

بررسی تجربی جت‌های جانبی دوتایی روی یک مدل استاندارد در جریان‌های متقاطع مادون صوت و مافوق صوت

سید علی توکلی صبور

مصطفی هادی دولابی*

دانشجوی دکتری، هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

دانشیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

برای کنترل وسایل پرنده روش‌های متعددی وجود دارد. یکی از آن‌ها استفاده از جت جانبی می‌باشد. مهمترین ویژگی این روش عملکرد مناسب در فشارهای دینامیکی پایین می‌باشد. در پژوهش حاضر فشار اطراف جت‌های جانبی که در یک چیدمان جدید قرار گرفته اند، اندازه‌گیری شده است. اندازه‌گیری در تونل باد و روی یک مدل استاندارد انجام شده است. در طرح جدید جت‌های بالا و پایین مدل به صورت دوتایی و به موازات هم قرار می‌گیرند. با این ترکیب می‌توان کانال‌های چرخش و غلتش را کنترل نمود. در این مقاله نتایج توزیع فشار در نواحی بالا و پایین دست جت، بخش میانی جت‌ها و نتایج آشکارسازی جریان ارائه گردیده است. نتایج ارائه شده مربوط به دو رژیم جریان آزاد مادون و مافوق صوت و در چند زاویه حمله می‌باشد. کاهش بیشتر فشار در خط میانی جت‌ها در مقایسه با موقعیت مشابه در پایین دست یک جت و نیز حفظ ناحیه فشار بالا در بخش بالادست جت‌ها در مقایسه با ناحیه بالادست یک جت، زمینه را برای استفاده از جت‌های دوتایی در کنار مزیت کنترل کانال غلتش فراهم می‌نماید.

واژه‌های کلیدی: مدل استاندارد، جت جانبی دوتایی، مادون صوت، مافوق صوت، تونل باد.

Experimental Investigations of Dual Side Jets into Subsonic and Supersonic Cross-flow on The Standard Model

S. A. Tavakoli Sabour

Aerospace group, Malek ashtar industrial university, Tehran, Iran

M. Hadi doolabi

Department of Aerospace Engineering, University of Malek ashtar, Tehran, Iran

Abstract

There are several methods to control an aircraft that one of them is lateral jet. The most important feature of this method is the proper operation at low dynamic pressures. In the present study, the new arrangement of side jets is experimentally by wind tunnel testing. The tests are performed on a standard model. In present scheme, two parallel jets are used at the top and two parallel jets at the bottom of the model. By this combination, pitching and rolling channels can be controlled. In the present study, pressure distribution in upstream and downstream of jet and in the middle of jets have been analyzed. To visualize the shocks, Schlieren method has also been used. The results are presented in the subsonic and supersonic flows, at positive and negative angles of attack. Reducing the pressure in midfield jets in the same position downstream of a jet and keep the pressure area at the upstream of jets are the advantages of this method. This property beside roll control increases the attractiveness of this method.

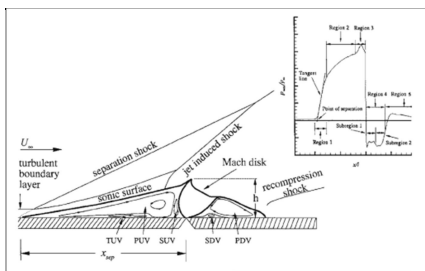
Keywords : Standard Model, Dual Side jet, Subsonic, Supersonic, Wind Tunnel.

۱- مقدمه

می‌شود. هنگامی که یک جت با عدد ماخ برابر با یک به میدان جریانی با عدد ماخ جریان آزاد مادون صوت تزریق می‌گردد بر اساس نسبت فشار جت به فشار محیط ممکن است یکی از حالت‌های نمایش داده شده در شکل ۱ رخ دهد. در حالتی که نسبت فشار میان جت و فشار محیط با هم برابر باشند حالت الف، و در صورتی که فشار جت بیشتر از فشار محیط باشد، وضعیت ب رخ می‌دهد. در وضعیت اخیر جریان سیال به محض خروج از جت افزایش سرعت پیدا کرده و مافوق صوت می‌گردد اما ایجاد یک شوک عمودی در جریان، که به Riemann Disk معروف است، سبب می‌شود که تا ادامه حرکت به صورت مادون صوت باشد. بر حسب افزایش نسبت فشار میان جت و جریان آزاد، فاصله شوک از سطح دیواره ۱ و قطر دیسک S نیز بزرگتر می‌گردد [۱].

راه مرسوم تولید نیرو و گشتاور برای مانور پرنده، تغییر زاویه سطوح آیرودینامیکی یعنی بالک‌های کانارد، دم و ... می‌باشد. روش‌های دیگری همچون تغییر بردار نیروی رانش و یا استفاده از جت‌های جانبی نیز وجود دارد که می‌تواند به صورت مستقل و یا به همراه روش‌های متداول کنترل آیرودینامیکی مورد استفاده قرار گیرند. استفاده از روش جت جانبی نسبت به روش تغییر زاویه بالک‌ها از پاسخ زمانی سریعتری برخوردار می‌باشد و همچنین زمانی که فشار دینامیکی پرواز کم است - در ارتفاع‌های بالا یا سرعت‌های کم- این روش موثر می‌باشد. ولی میدان جریان حاصل از برهم کنش جریان آزاد و جت پیچیده است زیرا در نواحی بالادست و پایین دست نازل جت که متاثر از حضور جت می‌باشند، یک توزیع فشار پیچیده روی سطح ایجاد

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: mhadidoolabi@mut.ac.ir



شکل ۳- ویژگی‌های تداخل جت با جریان آزاد مافوق صوت در نواحی بالادست و پایین دست محل تزریق [۴]

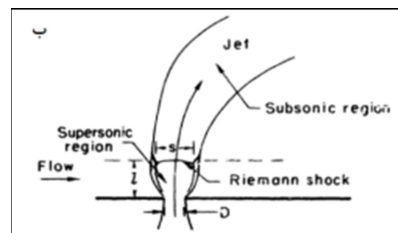
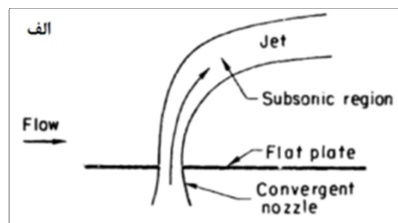
طی سال‌های اخیر بررسی‌های متعددی از طریق عددی یا تجربی پیرامون تزریق جت به جریان مافوق صوت انجام گرفته است. این تحقیقات روی صفحه تخت یا مدل‌های استاندارد انجام شده است. در پژوهشی که به صورت عددی و تجربی توسط حججی انجام شد جت مافوق صوت به جریان آزاد مادون صوت تزریق گردید. توزیع فشار در نواحی اطراف جت و اثرات آن بر سطوح کنترل پایین دست جت از اهداف بررسی ایشان بوده است [۵].

موضوع تغییر شکل مقطع نازل جت از دایره به اشکال دیگر نیز بررسی گردیده و اثر آن بر نواحی پر فشار بالادست و کم فشار پایین دست نازل معین گردیده است. بدین صورت که این تغییر شکل می‌تواند بر میزان نفوذ جت بر جریان آزاد و ضریب کارایی آن موثر باشد [۶و۷].

بررسی‌های انجام شده توسط فای و روزمان با موضوع ارزیابی اثر زاویه نازل و نسبت فشار جت بوده است. نتایج ایشان حاکی از آن است که افزایش نسبت فشار و تغییر در زاویه نازل نسبت به جریان آزاد، بر مقدار فشار و وسعت نواحی پر فشار و کم فشار پیرامون جت موثر است. از دیگر سو ضخامت لایه مرزی ناحیه پایین دست جت نیز از این تغییرات اثر می‌پذیرد [۸]. در تحقیقات گنمی و همکاران مقایسه میان اثرات جت‌های داغ و سرد در جریان آزاد مافوق صوت انجام شده است. او و همکارانش بر اثر تداخلی جت داغ در جریان آزاد مافوق صوت با استفاده از شبیه سازی عددی تحقیق نموده و سپس شرایط انجام تست در تونل باد با جت دارای گاز سرد جهت حصول نتایج مشابه با گاز سرد را بررسی نمودند [۹].

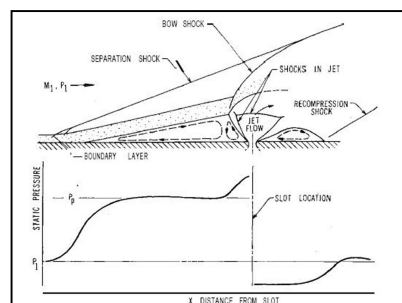
بین و همکاران وی با استفاده از تحلیل عددی، توزیع فشار روی بدنه یک موشک نمونه را بابت استفاده از چند عدد جت جانبی بررسی کردند. ایشان روی اثرات یک، دو و سه نازل در کنار هم و یا در امتداد هم تحقیقات خود را انجام دادند. افزایش مقدار ضریب تقویت جت بواسطه افزایش تعداد آن‌ها خصوصاً در زوایای حمله بالا از نتایج بررسی‌های ایشان بوده است [۱۰].

در پژوهش حاضر چیدمان جت‌ها به این صورت است که دو جت موازی در بالای بدنه و دو جت موازی در پایین قرار دارند. در زمان کنترل کانال چرخش - برای فرمان سربالا یا سرپایین - می‌توان از هر دو جت بالا یا پایین استفاده نمود و در زمان فرمان غلتش، یک جت از بالا و یک جت از پایین مورد استفاده قرار می‌گیرد. کاهش تعداد جت‌ها، نصب ساده‌تر و هزینه کمتر نسبت به طرح‌های متداول از مزایای این روش به حساب می‌آید. توجه به این نکته ضروری به



شکل ۱- تداخل جت با نسبت فشارهای متفاوت به جریان آزاد مادون صوت؛ الف) نسبت فشار پایین؛ ب) نسبت فشار بالا [۱۱]

در تحقیقی که توسط شتر و همکاران انجام شد، عملکرد جت‌های دوتایی روی صفحه تخت و بدنهٔ مدور بررسی گردید. اثر فاصله میان جت‌ها، چیدمان جت‌ها، زاویهٔ خروج جت‌ها و سرعت جریان آزاد توسط ایشان بررسی گردید. ایشان آزمایش‌های خود را در سرعت‌های جریان آزاد $14/5 \text{ m/s}$ تا $35/8 \text{ m/s}$ انجام دادند. از طرف دیگر سرعت جت در آزمایش‌های ایشان 120 m/s بود. ایشان در آزمایش روی بدنه مدور از چیدمان جت‌های پشت سر هم استفاده کردند و نشان دادند که حضور دو جت پشت سرهم در افزایش میزان فشار بالادست جت تاثیر می‌گذارد [۱۲]. به هنگام تزریق جت به جریان آزاد مافوق صوت، جت همچون یک مانع بر سر جریان قرار گرفته و سبب ایجاد شوک کمانی^۱ می‌گردد. در بالا دست جت یک ناحیهٔ جدایش و در پایین دست آن یک ناحیهٔ با تراکم مجدد^۲ شکل می‌گیرد. در تحقیقی که توسط اسپید و ژوکوفسکی روی صفحه تخت انجام شد سرعت جت معادل صوت و جریان آزاد مافوق صوت بود. ایشان افزایش فشار در ناحیهٔ بالا دست جت و کاهش آن را در قسمت پایین دست جت گزارش کردند شکل ۲ [۳]. از طرف دیگر بر اساس تحقیقات چنالت و براون نواحی بالادست و پایین دست جت به پنج بخش تقسیم می‌گردد. این بخش‌ها متاثر از شوک‌ها و جریان‌های چرخشی در اطراف جت می‌باشند شکل ۳ [۴].



شکل ۲- تاثیر جت بر جریان آزاد مافوق صوت [۳]

^۱ Bow shock

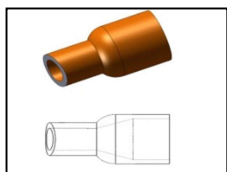
^۲ Recompression

۳- تجهیزات آزمایشگاهی و مشخصات آن

آزمایش حاضر در تونل باد مرکز تحقیقات قدر وابسته به دانشگاه امام حسین(ع) انجام شده است. این تونل باد دارای سه رژیم کاری مادون صوت، گذر صوت و مافوق صوت می باشد و از نوع مکشی با عملکرد دائمی است. محفظه آزمون این تونل باد $60 \times 60 \times 144$ سانتی متر می باشد. محدوده سرعت تونل از عدد ماخ 0.4 تا 2.5 می باشد. دیواره این تونل دارای مجراهایی است که علاوه بر پایداری نمودن موج ضربه ای، از انعکاس موج حاصل از برخورد با دیواره و برگشت آن بر روی مدل جلوگیری می نماید.

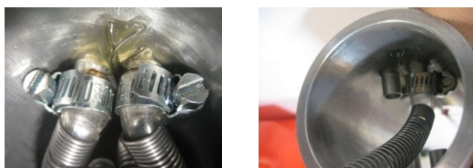
۴- تجهیزات و نحوه اندازه گیری فشار

همانطور که اشاره شد عدد ماخ جت در این پژوهش برابر با یک $M_j = 1$ می باشد لذا از نازل های همگرا برای این منظور استفاده می شود. از آنجایی که می بایست چهار عدد نازل با لوله کشی های مربوطه در داخل مدل قرار گیرند، انتخاب عدد ماخ یک برای جت، انتخاب مناسبی بوده است. از طرف دیگر استفاده از عدد ماخ یک در میان محققانی که پیرامون این موضوع فعالیت دارند، متداول می باشد. در شکل ۶ تصویر نازل استفاده شده، مشاهده می گردد. قطر نازل از $7/5$ میلی متر در ابتدای قسمت همگرا به 4 میلی متر در گلوگاه می رسد.



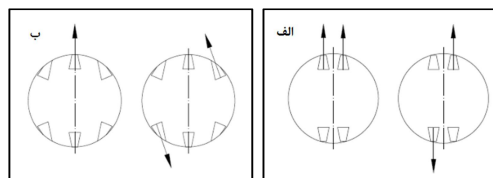
شکل ۶- نازل همگرای استفاده شده برای جت های جانبی

در شکل ۷ نحوه اتصال لوله های هوا به نازل ها نمایش داده شده است. همچنین لوله های نازک مربوط به حسگرهای فشار روی بدنه نیز قابل مشاهده است. در نصب نازل ها به این نکته توجه شده است که شرط توازی میان محور آن ها با صفحه تقارن حفظ گردد. شکل ۸ بیانگر توجه به این نکته مهم می باشد. در شکل ۹ موقعیت قرارگیری حسگرهای فشار در نواحی بالا و پایین دست نازل جت مشخص می باشد. شایان ذکر است که به علت متقارن بودن جت ها نسبت به یکدیگر، حسگرها برای یک جت قرار داده شده است. بخش دوم حسگرها در فاصله میان دو جت قرار داده شده تا تغییرات فشار میان دو جت بررسی گردد. به علت محدودیت در فضای میان جت ها امکان نصب حسگر در آن مکان وجود نداشت لذا آنگونه که در شکل ۹ نشان داده شده حسگرهای ۷ و ۸ در نزدیکترین محل به جت ها نصب شده اند.



شکل ۷- نحوه اتصال لوله های هوا به نازل های جت و لوله های مربوط به حسگرهای فشار (سمت چپ)

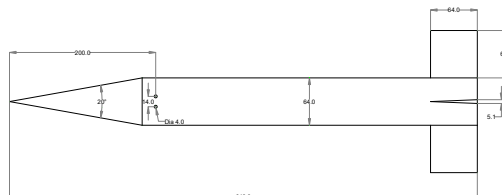
نظر می رسد که ممان اینرسی حول محور طولی پرنده ها بسیار کمتر از ممان اینرسی حول محور عرضی آن ها می باشد. چیدمان نازل ها در روش متداول امکان ایجاد گشتاور غلتشی بسیار زیادی را دارد که نتیجه آن عکس العمل بسیار سریع در این کانال می باشد. در حقیقت گشتاور بسیار زیاد ایجاد شده غیرضروری بوده و در نهایت موجب پیچیدگی سیستم کنترل و قیمت بالاتر آن می گردد. در شکل ۴ مقایسه ای میان طرح های متداول و طرح حاضر مشاهده می گردد. در این مقاله نتایج عملکرد جت ها در کانال چرخش و در جریان های آزاد مادون صوت و مافوق صوت ارائه گردیده است.



شکل ۴- سطح مقطع مدل و نحوه عملکرد جت ها در کانال های چرخش و غلتش. الف) طرح جدید؛ ب) طرح متداول

۲- مدل و شرایط جریان

پژوهش حاضر روی مدل استاندارد Basic Finner انجام شده است. در شکل ۵ ابعاد مدل آزمایش شده و موقعیت جت ها روی آن مشاهده می گردد. چیدمان جت ها به گونه ای است که در زوایای حمله مثبت در وضعیت پشت به باد قرار می گیرند. اعداد ماخ جریان آزاد 0.5 و $1/85$ و عدد ماخ جت برابر با یک $M_j = 1$ می باشد. علت انتخاب عدد ماخ یک برای جت علاوه بر محدودیت ابعاد مدل جهت قرار دادن نازل ها در داخل آن، به کارایی بیشتر آن در نسبت فشارهای پایین نیز مربوط می گردد [۱۱]. آزمایش ها در زوایای حمله 4° ، 20° ، 40° و 80° درجه انجام شده و فشار جت نیز برابر با 6 bar می باشد. ارزیابی وضعیت فشار در نواحی بالادست و پایین دست محل جت ها و بررسی آن ها در ناحیه میان جت ها - که موضوع جدیدی به حساب می آید- از اهداف این پژوهش می باشد. بررسی وضعیت فشار در اطراف جت توسط محققانی که در مقدمه به آن ها اشاره شد انجام شده است اما آنچه که در این پژوهش مد نظر می باشد اثرات متقابل دو جت موازی در کنار هم روی توزیع فشار نواحی مورد نظر می باشد.



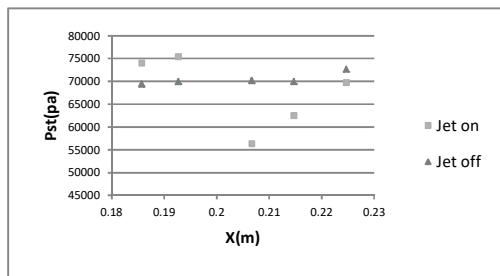
شکل ۵- ابعاد مدل استاندارد آزمایش شده

۵- ارائه نتایج اندازه‌گیری فشار

نتایج توزیع فشار به تفکیک سرعت جریان آزاد ارائه می‌گردد.

۵-۱- جریان آزاد مادون صوت

همان‌طور که گفته شد یکی از مهمترین اثرات تداخل جت با جریان آزاد، تاثیر آن بر توزیع فشار حول جسم در محدوده بالادست و پایین‌دست آن می‌باشد. این تغییرات در توزیع فشار بر نیروهای آیرودینامیکی وارد بر جسم تاثیر گذاشته و عملاً گشتاورهای کنترلی ایجاد شده ناشی از اثرات جت و نیز توزیع فشار القایی روی جسم ناشی از آن می‌باشد. هنگام استفاده از جت‌های دوتایی توزیع فشار در راستای امتداد جت و در امتداد ناحیه بین دو جت متفاوت خواهد بود. در ادامه به بررسی توزیع فشار در این دو ناحیه پرداخته شده و به علاوه با مقایسه نتایج با حالت جت خاموش، اثرات جت روی توزیع فشار در نواحی قبل و بعد از جت نیز انجام شده است. در شکل‌های ۱۳ و ۱۴ توزیع فشار در امتداد جت و در امتداد ناحیه بین دو جت برای ماخ ۰/۵ و زاویه حمله صفر درجه آورده شده و با نتایج جت خاموش مقایسه شده‌اند. با دقت در این شکل‌ها افزایش فشار در ناحیه بالادست جت‌ها و کاهش فشار در پایین‌دست جت‌ها مشاهده می‌گردد. این وضعیت هم در امتداد مسیر جت‌ها و هم در خط میانی جت‌ها صدق می‌کند. این افزایش فشار در بالادست و کاهش آن در پایین‌دست روی امتداد خط جت‌ها در مرجع [۱۲] نیز گزارش شده است. با وجود آنکه در جریان آزاد مادون صوت، کاهش فشار در ناحیه پشت جت (حسگر ۳) یک پدیده رایج می‌باشد اما همان‌طور که مشاهده می‌شود به دلیل عملکرد همزمان دو جت و هم افزایی اثرات جریان‌های القایی در پشت آن‌ها در ناحیه میانی، افت فشار در نقطه ۸ بیشتر از نقطه ۳ می‌باشد. در بقیه نقاط اختلاف چندانی در فشار در راستای محیطی مشاهده نمی‌شود. افزایش فشار در نقطه ۲ نسبت به نقطه یک ناشی از کاهش سرعت جریان به دلیل مواجه شدن آن با جت خروجی به عنوان یک مانع می‌باشد. در ناحیه پایین‌دست جت‌ها، با افزایش فاصله نسبت به آن‌ها به تدریج بر میزان فشار اضافه می‌گردد تا با فشار جریان آزاد برابر شود.

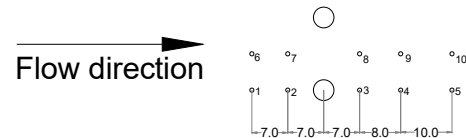


شکل ۱۲- تغییرات فشار حسگرهای ۱ تا ۵ در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه

حمله صفر



شکل ۸- نصب نازل‌ها به صورت موازی باهم روی بدنه و نمایش موقعیت حسگرها روی بدنه و در اطراف جت (سمت چپ)



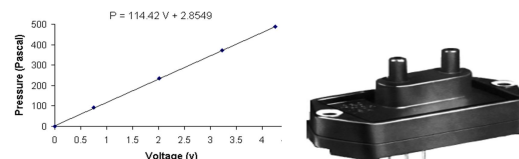
شکل ۹- موقعیت حسگرهای فشار نسبت به نازل‌های جت

شکل ۱۰ وضعیت مدل مونتاژ شده با لوله‌های مربوط به جت‌ها و حسگرهای فشار نمایش داده شده است همچنین در این شکل مدل نصب شده آماده برای تست در تونل باد مشاهده می‌گردد.



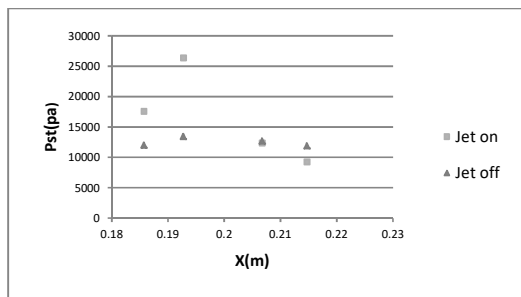
شکل ۱۰- مدل مونتاژ شده و نمایش آن در محفظه تست تونل باد

حسگرهای فشار از نوع Honeywell با بازه عملکرد $100000 \text{ pa} \pm$ و با دقت ارزیابی 1000 pa می‌باشد. این حسگرها به صورت تفاضلی عمل می‌کنند و در ساختمان خود دارای دیافراگمی هستند که در اثر اعمال فشار دچار خمش و افزایش طول شده و مقاومت آن تغییر می‌کند. از آنجایی که ولتاژ تغذیه آن ثابت می‌باشد، ولتاژ خروجی نیز تغییر می‌نماید. با کالیبره کردن حسگر و بدست آوردن منحنی تغییرات فشار (DP) بر حسب تغییرات ولتاژ (DV)، می‌توان از آن استفاده نمود. برای اندازه‌گیری مقدار DP از یک مانومتر جیوه‌ای که دقت آن در حد یک هزارم میلی‌متر جیوه است، استفاده می‌شود. نمونه‌ای از نمودار کالیبراسیون حسگرها در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

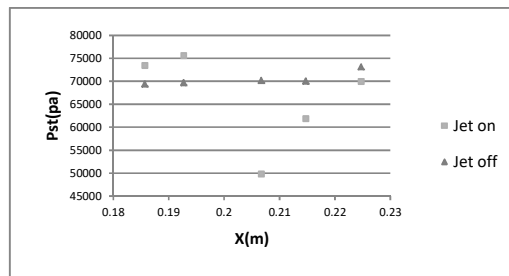


شکل ۱۱- حسگر فشار Honeywell و نمودار کالیبراسیون آن

آنچه که در جریان زیر صوت اتفاق افتاده می‌باشد؛ یعنی یک افزایش فشار در قسمت بالادست جت و سپس کاهش فشار در قسمت پایین دست آن. تفاوت اساسی در آن است که در جریان مافوق صوت به دلیل ایجاد موج شوک کمانی در قسمت بالادست جت، شدت افزایش فشار در نقطه ۲ نسبت به نقطه ۱ و یا نقطه ۷ نسبت به نقطه ۶ بسیار بیشتر و قابل ملاحظه می‌باشد. همچنین همانطور که مشاهده می‌شود در نقطه ۲ که درست در بالادست جت قرار دارد به دلیل بیشتر بودن زاویه شوک با جریان (شوک عمودی)، میزان افزایش فشار نسبت به نقطه ۷ که در خط میانی قرار داشته و شوک ضعیف تری را تجربه می‌کند، بیشتر می‌باشد. از طرفی در پشت جت و در نقطه ۸ که در امتداد خط میانی قرار دارد به دلیل هم افزایی جریان‌های القایی ناشی از هر دو جت، افت فشار بیشتری نسبت به نقطه ۳ که در امتداد خود جت قرار دارد، اتفاق افتاده است. با فاصله گرفتن از جت همان طور که مشاهده می‌شود فشارها در نقاط ۴ و ۸ به مقدار تقریباً یکسانی که همان فشار استاتیک جریان آزاد است، می‌رسند. افزایش فشار تا دو برابر سطح فشار آزاد در بالادست جت در مراجع [۹،۶،۱۳] نیز ارائه شده است.

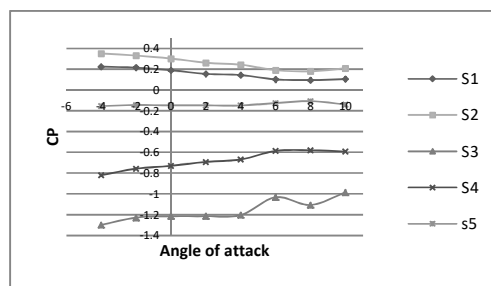


شکل ۱۳- تغییرات فشار حسگرهای ۶ تا ۱۰ در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله صفر

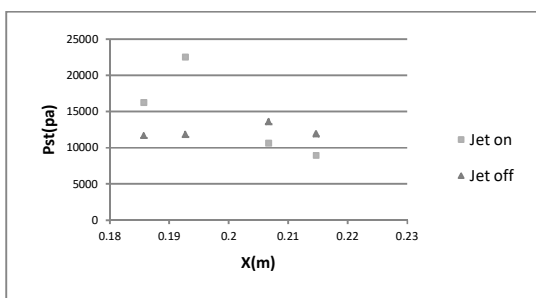


شکل ۱۴- تغییرات فشار حسگرهای ۱ تا ۴ در عدد ماخ ۰/۵ و زاویه حمله صفر

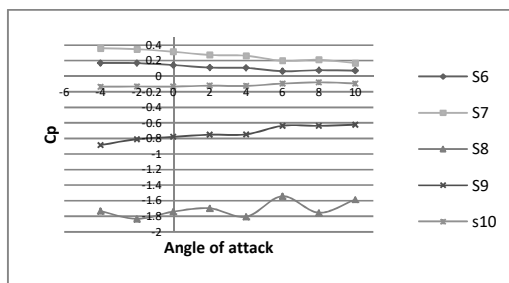
در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ منحنی‌های تغییرات فشار در نقاط مختلف برحسب تغییر زاویه حمله ارائه شده اند. زوایای حمله از ۴- تا ۱۰ و با گام‌های ۲ درجه تغییر داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود در یک زاویه حمله مشخص رفتار تغییرات فشار در امتداد مسیر جت‌ها و نیز در امتداد خط میانی آن‌ها مشابه رفتار نشان داده شده در زاویه حمله صفر (شکل‌های ۱۲ و ۱۳) می‌باشد. تنها تفاوت آن است که با افزایش زاویه حمله به دلیل اثرات پوششی بدنه، مقدار قدر مطلق ضریب فشار یک سیر کاهشی را در تمامی نقاط نشان می‌دهد.



شکل ۱۵- تغییرات ضریب فشار حسگرهای ۱ تا ۵ با زاویه حمله



شکل ۱۶- تغییرات فشار حسگرهای ۶ تا ۹ در عدد ماخ ۱/۸۵ و زاویه حمله صفر



شکل ۱۷- تغییرات ضریب فشار حسگرهای ۶ تا ۱۰ با زاویه حمله

در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ تغییرات فشار در نقاط مختلف نسبت به زاویه حمله و در جریان مافوق صوت ارائه شده است. با دقت در آن‌ها می‌توان گفت اختلاف مشاهده شده میان حسگرهای ۱ و ۶ به علت اثر تداخلی جت‌ها و قدرت شوک در آن نواحی می‌باشد. به این صورت که شاهد کاهش نسبی فشار در قسمت بالادست جت‌ها در خط میانی آن‌ها

۵-۲- جریان آزاد مافوق صوت

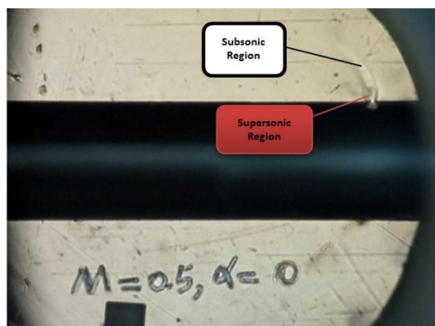
قبل از بیان نتایج مربوط به این بخش متذکر می‌گردم که به علت محدودیت تحمل بالانس، انجام تست در زاویه حمله بالاتر از ۸ درجه در ماخ ۱/۸۵ مقدور نبود.

در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ تغییرات فشار به ترتیب در مسیر امتداد جت و در امتداد خط میانی نشان داده شده اند. همان طور که با مقایسه نتایج ارائه شده در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ مشاهده می‌شود رفتار کلی مشابه

خصوصاً در مواقعی که اختلاف زوایا هم زیاد نباشد لذا یک سیر تقریباً ثابتی در رفتار حسگر شماره ۲ مشاهده می‌شود.

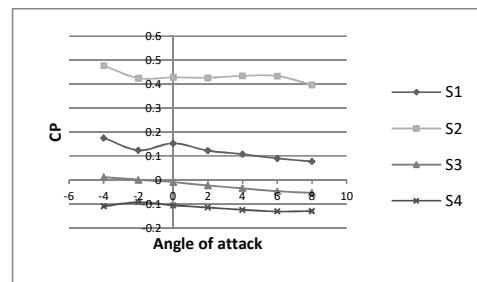
۶- ارائه نتایج آشکارسازی جریان

در این آزمایش‌ها از روش آشکارسازی جریان نیز استفاده شده است. بخشی از دیواره‌های محفظهٔ آزمون تونل باد مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دارای پنجره‌هایی است که امکان بهره‌گیری از روش‌های آشکارسازی از جمله سایه نگاری و شیلرین را فراهم می‌نماید. در این روش می‌توان تداخل جت و جریان آزاد را در هر دو وضعیت مادون صوت و مافوق صوت مشاهده نمود و در تفسیر بهتر نتایج فشاری از آن استفاده نمود. در شکل ۲۰ تداخل جت با جریان آزاد مادون صوت مشاهده می‌گردد. به علت آنکه نسبت فشار جت به فشار جریان آزاد برابر با $(\frac{P_j}{P_{st}} = 8.3)$ می‌باشد، حالت فرو منبسط^۱ رخ داده و در مقطع خروجی نازل جریان به حالت مافوق صوت می‌رسد و با عبور از یک شوک عمودی به نام Riemann Disk ادامه جریان به شکل مادون صوت می‌شود [۱]. تغییرات فشار روی بدنه نیز متأثر از عملکرد جت‌ها می‌باشد و آنگونه که در شکل‌های ۱۲ و ۱۳ نشان داده شد در ناحیه بالادست افزایش و در ناحیه پایین دست کاهش فشار ایجاد شده است. در شکل ۲۱ وضعیت تداخل جت‌ها با جریان آزاد مافوق صوت مشاهده می‌گردد. خروج جت همچون مانع بزرگی در جریان عمل کرده است به گونه‌ای که منجر به ایجاد یک شوک کمانی^۲ گردیده و همانطور که در نتایج بخش فشاری بیان گردید، اختلاف مقادیر میان حسگرهای بالادست جت (حسگرهای ۱ و ۲) را ایجاد کرده است. مراجع [۱۵، ۱۶، ۱۷] نیز این تغییرات در فشار گزارش شده است. جریان جدا شده در بالادست شوک کمانی، حاصل تداخل این شوک و لایه مرزی می‌باشد. به علت افزایش ضخامت حاصل از این تداخل، شوک جدایش^۳ یا شوک تداخلی^۴ ایجاد می‌گردد [۱۸].

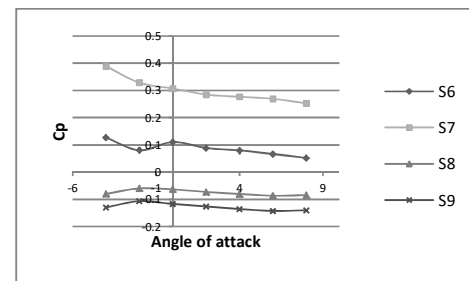


شکل ۲۰- وضعیت تداخل جت‌ها با جریان آزاد مادون صوت

می‌باشیم. مشابه چنین رفتاری در میان حسگرهای ۲ و ۷ نیز دیده می‌شود.



شکل ۱۸- تغییرات ضریب فشار حسگرهای ۱ تا ۴ با زاویهٔ حمله



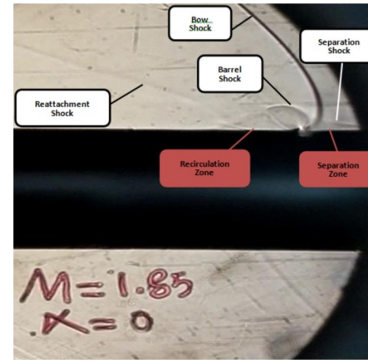
شکل ۱۹- تغییرات ضریب فشار حسگرهای ۶ تا ۹ با زاویهٔ حمله

نتایج دیگری که از شکل‌های ۱۸ و ۱۹ برداشت می‌گردد این است که کاهش فشار بیشتری در محل حسگر ۴ در مقایسه با موقعیت حسگر ۳ مشاهده می‌شود. با توجه به فاصله این دو حسگر نسبت به جت و نتایج تحقیقات چنالت و براون [۴] می‌توان گفت که تاثیر گردابه‌های ثانویه در ناحیهٔ پایین دست جت منجر به کاهش نسبی فشار در میان این دو موقعیت شده است. مشابه این پدیده در محل حسگر ۸ نیز رخ می‌دهد. در واقع ایجاد گردابهٔ ثانویه در محل خط میانی دو جت -که بواسطه عملکرد همزمان آن‌ها ایجاد شده است- منجر به کاهش فشار این حسگر نسبت به حسگر ۳ شده است. برابری مقادیر حسگر ۹ با حسگر ۴ نیز متأثر از وجود گردابه‌های مرتبه اول و دوم در آن ناحیه می‌باشد. در نتایج ارائه شده در مراجع [۹، ۶، ۱۳] رفتاری مشابه تحقیق حاضر مشاهده شده است. همچنین همان طور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویهٔ حمله شاهد کاهش ضریب فشار در ناحیهٔ جلوی جت‌ها می‌باشیم. رفتار حسگرهای ۱، ۶ و ۷ در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ بیانگر این موضوع می‌باشد. با مراجعه به مرجع [۱۴] مشاهده می‌گردد که به واسطه تغییر در زاویهٔ حمله از مقدار فشار ناحیهٔ بالادست جت کاسته می‌شود اما بر وسعت ناحیهٔ مذکور اضافه می‌گردد. از طرف دیگر تغییرات در حسگر ۲ نسبت به حسگر ۱ تا حدودی متفاوت می‌باشد. بر اساس نتایج ارائه شده در [۱۵] ضریب فشار در ناحیهٔ پشت شوک کمانی با افزایش زاویهٔ حمله تغییرات زیادی ندارد

¹ Underexpanded
² Bow shock
³ Separation shock
⁴ Interference shock

۸- نمادها

فاصله شوک از سطح	l
عدد ماخ جت	M_j
فشار نشان داده شده توسط حسگر (pa)	P
فشار جت	P_j
فشار جریان آزاد (تونل باد)	P_{st}
قطر دیسک حاصل از شوک عمودی	S
ولتاژ ورودی (خروجی) حسگر	V
فاصله جت تا حسگر	X_m



شکل ۲۱- وضعیت تداخل جت‌ها با جریان آزاد مافوق صوت

۹- مراجع

[1] Shaw C. S., Margason R. J., *An Experimental Investigation of a Highly Underexpanded Sonic Jet Ejecting from a Flat Plate into a Subsonic Crossflow*. NASA TN D-7314, December 1973.

[2] Schetz J. A., Jakubowski A. K., *Experimental Study of Surface Pressure Induced on a Flat Plate and a Body of Revolution by Various Dual Jet Configurations*. NASA 10437, 1982

[3] Spaid F. W., Zukoski E. E., *A study of the interaction of gaseous jets from transvers slots with supersonic external flow*. AIAA Journal, vol.6, No.2, 1968

[4] Chenault C., Beran P.S., $\kappa - \epsilon$ and Reynolds stress turbulence model comparisons for two-dimensional flows. AIAA Journal, 36(8), 1401-1412, 1998

[5] Hojaji M., Soltani M.R., Taeibi-Rahni M., *New visions in experimental investigations of a supersonic under-expanded jet into a high subsonic cross-flow*. Proc. IMechE Vol. 224 Part G: J. Aerospace Engineering 2010

[6] Zhang J.M., Cai J., Cui Y., *Effect of Nozzle Shapes on Lateral Jets in Supersonic Cross-flows*. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5 - 8 January 2009, Orlando, Florida

[7] GuoLei W., LiWei C., XiYun LU., *Effects of the injector geometry on a sonic jet into a supersonic cross-flow*. Science China-Physics Mechanic Astron, Vol. 56 No. 2: 366-377, February 2013

[8] Fayl J.E., Rossmann T., *Mixing Measurements of Transverse and Oblique Sonic Jets in Supersonic Cross-Flow*. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 9 - 12 January 2006, Reno, Nevada

[9]- P. Gnemmi, P. Gruhn, *Computation Validation on Lateral Jet Interactions at Supersonic Speeds*. 47th International Symposium of Applied Aerodynamics, Paris, 26-28 March 2012

[10] Bin L., Xuezhhan W., Xianming L., *Numerical investigation of multi-lateral jets interactions flow characteristics at high angle of attack*. Aeronautical Science Foundation of China, 36(9), 2828-2839, 2015

[11] Ietko W., *Loads Induced on a Plate at a Mach Number of 4.5 with a sonic or Supersonic Jet Exhausting Normal to the Surface*. NASA TN D-1935, July 1963

[12] Beresh S.J., Henfling J.F., Erven R.J., *Surface Measurements of a Supersonic Jet in Subsonic Compressible Cross-flow for the Validation of Computational Models*. SANDIA REPORT, October 2002

[13] Rana Z. A., Drikakis D., Thormber B. J., *Investigation of Sonic Jet Mixing in a Stream of Supersonic Cross-Flow Using Large Eddy Simulations*. 27th International Congress of the Aeronautical Science, 2010

[14] Kurita M., Okada T., Nakamura Y., *Side Jet Aerodynamic Interaction on a Blunt Body in Hypersonic Flow*. 18th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Vol. 50, No. 585, pp. 394-401, 2002

[15] Christie R., *Lateral Jet Interaction With a Supersonic Cross flow*. MSc thesis, October 2010, School of Engineering, Cranfield University

[16] Adeli R., Seiler F., *Numerical Flow Visualization of Side Jet Cross-flow Interaction*. 15th International Symposium on Flow Visualization, June 25-28, 2012, Minsk, Belarus

در ناحیه پایین دست جت با پدیده چرخش مجدد^۱ مواجه می‌شویم. پدیده بارز در این ناحیه کاهش سطح فشار در مقایسه با نواحی دیگر می‌باشد. در پایین دست این ناحیه جریان پس از عبور از شوک بازچسبنده^۲ به سطح فشار جریان آزاد می‌رسد (شکل ۲۱). با استفاده از شکل ۲۱، تغییرات فشار ارائه شده مربوط به حسگرها که در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ نشان داده شده‌اند، به نحو بهتری تفسیر می‌گردد.

۷- نتیجه گیری

در این پژوهش چیدمان جدیدی از جت‌ها برای ایجاد گشتاورهای کنترلی چرخش و غلتش ارائه شده است. هدف از چیدمان جدید ارائه شده این است که با یک ترکیب جت علاوه بر کنترل کانال چرخش، امکان کنترل کانال غلتش نیز فراهم گردد و این در حالی است که از تعداد نازل‌ها هم کاسته شده است. بررسی توزیع فشار در اطراف جت‌های جانبی اولین قدم در جهت طراحی چیدمان آن‌ها می‌باشد. در طرح جدید ارائه شده نیز این بررسی‌ها به درک بهتر عملکرد جت‌ها در جریان آزاد مادون صوت و مافوق صوت کمک می‌کند. توزیع فشار در امتداد مسیر یک جت در مقایسه با نتایج دیگر محققان چه در جریان مادون صوت و چه در جریان مافوق صوت، رفتار مشابهی دارد اما در خط میانی جت‌ها - خصوصاً در ناحیه پایین دست آن‌ها- رفتار بگونه دیگری است. این رفتار متأثر از عملکرد جت‌ها بر نواحی اطراف خود می‌باشد که در ناحیه پایین دست آن‌ها به صورت خلاء القایی بروز می‌کند لذا همانگونه که در اشکال ۱۷ و ۱۹ مشاهده می‌گردد کاهش فشار در حسگر ۸ در مقایسه با حسگر ۳ بیشتر است. بررسی اثرات زاویه حمله بر توزیع فشار نقاط بالادست و پایین دست جت نشان دهنده اثر اندک آن بر این فشارها بوده و لذا در زوایای حمله پایین عملکرد کنترلی جت‌ها تغییر چندانی نخواهد داشت.

با وجود عملکرد هر دو جت، نتایج حاصل از آشکارسازی جریان نشان می‌دهد که نحوه تغییرات فشار شامل جدایش جریان، شوک عمودی حاصل از جت، پدیده چرخش مجدد جریان، شوک بازچسبنده و... در نواحی بالا و پایین دست جت‌ها، مانند رفتار مربوط به یک جت می‌باشد که توسط محققان دیگر ارائه شده است.

¹ Recirculation zone
² Reattachment shock

- [17] Despirito J., *Lateral Jet Interaction on a Finned Projectile in Supersonic Flow*. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 9 - 12 January 2012, Nashville, Tennessee
- [18] Gnemmi P., Adeli R., Longo J., *Computational Comparisons of the Interaction of a Lateral Jet on a Supersonic Generic Missile*. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 18 - 21 August 2008, Honolulu, Hawaii