. با توجه به آزمایش‌های انجام شده، نتایج نشان دادند که از بین سه زاویه دم‌ش انتخاب شده برای بررسی اثرات دم‌ش در کنترل جریان اطراف ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله بالا، زاویه دم‌ش ۱۵ درجه بهترین انتخاب می‌تواند باشد که مطابقت خوبی نیز با نتایج عددی کارهای انجام شده دارد.

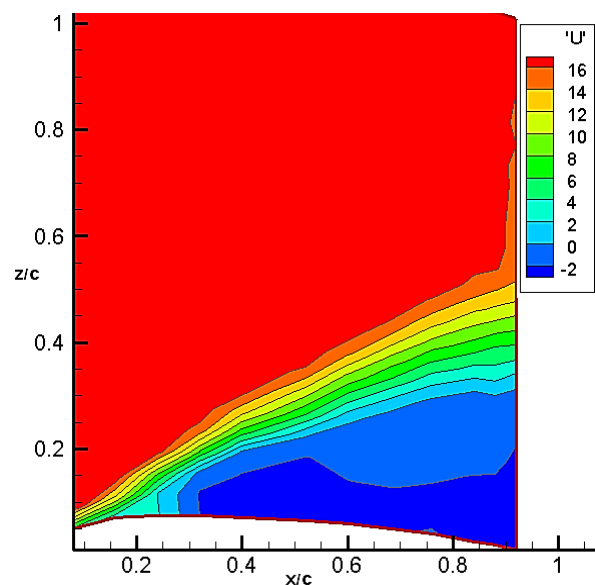
آنالیز دقت و قابلیت اعتماد نتایج تحلیل

بروز خطاهای انسانی و تجهیزاتی در انجام کارهای تجربی امری اجتناب‌ناپذیر به نظر می‌رسد و اگر این خطاها شناسایی و کنترل نشوند، نتایج بدست آمده از این آزمایش‌ها قابل اعتماد نخواهند بود. از جمله این خطاها که امکان رخداد آنها در اکثر آزمایش‌های عملی وجود دارد، خطای چشم، خطای دستگاه اندازه‌گیر و خطاهای محاسباتی است. ولی از آنجاکه در یک اندازه‌گیری عوامل مختلفی موثر هستند لذا تعیین دقیق و قطعی خطای رخداده در اندازه‌گیری بسیار سخت و شاید غیر ممکن باشد. با توجه به موارد ذکر شده، با استفاده از روش‌های موجود می‌توان با در نظر گرفتن عوامل موثر و تعیین کننده، خطای اندازه‌گیری را بطور تقریبی محاسبه نمود. در این پژوهش کمیت اندازه‌گیری شده، سرعت متوسط است که در ادامه خطای اندازه‌گیری آن با استفاده از روش آدامز محاسبه شده است [۸]. بر مبنای این روش اگر P



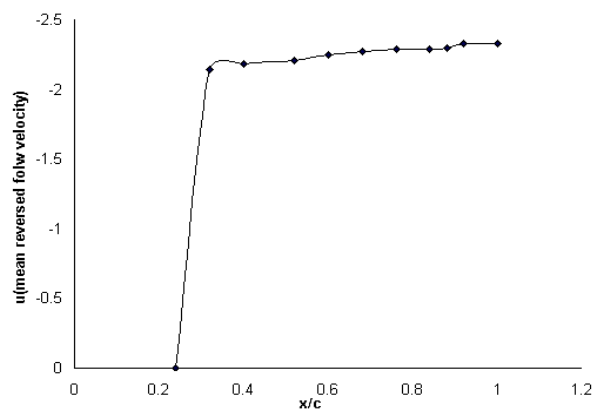
شکل ۸: پروفیل‌های سرعت متوسط در موقعیت‌های مختلف ایرفویل

در شکل ۹ این نتایج بصورت کانتور سرعت رسم شده‌اند. همان‌طور که از شکل معلوم است، جدایش جریان بر روی ایرفویل از موقعیت $x/c=32\%$ شروع شده و تا دنباله ایرفویل کشیده می‌شود.



شکل ۹: کانتور سرعت متوسط بر روی ایرفویل در زاویه حمله ۱۸ درجه

شکل ۱۰ توزیع جریان برگشتی بر روی ایرفویل را نشان می‌دهد. ناحیه جریان جدا شده از حدود $x/c=32\%$ با مقدار سرعت معکوس 2 m/s شروع شده و تا دنباله کشیده شده است.



شکل ۱۰: توزیع سرعت متوسط جریان برگشتی بر روی ایرفویل

قابلیت اطمینان استفاده نشده است. در کارهای آینده، نویسندگان به کمک ساختار درخت خطا به بررسی، آنالیز و انتشار عدم قطعیت با استفاده از منابع خطا و رشد آن خواهند پرداخت.

نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این مقاله، کنترل جریان حول ایرفویل NACA0012 در زاویه حمله بالا (۱۸ درجه) با استفاده از دمش گاز مشابه (هوا) بصورت تجربی انجام شد. در ابتدا برای حصول اطمینان از هندسه مدل، ایرفویل در زاویه حمله ۴ درجه نصب شده و پروفیل‌های سرعت بر روی سطح بالایی ایرفویل از لبه حمله تا لبه فرار در موقعیت‌های مختلف بر روی وتر مرکزی دهانه بال با استفاده از دستگاه جریان سنج سیم داغ اندازه‌گیری شد. مقادیر بدست آمده با نتایج حاصل از نرم افزار فلونتت مطابقت قابل قبولی داشتند، لذا دقت مدل ساخته شده مورد تایید قرار گرفت. در این مرحله همچنین ضرایب نیروی برآ و پسای ایرفویل در زاویه حمله ۴ درجه بصورت تقریبی بدست آمد که در مقایسه با نتایج عددی و تجربی موجود، دارای دقت قابل قبولی بود. در ادامه انجام تست‌های نهایی آغاز شد. این تست‌ها در سه مرحله انجام شدند:

- تست‌های بدون دمش
- تاثیر تغییر زاویه دمش در کنترل جریان
- تاثیر تغییر سرعت دمش در کنترل جریان

در مرحله اول، ایرفویل در زاویه حمله ۱۸ درجه نصب شد و بدون اثرات دمش، پروفیل‌های سرعت بر روی ایرفویل و دنباله آن اندازه‌گیری شد. مقادیر اندازه‌گیری شده نشان دادند که ناحیه گسترده‌ای از سطح بالایی ایرفویل در این زاویه حمله دچار جدایش جریان می‌شود (حدود ۶۸ درصد). نتایج این مرحله بعنوان مقادیر پایه برای مراحل بعد و مقایسه اثرات دمش بکار گرفته شد.

در مرحله دوم تاثیر تغییر زاویه دمش جت هوا مورد بررسی قرار گرفت. در این مرحله سرعت دمش جت هوا ۳۰ m/s در نظر گرفته شد و آزمایش‌ها برای سه زاویه دمش ۲۵ درجه، ۲۰ درجه و ۱۵ درجه نسبت به وتر ایرفویل، انجام شدند. نتایج نشان دادند که زاویه دمش ۲۵ درجه نمی‌تواند ناحیه جریان برگشتی بر روی ایرفویل را بطور کامل از بین ببرد و یک حباب جریان برگشتی در موقعیت حدود ۴۰ درصد وتر بر روی ایرفویل باقی می‌ماند، همچنین جریان بعد از موقعیت ۹۶ درصد وتر دوباره از سطح ایرفویل جدا شده و تا دنباله کشیده می‌شود.

با کاهش زاویه دمش به ۲۰ درجه، نتایج مطلوبتر شد و جدایش جریان از انتهای بال از بین رفت، اما هنوز حباب کوچکی از جریان برگشتی بر روی ایرفویل باقی مانده بود. لذا کاهش زاویه

تابعی از متغیرهای q, r, s باشد، آنگاه دیفرانسیل کلی یا تغییرات کلی در P در اثر تغییرات جزئی $\delta q, \delta r, \delta s$ به صورت رابطه زیر بدست می‌آید:

$$(\delta P)^2 = \left| \frac{\delta P}{\delta q} \right|^2 (\delta q)^2 + \left| \frac{\delta P}{\delta r} \right|^2 (\delta r)^2 + \left| \frac{\delta P}{\delta s} \right|^2 (\delta s)^2 \quad (6)$$

و میزان خطای P در اثر تغییرات این پارامترها به صورت زیر محاسبه می‌شود:

$$\%Error = \frac{\delta P}{P} \times 100 \quad (7)$$

متغیرهایی که در این آزمایش، سرعت از آنها تاثیر می‌گیرد ولتاژ و دمای محیط است که دمای محیط با استفاده از دماسنج موجود بدست می‌آید و مقدار ولتاژ نیز از منحنی کالیبراسیون سرعت بدست می‌آید که میزان دقت آن به کارت داده‌برداری وابسته است. برای محاسبه میزان خطا در محاسبه سرعت متوسط اندازه‌گیری شده از رابطه‌های زیر استفاده می‌شود:

$$U = f(E, T_{\infty}) \rightarrow \delta U = \left| \frac{\delta U}{\delta E} \right| \delta E + \left| \frac{\delta U}{\delta T_{\infty}} \right| \delta T_{\infty}$$

$$E^2 = (A + BU^n)(T_m - T_{\infty}) \quad (8)$$

$$U = \left[\frac{1}{B} \left(\frac{E^2}{T_m - T_{\infty}} - A \right) \right]^{\frac{1}{n}}$$

در روابط فوق، E بیانگر ولتاژ، T_{∞} بیانگر دمای محیط برابر ۲۷ درجه سانتیگراد، T_m نشانگر دمای حسگر سیم داغ برابر با ۲۵۰ درجه سانتیگراد، U بیانگر سرعت متوسط جریان و A, B, n ثابت‌های رابطه کالیبراسیون می‌باشند که مطابق نمودار کالیبراسیون حسگرها بصورت زیر بدست آمده‌اند:

$$\begin{aligned} \text{Sensor1: } A &= 5.856; B = 4.696; n = 0.41 \\ \text{Sensor2: } A &= 5.4349; B = 3.4785; n = 0.6 \end{aligned} \quad (9)$$

با توجه به این نکته که کارت داده‌برداری از نوع ۱۲ بیتی می‌باشد و بازه ولتاژ آن بین ۱۰- تا ۱۰ ولت می‌باشد، دقت ولتاژ کارت داده‌برداری تقریباً برابر ۵ میلی‌ولت و دقت اندازه‌گیری دمای محیط به کمک دماسنج برابر ۰٫۵ درجه سانتیگراد می‌باشد. بر این اساس با توجه به رابطه ۷ میزان عدم قطعیت بیشینه و کمینه در محاسبه سرعت به ترتیب برابر با ۷ درصد و ۱ درصد می‌باشند. روند تغییرات عدم قطعیت به گونه‌ای است که با افزایش سرعت، دقت اندازه‌گیری هم افزایش می‌یابد.

در این مقاله و در مبحث قابلیت اطمینان، هدف رسیدن به بالاترین دقت نتایج، به نحوی که داده‌ها قابل اعتماد و دقیق باشند، بوده است. برای این منظور، از ابزارها و روش‌های خاص

مراجع

- [1] C. R., Resendiz, *Numerical Simulation of Flow Separation Control by Oscillatory Fluid Injection*, Doctor of Philosophy Thesis, Texas A&M University, 2005.
- [2] Mohamed Gad-el-Hak., "Introduction to Flow Control," Flow Control, Fundamentals and Practices, Springer, pp. 12- 13, 1998.
- [3] A. Bottaro, Favier, Julien, Dauplain, A., Basso, D. "Passive Separation Control Using a Self-Adaptive Hairy Coating." *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 627, pp.451- 483, 2009.
- [4] Narasimha, R., Prahlad, T. S., Ahmed, S. "Flow Control and Diagnostics." *Sadhana*, Vol. 32, pp. 1-154, 2007.
- [5] Razaghi, R., Amanifard, N., Narimanzadeh, N. "Modeling and Multi Objective Optimization of Stall Control on Naca0015 Airfoil with a Synthetic Jet Using GMDH Type Neural Networks and Genetic Algorithms." *International journal of engineering*, vol. 22, no. 1, pp. 69-88, 2009.
- [6] Abbott, Ira H., Von doenhoff, E., *Theory of Wing Sections*. Dover Publications, INC. NEW YORK, 1958.
- [7] Adams, L. F., *Engineering Measurements and Instrumentation*. The English University Press, Ltd, 1975.
- [8] Kitsios, V., Kotapati, R. B., Mittal, R., Ooi, A., Soria, J., You, D. "Numerical Simulation of Lift Enhancement on a NACA 0015 Airfoil Using ZNMF Jets." *The Program of Center for Turbulence Research*, 2006.
- [9] Ramesh, K. A. and Jose, L. V. "Active Control of Shock/Boundary Layer Interaction in Transonic Flow over Airfoils." *11th International Congress of Theoretical and Applied Mechanics*, Warsaw, Poland, 2004.
- [10] Beliganur, N. K., Raymond, P. "Application of Evolutionary Algorithms to Flow Control Optimization." *Report of University of Kentucky*, 2007.
- [11] Shojaefard, M. H., Noorpoor, A. R., Avanesians, A., Ghaffarpour, M. "Numerical Investigation of Flow Control by Suction and Injection on a Subsonic Airfoil." *American Journal of Applied Sciences*, No. 2 (10), pp. 1474-1480, 2005.
- [12] Raymond, P. L., Beliganur, N. and Hauser, T. "Flow Control Optimization Using Neural Networks and Genetic Algorithms." *Proceedings of the Fourth International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD*, Ghent, Belgium, 2006.
- [13] Razaghi, R., Amanifard, N., Narimanzadeh, N. "Modeling and Multi Objective Optimization of Stall Control on Naca0015 Airfoil with a Synthetic Jet Using GMDH Type Neural Networks and Genetic Algorithms." *International journal of engineering*, vol. 22, no. 1, pp. 69-88, 2009.

دمش در جهت از بین بردن کامل گردابه‌های موجود بر روی بال ادامه یافت. در این قسمت از آزمایش‌ها، زاویه دمش جت هوا روی ۱۵ درجه تنظیم شد، آزمایش‌ها انجام شدند و نتایج نشان دادند که با این شرایط دمش، ناحیه جریان برگشتی از روی بال و دنباله آن بطور کامل از بین رفته است. بنابراین، در این مرحله زاویه دمش ۱۵ درجه از بین زوایای دیگر نتایج بهتری را ارائه نمود.

در مرحله سوم، اثر تغییر سرعت دمش جت هوا مورد بررسی قرار گرفت. در این مرحله زاویه دمش جت هوا بر روی ۲۵ درجه تنظیم شد. در ابتدا سرعت دمش جت هوا ۲۰ m/s انتخاب شد. با انجام مجدد آزمایش‌ها برای این شرایط، نتایج نشان دادند که یک ناحیه جریان جدا شده از سطح بال در موقعیت حدود ۴۰ درصد وتر باقی مانده است، همچنین جریان از موقعیت حدود ۷۶ درصد وتر دوباره از سطح بال جدا شده و این جدایش تا دنباله نیز ادامه یافته است. پس از انجام این آزمایش، سرعت دمش به ۳۰ m/s افزایش یافت و نتایج نشان دادند که یک حباب جریان جدا شده در موقعیت ۴۰ درصد وتر بر روی بال وجود دارد و همچنین در انتهای بال از حدود ۹۶ درصد وتر جریان دوباره از سطح بال جدا شده است که این به معنای بهتر شدن نتایج نسبت به حالت قبل بود. در ادامه آزمایش‌های این مرحله سرعت دمش به ۳۵ m/s افزایش یافت. آزمایش‌ها با شرایط جدید انجام شدند و نتایج نشان دادند که تغییر محسوسی با نتایج دمش با سرعت ۳۰ m/s ندارند. بنابراین نتیجه‌گیری شد که سرعت بالاتر دمش لزوماً به معنای عملکرد بهتر نیست و از یک سرعت به بعد (سرعت بهینه)، افزایش سرعت تاثیری در کنترل بهتر جریان نداشته و چه بسا ممکن است با افزایش بیشتر سرعت دمش، ناپایداری‌های ناشی از دمش وارد جریان شده و گردابه‌ها بطور کامل از بین نروند. در نهایت با انجام آنالیز دقت و قابلیت اعتماد نتایج تحلیل، میزان عدم قطعیت بیشینه و کمینه در محاسبه سرعت به ترتیب برابر با ۷ درصد و ۱ درصد بدست آمد. همچنین روند تغییرات عدم قطعیت به گونه‌ای بود که با افزایش سرعت، دقت اندازه‌گیری هم افزایش می‌یافت.

فهرست علائم

D	نیروی پسا
E	ولتاژ جریان
L	نیروی برآ
$\frac{dp}{dx}$	گرادیان فشار
T	متغیر دما
u	مولفه مماسی سرعت
v	مولفه عمودی سرعت
α	زاویه حمله ایرفویل
ρ	چگالی ماده
∇P	تغییرات فشار