

بررسی اثرات اندرکنش جت مافوق صوت در جریان جانبی مادون

صوت تراکم‌پذیر روی سطوح اطراف محل انتشار جت

محمد حججی^۱، محمدرضا سلطانی^۲ و محمد طیبی‌رهنی^۳

دانشکده مهندسی هوافضا

دانشگاه صنعتی شریف

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۰/۱۰/۲۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۱/۰۲/۱۸)

چکیده

به منظور بررسی اندرکنش جت مافوق صوت در جریان جانبی مادون صوت، مطالعات تجربی گسترده‌ای در تونل باد انجام شده است. در این راستا، اندرکنش مذکور با تخلیه عمودی یک جت متقارن مافوق صوت فرورمبسط از یک صفحه تخت در جریان جانبی مادون صوت تراکم‌پذیر فراهم شده و اثرات نسبت ضخامت لایه مرزی و نسبت فشار دینامیکی بر فشار اندازه‌گیری شده روی سطوح اطراف جت مورد بررسی قرار گرفته است. روش تجربی استفاده شده تپ‌های فشاری متداول می‌باشد. نتایج حاصله از اندازه‌گیری‌ها نشان می‌دهد که، با افزایش نسبت فشار دینامیکی، ضمن بزرگ شدن ناحیه دنباله واقع در پایین دست جت، ضریب فشار در این ناحیه نیز کاهش می‌یابد، در حالی که در بالادست جریان، ضریب فشار افزایش پیدا می‌کند. به علاوه، با افزایش نسبت ضخامت لایه مرزی، مقدار ضریب فشار در بالادست جت کاهش یافته و بازیافت فشار در ناحیه پایین دست جت نیز سریع تر رخ می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: جت در جریان جانبی، نسبت فشار دینامیکی، ضخامت لایه مرزی، تونل باد

Investigation of Supersonic Jet into Compressible Subsonic Cross Flow on the Surfaces around the Jet Exit

M. Hojaji, M.R. Soltani, and M. Taeibi-Rahni

Aerospace Eng. Dept

Sharif Univ. of Tech.

(Received: 10/ January/ 2012; Accepted: 7/ May/2012)

ABSTRACT

An experimental study has been performed to investigate the flow physics of an under-expanded axisymmetric supersonic jet exhausting transversely from a flat plate into a subsonic compressible cross flow. The goal was to study the effects of boundary layer thickness ratio (δ/D) and the jet to free stream dynamic pressure ratio (J) on surface pressure. The resulting measurements distinctly show that both the magnitude and the width of the positive and the negative pressure coefficient regions in front and behind the jet increase with J . In addition, the side region of the jet affects the jet plume and as J increases, the pressure coefficient decreases at this region. The data acquired upstream of the jet reveal that, with increasing δ/D , the magnitude of the positive pressure coefficient region decreases, While the recovery of the back pressure downstream of the jet moves in the vicinity of the nozzle exit.

Keywords: Jet into Crossflow, Boundary Layer Thickness Ratio, Jet to Freestream Dynamic Pressure Ratio

۱ - استادیار: mhojaji@mehr.sharif.ir

۲ - استاد(نویسنده پاسخگو): msoltani@sharif.edu

۳ - استاد: taeibi@sharif.edu

فهرست علائم

C_p	ضریب فشار استاتیک
D	قطر جت
J	نسبت فشار دینامیکی
M	عدد ماخ
P	فشار
Re	عدد رینولدز
X, Y, Z	محورهای مختصات
γ	نسبت گرمای ویژه
δ	ضخامت لایه مرزی
Θ	موقعیت زاویه‌ای

زیر نویس‌ها

∞	مقدار جریان آزاد
j	مقدار جت
w	مقدار روی دیوار
E	مقدار در خروجی جت
0	مقدار سکون

۱- مقدمه

در وسایل پروازی اتمسفری که از جت مافوق صوت برای کنترل وضعیت و یا چرخش در آنها استفاده می‌شود، ممکن است عملکردهای خاصی مشاهده شود که ناشی از اندرکنش‌های به وجود آمده از تخلیه جت باشد. اندرکنش آیرودینامیکی جت با جریان آزاد جانبی توزیع فشار روی سطح وسیله را عوض کرده و باعث ایجاد نیرو و ممان اضافی می‌شود. این نیرو و ممان می‌تواند موجب تقویت و یا کاهش نیروی پیشران جت و یا چرخش وسیله شود. مارگاسون^۱ [۱] با گردآوری نتایج برخی از تحقیقات عددی و تجربی انجام شده در این زمینه، اثرات تعدادی از پارامترهای تاثیرگذار بر میدان جریان و به خصوص توزیع فشار در اطراف جت را مورد بررسی قرار داد. لی و همکارانش^۲ [۲] اثرات تزریق جت را بر یک دماغه اجلیو در رژیم گذر صوت به صورت تجربی مورد بررسی قرار دادند. آنها دریافتند که تزریق جت موجب کاهش ۳۰ تا ۵۰ درصدی ممان تولید شده توسط جت می‌شود. مانلا و همکارانش^۳ [۳] اثرات جت‌های چندگانه مافوق صوت را که از مقطعی در نزدیکی قاعده

یک بدنه متقارن محور تخلیه شد را بر ضرایب آیرودینامیکی آن مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که تخلیه جت برضریب برآی جسم و پایداری آن در زوایای حمله پایین اثر به سزایی دارد. دورمیه و همکارانش^۴ [۴] در یک تحقیق عددی اثرات جت عرضی را بر عملکرد آیرودینامیکی یک موشک ضدتانک و به ویژه میزان چرخش آن مورد ارزیابی قرار دادند. گراهام و همکارانش^۵ [۵] در یک تحقیق عددی، اثر پارامترهای مختلف را بر ضرایب آیرودینامیکی اجسام متقارن محور مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها نشان داد که دبی جرمی تزریق و سرعت جریان آزاد نقش به سزایی بر میزان ممان تولید شده توسط جت و تغییرات نیروی برآ دارد. کسل^۶ [۶] در یک تحقیق پدیدار شناسی به تبیین قوانین موجود در مقیاس کردن پدیده‌های موجود در این اندرکنش و نیروهای حاصل از آن پرداخت. هنگامی که جت مافوق صوت در جریان جانبی تزریق می‌شود، ساختارهای پیچیده سیالی گوناگونی در جریان ایجاد می‌شود. در بالادست جت یک ناحیه با جریان جدا شده شکل می‌گیرد که به دلیل افزایش فشار جریان متوقف شده در جلوی جت می‌باشد. در دنباله جت نیز یک ناحیه با جریان جدا شده شکل می‌گیرد. همچنین، امواج ضربه‌ای به شکل موج ضربه‌ای خمره‌ای^۷ و صفحه ماخ^۸ در توده جت به وجود می‌آید. علاوه بر این، یک گردابه نعل اسبی در جلوی جت تشکیل می‌شود. در فواصل دور و در پایین دست جت نیز دو عدد گردابه با جهت دوران مخالف یکدیگر که به CRVP^۹ موسوم هستند، به وجود می‌آیند و همراه با جریان جانبی به پایین دست جریان منتقل می‌شوند (شکل ۱).

مطالعات بنیادی زیادی در زمینه تخلیه جت در جریان‌های جانبی مادون صوت تراکم‌ناپذیر و مافوق صوت انجام گرفته، در این راستا می‌توان به تحقیق انجام شده توسط کروتوپالی^{۱۰} و همکارانش [۷] اشاره کرد. آنها در این تحقیق با استفاده از تکنیک‌های آشکارساز، جریان روی سطوح اطراف محل تخلیه جت مادون صوت را که در یک جریان مادون صوت تخلیه شده بود را مورد بررسی قرار داده و نحوه جدایش جریان در نواحی مختلف را مورد بررسی قرار دادند. جوادی و همکارانش [۸] در یک تحقیق عددی به بررسی اثرات جت‌های چندگانه در مساله

4 - Dormiex

5 - Graham

6 - Cassel

7- Barrel Shock

8- Mach Disk

9- Counter Rotating Vortex Pair

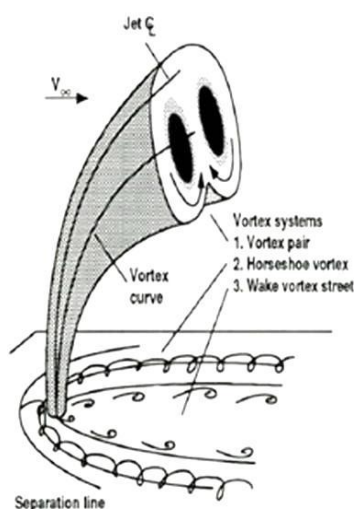
10 - Krothapalli

1 - Margason

2 - Lee

3 - Manela

ناشی از یک جت مافوق صوت فرومنبسط که به صورت عمودی در یک جریان مادون صوت تراکم‌پذیر تخلیه می‌شود، مورد بررسی قرار گرفته است. البته، تمرکز اصلی در این مطالعه در آشکارسازی فشار سطوح اطراف محل تخلیه جت می‌باشد. بدین منظور، از یک سری سوراخ‌های فشاری روی صفحه جت برای اندازه‌گیری فشار سطح استفاده شده است. اندازه‌گیری‌ها برای شرایط میدانی گوناگون به دست آمده تا اثرات ناشی از نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی و ضخامت لایه مرزی که در تحقیقات قبلی از آنها به عنوان پارامترهای مهم ذکر شده، مورد بررسی قرار گیرند.



شکل (۱): شماتیک اندرکنش‌های جت در جریان جانبی.

بنابراین، با تحقیق حاضر سعی شده برخی از کمبودهای موجود در این زمینه تا حدودی برطرف شود. از طرفی، از داده‌های کمی به دست آمده می‌توان برای ارزیابی شبیه‌سازی‌های عددی و ارزیابی مدل‌های فیزیکی مربوطه استفاده کرد.

۲- تجهیزات آزمایشگاهی

جهت دستیابی به هدف مورد نظر، از تجهیزات مختلف آزمایشگاهی، مانند تونل باد، سامانه شبیه‌ساز جت، صفحه تخت جهت خروج جت و سیستم‌های اندازه‌گیری استفاده شده که در بخش‌های بعدی تشریح می‌شود.

۲-۱- تونل باد

تمام آزمایشات در تونل باد سه‌منظوره^۹ از نوع مکنده، انجام گرفته است. در این تونل، قسمت آزمون دارای طولی به اندازه

خنک کاری لایه‌ای در سرعت‌های پایین پرداختند. چپو و همکارانش^۱ [۹] در یک تحقیق عددی، میدان جریان ناشی از تخلیه یک جت مادون صوت با ماخ ۰/۷۸ را در جریان آزاد با ماخ ۰/۱۳ را مورد ارزیابی قرار داده و نتایج خود را با نتایج تجربی مقایسه نمودند. اسپید و همکارانش^۲ [۱۰] به منظور بررسی پدیده‌های ناشی از تزریق جت ثانویه در جریان مافوق صوت در یک نازل (به منظور کنترل بردار تراست) اثرات تزریق جت صوتی در جریان مافوق صوت را در یک تونل باد مورد بررسی قرار دادند. ویتی و همکارانش^۳ [۱۱] به بررسی میدان جریان ناشی از تخلیه جت‌های صوتی چندگانه در جریان عرضی مافوق صوت عرضی مافوق صوت به صورت تجربی پرداختند. نتایج آنها نشان داد که، استفاده از جت‌های چندگانه می‌تواند اثر قابل توجهی بر نیروهای القاء شده داشته باشد. اورت و همکارانش^۴ [۱۲] در یک تحقیق تجربی دیگر به مطالعه اثرات نسبت شار اندازه حرکت بر توزیع فشار در اطراف محل تخلیه جت صوتی در جریان عرضی مافوق صوت ($M=1/6$) پرداختند. چنین تحقیقاتی برای جریان‌های مادون صوت تراکم‌پذیر نسبتاً اندک است. در این رابطه می‌توان به تحقیقی که توسط کوسینسکی^۵ و همکارانش [۱۳] انجام شده اشاره کرد. آنها در این تحقیق به بررسی تجربی میدان جریان ناشی از تخلیه جت مافوق صوت با ماخ ۲/۵ در جریان مادون صوت تراکم‌پذیر با ماخ ۰/۷ پرداختند. گروبر^۶ و همکارانش [۱۴] با استفاده از تکنیک **PSP** به بررسی

توزیع فشار در اطراف محل تخلیه جت پرداختند. در این تحقیق آنها برای بررسی اثرات دهانه خروجی جت بر میدان جریان، از جت مافوق صوت و جریان عرضی مادون صوت تراکم‌پذیر استفاده کردند. پایین و همکارانش^۷ [۱۵] نیز تحقیقات انجام شده توسط کوسینسکی را به صورت عددی انجام داده و مدل‌های آشفته‌گی متفاوت را در این مطالعه مورد ارزیابی قرار دادند. برش و همکارانش^۸ [۱۶-۱۷] نیز در یک تحقیق تجربی به بررسی اثرات نسبت فشار دینامیکی بر میدان جریان ناشی از تخلیه جت مافوق صوت بر جریان عرضی مادون صوت تراکم‌پذیر پرداختند. در تحقیق جاری، به طور تجربی اندرکنش

1 - Krothapalli
2 - Spaid
3 - Viti
4 - Everett
5 - Chocinski
6 - Gruber
7 - Payne
8 - Beresh

9- Trisonic

اطراف محل مذکور مورد بررسی قرار گیرد (شکل ۳). همچنین، فشار دیواره تونل با استفاده از یک مانومتر چندستونه جیوه‌ای اندازه‌گیری شده است.

۲-۴- شرایط آزمایش

برای انجام آزمون‌های مورد نظر، شرایط آزمایش‌ها به‌گونه‌ای انتخاب شده که در شرایط پروازی پرنده‌های گذر صوتی که از جت مافوق صوت برای کنترل وضعیت و یا دوران استفاده می‌کنند، کاربرد داشته باشد.



شکل (۲): تصویری از تجهیزات تولید جت مافوق صوت.

در آزمایش‌های جاری مقادیر اسمی عدد ماخ، فشار سکون و عدد رینولدز جریان آزاد در مقطع آزمون ثابت، به‌ترتیب برابر با 0.7 ، 85 kPa و $10^6 / \text{m}$ و عدد ماخ جت خروجی $2/5$ بوده است. به‌علاوه، برای به‌دست آوردن دامنه‌ای از نسبت‌های فشار دینامیکی جت به جریان جانبی (J) که طبق رابطه زیر تعریف می‌شود، فشار سکون جت تغییر داده شده است:

$$J = \frac{\gamma_j p_j M_j^2}{\gamma_w p_w M_\infty^2} \quad (1)$$

همچنین، هوای تونل‌باد و منبع تأمین‌کننده هوای جت در این آزمایش‌ها گرم نشده‌اند و بنابراین دمای کل هوای تونل‌باد و جت با توجه به شرایط آزمایشگاه بین 298 تا 310 کلوین بوده است.

در این مطالعه، ضخامت لایه مرزی مقطع آزمون با استفاده از یک سیستم مکش ثانویه تنظیم شده است. در حین آزمایش سیستم مذکور قسمتی از لایه مرزی تونل را از طریق دیواره‌های سوراخ‌دار که در بالادست نازل نصب شده، مکش می‌کرده است.

120 mm بوده و مقطع آن مربعی به ضلع 60 mm می‌باشد. قسمت مذکور مجهز به دیواره‌های سوراخ‌دار و توسط یک پلنوم که هوای داخل آن قابل تنظیم می‌باشد، احاطه شده است. به‌هرحال، در تحقیق جاری این دیواره‌ها با دیواره‌های بدون سوراخ جایگزین شده است. در واقع، صفحه‌ای که جت از آن خارج می‌شود به‌عنوان یکی از دیواره‌های تونل استفاده می‌شود. این دیواره بدون سوراخ علاوه‌بر این که به‌عنوان یکی از دیواره‌های تونل قابل استفاده است، می‌تواند شرایط مرزی ساده‌ای را برای انجام مطالعات عددی و مقایسه آن با نتایج تجربی فراهم کند.

اتصال نازل به دیواره تونل نسبت به حالتی که نازل روی یک صفحه تخت و در مرکز تونل نصب می‌شود، برتری دارد، زیرا درحالتی که نازل روی صفحه در وسط تونل نصب می‌شود، یک عدم قطعیت ناشی از انحراف صفحه تخت در تونل وجود دارد. همچنین، تداخلات ناشی از جریان و تجهیزات تزریق جت در زیر صفحه تخت عامل دیگر این برتری است. از طرف دیگر، افزایش انسداد ناشی از حضور صفحه تخت و تجهیزات مربوط به تزریق جت از دیگر معایب نصب صفحه در وسط تونل می‌باشد. ضمن اینکه، با نصب صفحه در وسط تونل عملاً امکان تنظیم لایه مرزی غیرممکن است.

۲-۲- سامانه شبیه‌ساز جت

برای تولید جت موردنظر از سامانه شبیه‌ساز جت استفاده شده است. در این سامانه از یک نازل مخروطی که نیم‌زاویه راس آن 5 درجه و همچنین قطر خروجی آن 8 میلی‌متر می‌باشد، استفاده شده است. نازل از انتها به یک محفظه آرامش که برای فشار 35 اتمسفر طراحی شده، متصل می‌شود. سامانه مذکور برای اندازه‌گیری فشار کل محفظه آرامش مجهز به سیستم اندازه‌گیری شده و از هوا نیز به‌عنوان سیال عامل استفاده می‌کند. شکل ۲، تصویری از این سیستم را نشان می‌دهد. لازم به‌ذکر است که نازل طراحی شده در صفحه مرکزی تونل و در کف آن نصب شده است.

۲-۳- سیستم اندازه‌گیری

در صفحه تحتانی تونل که جت از آن تخلیه می‌شود، 85 سوراخ فشاری با قطر 0.5 میلی‌متر ایجاد شده است. سوراخ‌های مذکور در اطراف محل تخلیه جت ایجاد شده تا تغییرات فشار در

۴- نتایج و بحث

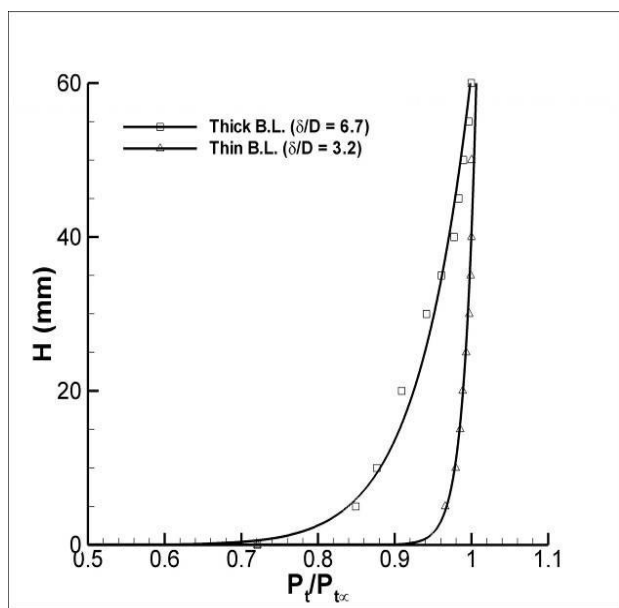
در این تحقیق، فیزیک جریان یک جت مافوق صوت تقارن محوری فرومنسبسط که به صورت متعامد درون یک جریان جانبی مادون صوت تراکم‌پذیر تخلیه شده، به صورت تجربی مورد مطالعه قرار گرفته است. تمامی اندازه‌گیری‌ها در شرایط عدد ماخ ثابت برای جریان و در نسبت‌های فشار دینامیکی جت به جریان جانبی و ضخامت لایه مرزی مختلف انجام گرفته است.

جدول (۱): شرایط آزمایشگاهی برای جت و جریان آزاد در تونل باد.

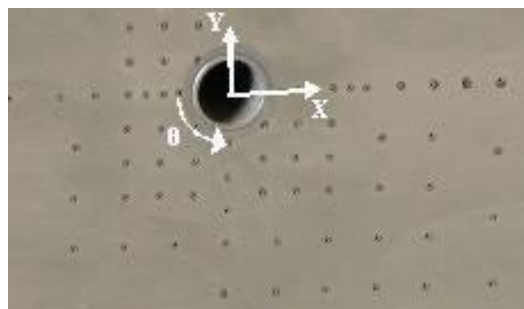
حالت	δ/D	P_{0j} (kPa)	J	$Re_j \times 10^{-5}$
۱	۳/۲	۱۱۸۵	۱۴/۴۴	۶/۵۹
۲	۳/۲	۱۳۸۵	۱۶/۸۷	۷/۷
۳	۳/۲	۱۵۸۵	۱۹/۳۱	۸/۸۱
۴	۳/۲	۱۷۸۵	۲۱/۷۴	۹/۹۲
۵	۳/۲	۱۹۸۵	۲۴/۱۹	۱۱/۰۴
۶	۶/۷	۱۱۸۵	۱۴/۴۴	۶/۵۹
۷	۶/۷	۱۵۸۵	۱۹/۳۱	۸/۸۱
۸	۶/۷	۱۹۸۵	۲۴/۱۹	۱۱/۰۴

۳- آنالیز عدم قطعیت

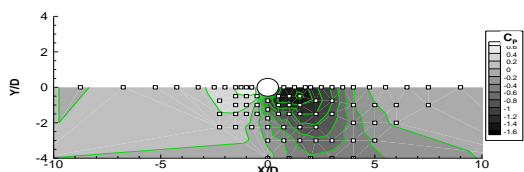
آنالیز عدم قطعیت روی نتایج اندازه‌گیری شده با استفاده از تکرار اندازه‌گیری‌ها در شرایط اسمی جریان تونل انجام شده است. فشارهای اندازه‌گیری شده از روی صفحه تخت (که در کف مقطع آزمون تونل باد قرار گرفته) چندین بار تکرار شده و نتایج حاصل از این آنالیز نشان می‌دهد که عدم قطعیت ضریب فشار با در نظر گرفتن عدم قطعیت دقیق ابزار اندازه‌گیری و اجزای مکرر در محدوده $C_p \pm 0.04$ می‌باشد. شایان ذکر است که در این آنالیز فاصله اعتماد ۹۵٪ با استفاده از توزیع t به دست آمده است. شکل ۶ توزیع C_p را در امتداد صفحه تخت نشان می‌دهد. این داده‌ها که متوسطی از چندین اجرای جداگانه تونل باد است، یک روند کاهشی از C_p را نشان می‌دهد که متأثر از رشد لایه مرزی در مقطع آزمون (با مساحت مقطع ثابت) می‌باشد. همچنین، آنالیز عدم قطعیت برای سایر نقاطی که فشار روی صفحه تخت اندازه‌گیری شده، نیز انجام گرفته و در شکل ۶ آورده شده است.



شکل (۴): پروفیل فشار سکون در لایه مرزی.



شکل (۳): تصویری از سوراخ‌های فشاری ایجاد شده بر روی صفحه تخت در اطراف محل تخلیه جت.

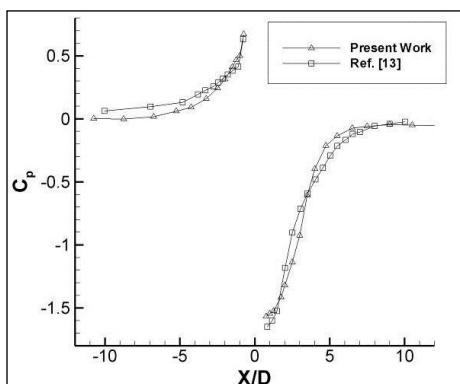


شکل (۷): توزیع ضریب فشار روی سطح اطراف محل تخلیه جت ($J=۱۶/۸۷$ و $\delta/D=۳/۲$, $M_\infty=۰/۷$).

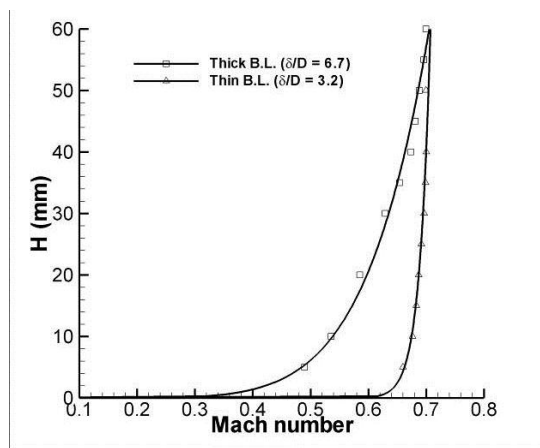
نکته دیگری که در شکل ۷ قابل مشاهده است، کاهش ضریب فشار در امتداد عرضی Y/D می باشد که منتهی به محل تخلیه جت می شود. این تغییرات نشان دهنده صلبیت جت خروجی و سرعت گرفتن جریان جانبی در اطراف آن می باشد که منجر به کاهش ضریب فشار شده است (شکل ۷).

مقایسه نتایج حاضر با نتایج مرجع [۱۳] که در شکل ۸ نشان داده شده، بیانگر یک روند یکسان از تغییر ضریب فشار در این دو آزمایش می باشد. همچنین، همخوانی خوب نتایج در بالا و پایین دست جت مشاهده می شود. اختلافات اندک مشاهده شده نیز ناشی از تفاوت اندک در نسبت فشار دینامیکی، نسبت ضخامت لایه مرزی جریان جانبی و عدد ماخ جریان آزاد دو آزمایش می باشد.

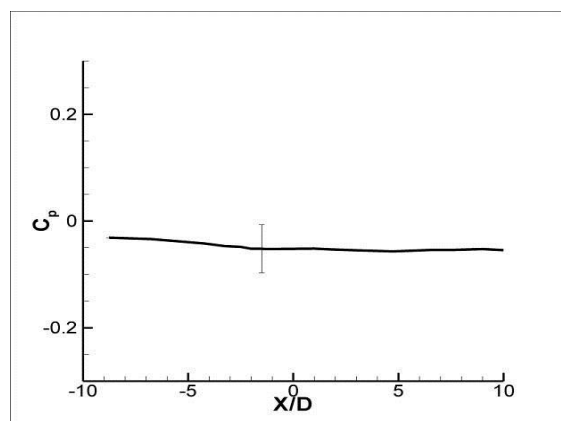
مقایسه این نتایج با نتایج مرجع [۱۷] در امتداد محور X (شکل ۹-الف) نشان دهنده همخوانی بسیار خوب در بالادست جت است. اما، در اطراف موقعیت $X/D=-۱$ یک افت کوچک در فشار در نتایج مرجع [۱۷] دیده می شود که باعث اختلاف محسوس در روندهای C_p است. این اختلاف به علت اثر عدد ماخ جریان آزاد بر گردابه نعل اسبی تشکیل شده در این ناحیه می باشد [۱۷]. توجه شود که عدد ماخ نتایج حاضر $۰/۷$ بوده در صورتی که در مرجع [۱۷] این عدد برابر $۰/۸$ می باشد.



شکل (۸): مقایسه ضریب فشار در امتداد محور X ، (تحقیق حاضر: حالت ۲ جدول ۱، کوسینسکی و همکاران: $M_\infty=۰/۷۵$ ، $\delta/D \approx ۳/۵$ و $J=۱۶/۷$) [۱۳].



شکل (۵): پروفیل عدد ماخ در لایه مرزی.



شکل (۶): توزیع ضریب فشار در امتداد محور X .

در شکل ۷ توزیع ضریب فشار حاصل از شرایط اسمی $J=۱۶/۸۷$ و $\delta/D=۳/۲$ ، $M_\infty=۰/۷$ روی صفحه حامل جت و در محل تخلیه آن نشان داده شده است. این نتایج حاصل از معدل گیری ۲۰۰ سری داده حاصل در یک اجرای تونل می باشد. محورهای دستگاه مختصات که در شکل ۳ نشان داده شده، با قطر خروجی جت، D ، بی بعد شده و ضریب فشار استاتیک نیز مطابق با رابطه زیر محاسبه شده است:

$$C_p = \frac{p - p_w}{\frac{1}{2} \gamma p_w M_\infty^2} \quad (۲)$$

توزیع ضریب فشار روی سطح بیانگر تشکیل یک منطقه با ضریب فشار استاتیک مثبت در بالادست جت ($X/D < ۰$) می باشد که علت آن اثرات انسدادی جت است. از سوی دیگر، در پایین دست جت ($X/D > ۰$) نیز یک ناحیه وسیع با ضریب فشار منفی تشکیل شده که ناشی از دنباله ایجاد شده در پایین دست جت می باشد.

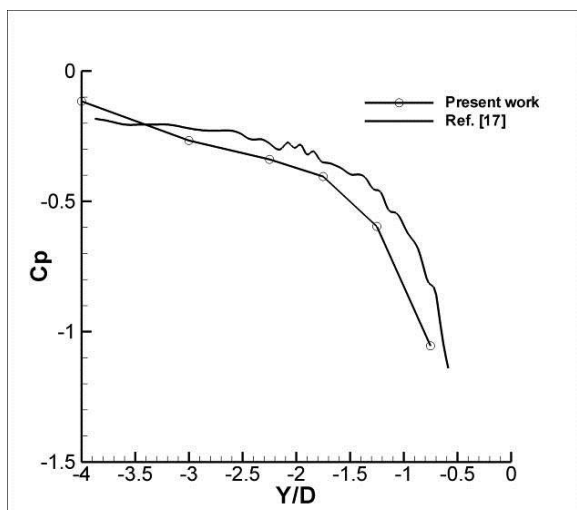
علت احتمالی آن تشکیل یک گردابه در این ناحیه می‌باشد. علاوه بر این مشاهده می‌شود که با افزایش J این گردابه قوی‌تر می‌شود. به علاوه، در بررسی نتایج حاصل از تغییر J بر ضریب فشار در امتداد محور X که در شکل ۱۱ نشان داده شده، می‌توان مشاهده کرد که با افزایش نسبت فشار دینامیکی مقدار C_p در پایین دست جت به طور چشم‌گیری کاهش یافته است. در صورتی که، در بالادست جت C_p افزایش می‌یابد. البته، در J های بزرگ‌تر از $۱۹/۳۱$ شدت تغییر در بالادست به تدریج کاهش می‌یابد. بنابراین، به نظر می‌رسد که یک آستانه برای J وجود دارد که در آن بزرگ‌تر از آن مقدار C_p در بالادست تغییر محسوسی نمی‌کند. همچنین، می‌توان مشاهده کرد که در محدوده J های آزمایش شده در این تحقیق، دامنه تأثیرات جت بر میدان فشار تا فواصل، $X/D = -۹$ در بالادست و $X/D = ۱۰$ در پایین دست امتداد یافته است. نکته دیگر اینکه با افزایش J ، اثرات دامنه جت بر میدان فشار بیشتر شده است. به عنوان مثال، برای $J = ۱۴/۴۴$ ، $C_p = ۰/۱$ در $X/D \approx ۶$ است، در حالی که برای $J = ۲۴/۱۹$ ، این مقدار C_p در $X/D \approx ۱۰$ صورت می‌گیرد.

برای بررسی دقیق‌تر تغییرات فشار در شکل ۱۱، توزیع تغییرات C_p نسبت به یک مرجع مشخص C_p ، (ΔC_p) در امتداد محور X و برای J های مختلف در شکل ۱۲ ارائه شده است (نکته: ΔC_p به صورت $C_p - C_p(J=14.44)$ تعریف می‌شود که $C_p(J=14.44)$ به عنوان C_p مرجع در این مقاله معرفی می‌شود). در این شکل مشاهده می‌شود که ΔC_p در بالادست افزایش و در پایین دست کاهش یافته است. حداکثر تغییرات ΔC_p در منطقه با ضریب فشار منفی (پایین دست جت) تقریباً پنج برابر حداکثر تغییرات ΔC_p در منطقه با ضریب فشار مثبت (بالادست جت) می‌باشد. یکی از عوامل اصلی این تغییرات، صلبیت جت است که با افزایش J به تدریج افزایش یافته و باعث اثرات انسدادی شدیدتر در جریان عرضی می‌شود. به علاوه، این افزایش صلبیت جت موجب جلوگیری بیشتر از ورود جریان جانبی به درون توده جت و منحرف شدن مقادیر بیشتری از جریان واقع در جلوی جت می‌شود که به نوبه خود باعث شکل‌گیری دنباله‌ای قوی‌تر می‌شود.

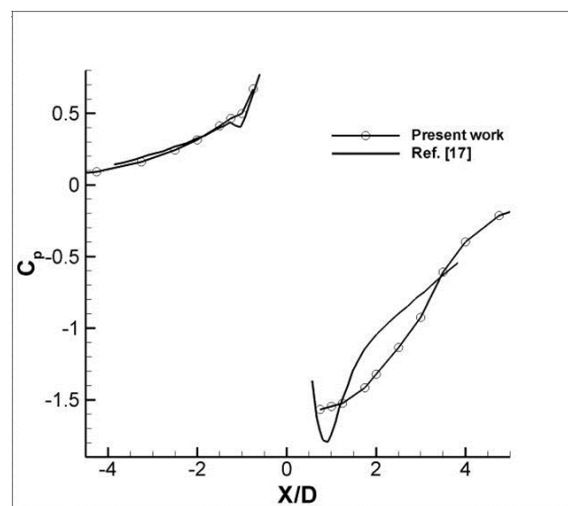
علت دیگر این رفتار میدان، فرومنبسط‌بودن جت در جریان جانبی است که موجب تشکیل امواج انبساطی در محل خروج جت و تشکیل یک توده خمره‌ای شکل از جت مافوق صوت در آن محل می‌شود. حضور این توده نیز می‌تواند در جای خود موجب تشدید اثرات مذکور شود. حضور این توده نیز می‌تواند در جای خود موجب تشدید اثرات مذکور شود.

در پایین دست جریان، این اختلافات نمایان‌تر است. به طور مشخص، یک کمینه موضعی در توزیع C_p مرجع [۱۷] مشاهده می‌شود که مرتبط با ساختارهای درون دنباله (گردابه‌های درون دنباله) [۱۷] می‌باشد. در حالی که این کمینه موضعی در داده‌های این تحقیق و همچنین نتایج مرجع [۱۳] مشاهده نمی‌شود. همچنین، توزیع C_p این تحقیق در محدوده $۳/۵ < X/D < ۱$ نشان‌دهنده تشکیل یک دنباله قوی‌تر نسبت به دنباله ایجادشده در مرجع [۱۷] است.

بر اساس نتایج مرجع [۱۷] و نتایجی که در قسمت‌های بعدی این مقاله مورد اشاره قرار خواهد گرفت، می‌توان دریافت که اختلافات موجود تنها متأثر از تفاوت در عدد ماخ و ضخامت لایه مرزی نیست و به نظر می‌رسد که بخشی از این اختلافات منوط به تفاوت در نوع انبساط جت در این دو تحقیق می‌باشد. همان‌طور که در تحقیقات قبلی [۱۳] نشان داده شده، در حالت‌هایی که جت فرومنبسط باشد، یک توده خمره‌ای شکل از جت مافوق صوت در خروجی نازل شکل می‌گیرد، در حالی که این توده خمره‌ای شکل در حالت‌هایی که جت فرومنبسط باشد، دیده نمی‌شود. این توده خمره‌ای شکل موجب افزایش انسداد در جریان و تشکیل یک دنباله قوی‌تر در پایین دست می‌شود. در ادامه، نتایج حاضر در راستای عمود بر جت (Y) با نتایج مرجع [۱۷] مقایسه شده (شکل ۹-ب) و با توجه به اختلافات اندک در پارامترهای جریان، نتایج از هم‌خوانی نسبتاً خوبی برخوردار است. این نتایج نشان می‌دهند که با دور شدن از نازل، اثرات انسدادی جت کاهش یافته و در نتیجه C_p افزایش می‌یابد. بنابراین، مشاهده می‌شود در موقعیت $Y/D = -۴$ که فاصله نسبتاً دوری از جت می‌باشد، C_p تقریباً برابر با $-۰/۱$ است، در حالی که در نزدیکی نازل در $Y/D = -۰/۷$ ، C_p تقریباً برابر با $-۱/۱$ می‌باشد که نشانگر کاهش شدید فشار در این منطقه است. به علاوه، اثر ناشی از حضور توده خمره‌ای شکل که به آن اشاره شد نیز در راستای Y به صورت کاهش بیشتر ضریب فشار نسبت به نتایج مرجع [۱۷] دیده می‌شود. بنابراین، با توجه به این نتایج می‌توان به خوبی به اهمیت نوع انبساط جت و میزان تأثیر آن بر توزیع فشار سطوح اطراف جت پی برد. نتایج حاصل از تغییر J در ضریب فشار روی سطح در شکل ۱۰ نشان داده شده است. این نتایج نشان می‌دهد که با افزایش J وسعت ناحیه با ضریب فشار منفی در پایین دست جت افزایش یافته (بزرگ‌تر شدن توده خمره‌ای شکل)، در حالی که، وسعت منطقه با ضریب فشار مثبت با افزایش J تغییر فاحشی ندارد. نکته‌ای که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، وجود یک چاله فشاری در پایین دست جت است که از خط تقارن اندکی فاصله گرفته و



ب) در امتداد محور Y



الف) در امتداد محور X

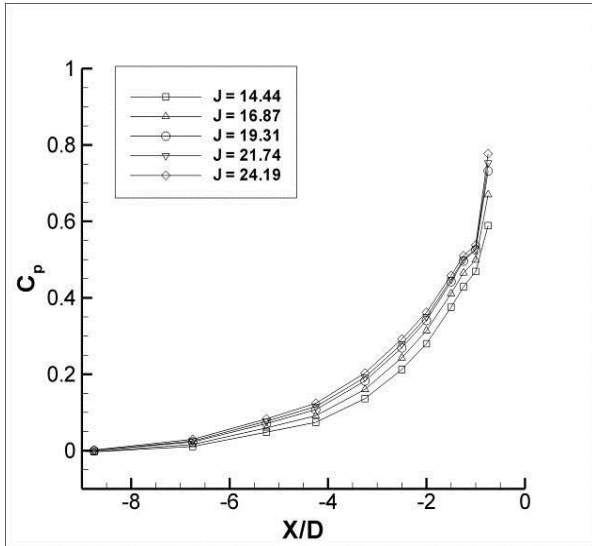
شکل (۹): مقایسه ضریب فشار (تحقیق حاضر: حالت ۲ جدول ۱، برش و همکاران: $M_\infty = 0.8$ ، $\delta/D = 1$ و $J = 16/9$) [۱۷].

جانبی عمل کرده و باعث افزایش فشار در جلو، کاهش شدید آن در پایین دست جت و سرعت گرفتن جریان جانبی در کنار آن شده است. به علاوه، با افزایش J به نظر می‌رسد که ناحیه کم فشار تشکیل شده در پشت محل تخلیه جت (شکل ۱۰) به سمت خط تقارن نزدیک تر می‌شود. این پدیده در شکل ۱۳ به وضوح نشان داده شده است، زیرا با افزایش J شیب تغییرات C_p با Θ در Θ های بزرگتر از 135° درجه کاهش می‌یابد. در این نتایج کمترین مقدار ضریب فشار در زاویه 135° درجه است که مبین هسته گردابه در پایین دست جت می‌باشد. البته، به علت کم بودن تعداد نقاط نمی‌توان به درستی محل دقیق هسته را به دست آورد. علاوه بر این نتایج حاصله نشان می‌دهند که با افزایش J ضریب فشار استاتیک در نقاط کناری جت در $\Theta = 90^\circ$ کاهش یافته که به دلیل افزایش انرژی جریان گذرنده از اطراف جت و بزرگ تر شدن توده جت فرومنیسط در J های بزرگ تر است. اثرات ناشی از افزایش صلبیت جت و فرایند انبساط آن در راستای عمود بر جریان که به محل تزریق جت منتهی می‌شود (راستای Y) نیز مشاهده می‌شود (شکل ۱۴). نتایج حاصل نشان می‌دهد که منطقه کناری جت تحت تأثیر قرار گرفته و با افزایش J ضریب فشار در این منطقه کاهش می‌یابد.

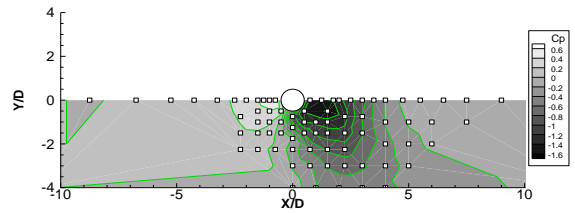
نکته‌ای که در اینجا باید به آن اشاره کرد، افزایش ناگهانی ΔC_p در نقاط چسبیده به جت در جلو و عقب محل تخلیه جت است که به علت بالاتر بودن فشار استاتیکی درون توده جت نسبت به فشار استاتیکی جریان جانبی می‌باشد. این عامل به ویژه در پشت جت و با نفوذ جریان پرفشار توده جت به داخل دنباله کم فشار، زمینه را برای افزایش فشار این ناحیه فراهم آورده است و همان طور که در شکل نیز مشاهده می‌شود، با افزایش J که باعث افزایش اختلاف فشار توده جت و جریان جانبی می‌شود، تغییرات $|\Delta C_p|$ نیز در این نواحی افزایش می‌یابد. نکته حائز اهمیت دیگر اینکه حداکثر اختلاف فشار $|\Delta C_p|$ برای J های آزمایش شده تقریباً در $X/D = 3/5$ در پایین دست محل تخلیه جت (شکل ۱۲-ب) اتفاق می‌افتد.

اتفاق دیگری که در شکل ۱۲-الف مشاهده می‌شود کاهش ناگهانی ΔC_p در ناحیه‌ای نزدیک به جت ($X/D \approx -1$) است. همان طور که قبلاً به آن اشاره شد، دلیل اصلی این کاهش نیز ناشی از جدایش جریان و تشکیل یک گردابه نعل اسبی کوچک در این ناحیه می‌باشد که باعث کاهش فشار نسبت به نقاط مجاور خود شده است.

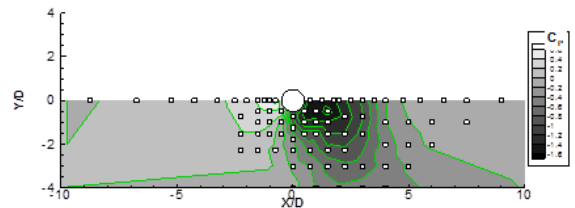
شکل ۱۳ توزیع ضریب فشار در اطراف محل انتشار جت را در J های مختلف نشان می‌دهد. همان طور که در این شکل نمایان است، جت خروجی مانند یک استوانه جامد در جریان



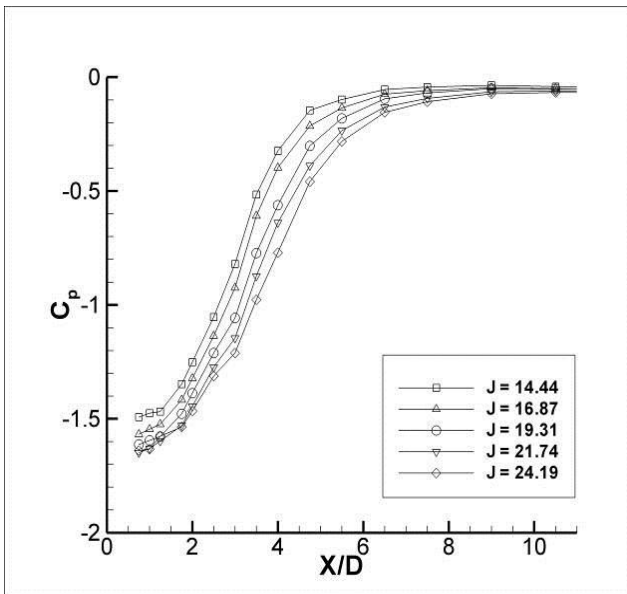
الف) بالادست محل تخلیه جت



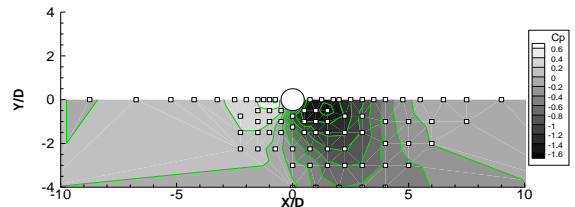
الف) $J=14/44$



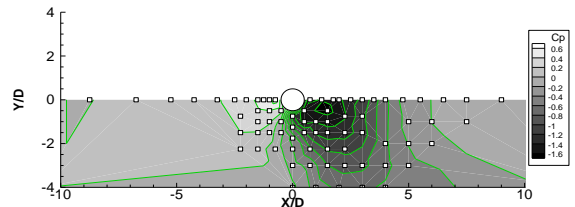
ب) $J=16/87$



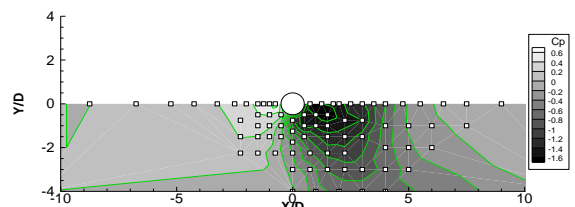
ب) پایین‌دست محل تخلیه جت



ج) $J=19/31$



د) $J=21/74$



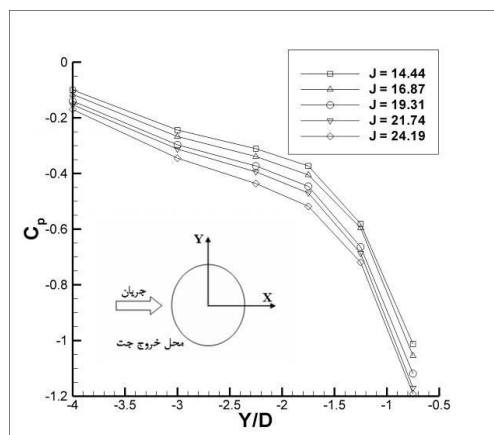
ه) $J=24/19$

شکل (۱۱): توزیع ضریب فشار در امتداد محور X.

البته، این کاهش در نواحی نزدیک به جت بیشتر است. علاوه بر این، مشاهده می‌شود که افزایش نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی باعث بزرگ‌تر شدن منطقه تحت تأثیر جت در نواحی کناری جت می‌شود.

شکل (۱۰): اثرات J بر توزیع ضریب فشار در اطراف محل

تخلیه جت ($M_\infty = 0.7$ و $\delta/D = 3/2$).

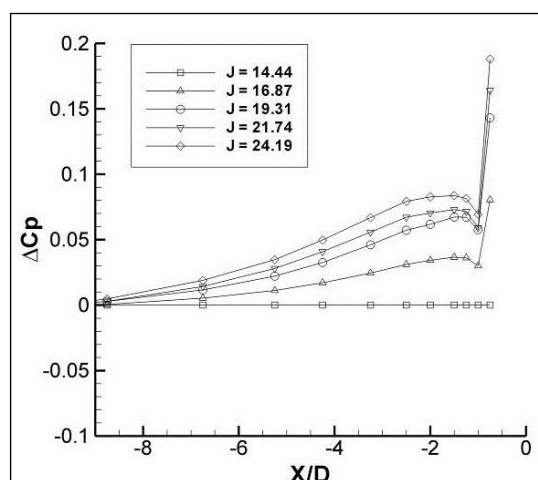


شکل (۱۴): توزیع ضریب فشار در امتداد جانبی محل تخلیه جت.

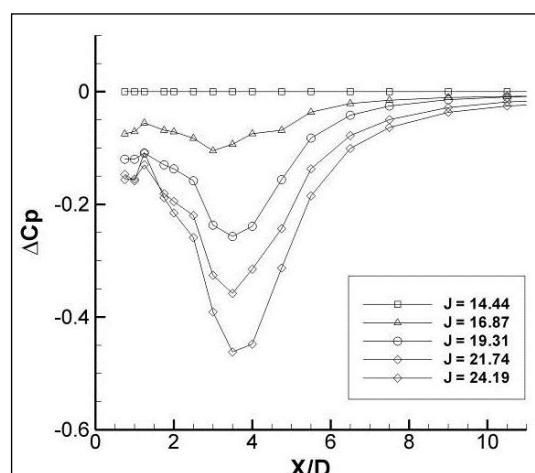
شکل ۱۵ خطوط همتراز ضریب فشار روی سطح اطراف جت در لایه‌های مختلف و برای نسبت ضخامت لایه مرزی، $\delta/D = 6.7$ را نشان می‌دهد. مقایسه نتایج حاصل از شکل‌های ۱۰ و ۱۵ نشان می‌دهد که روند تغییرات خطوط همتراز ضریب فشار در این نسبت لایه مرزی نیز مانند قبل بوده با این تفاوت که ناحیه‌های متأثر در بالادست و پایین‌دست جت کوچک‌تر شده و مقدار $|C_p|$ نیز در این نواحی کاهش یافته است. علت این پدیده افزایش اثرات ناشی از تنش‌های برشی در لایه مرزی ضخیم‌تر می‌باشد که موجب مضمحل‌شدن انرژی موجود در جت و کاهش صلبیت آن می‌شود و این به نوبه خود باعث کم‌شدن اثرات انسدادی جت در جریان جانبی می‌شود.

در شکل ۱۶ تغییرات C_p و ΔC_p در بالا و پایین‌دست جت در امتداد محور X نشان داده شده است. این نتایج در نسبت‌های مختلف فشار دینامیکی و همچنین نسبت‌های مختلف ضخامت لایه مرزی برای مقایسه ارائه شده که نشان می‌دهد در بالادست جت رفتار C_p و ΔC_p در δ/D های مختلف یکسان می‌باشد، با این تفاوت که، با افزایش δ/D ضریب فشار در بالادست جت کاهش یافته است (شکل ۱۶-الف). به علاوه، با مشاهده میزان تغییرات ΔC_p در حوالی ۱-گردابه‌های نعل‌اسبی ایجاد شده نیز با افزایش δ/D کاهش یافته است.

در پایین‌دست جت (شکل ۱۶-ج) مشاهده می‌شود که با افزایش δ/D و در تمامی لایه‌ها فرایند بازیابی فشار پایین‌دست جت سریع‌تر رخ می‌دهد. نکته قابل تأمل دیگری که در شکل ۱۶-د مشاهده می‌شود، متأثر نشدن مقدار حداقل موضعی

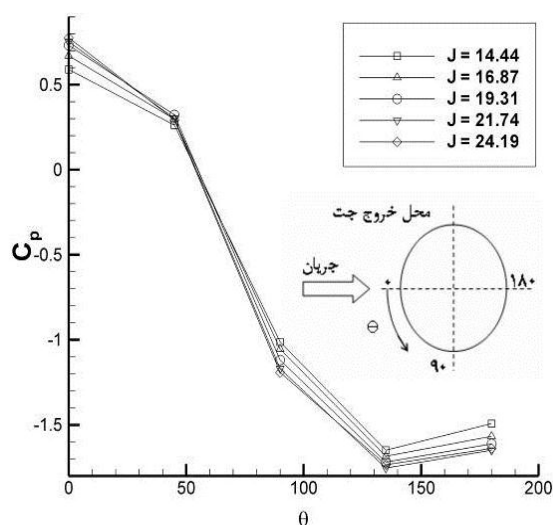


الف) بالادست محل تخلیه جت

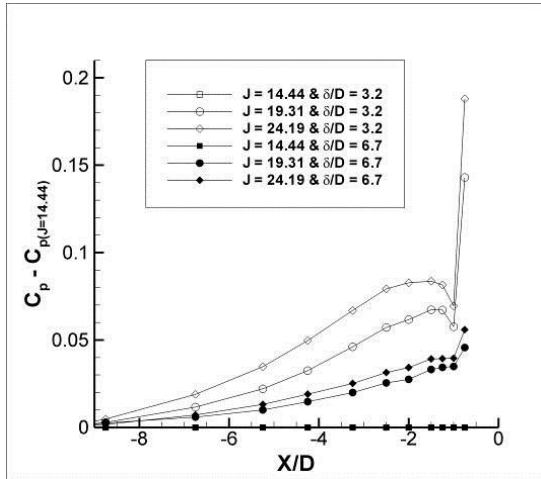


ب) پایین‌دست محل تخلیه جت

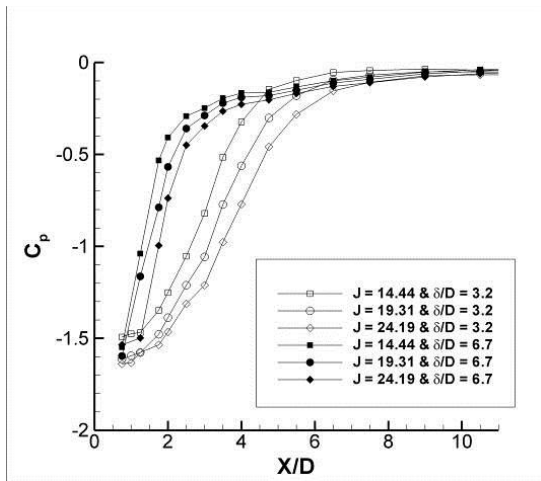
شکل (۱۶): توزیع ΔC_p در امتداد محور X .



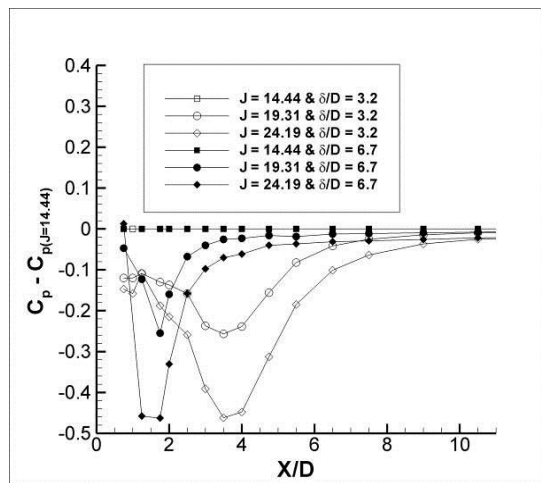
شکل (۱۷): اثرات J بر توزیع ضریب فشار در دایره محیطی محل تخلیه جت.



(ب) پایین دست جت



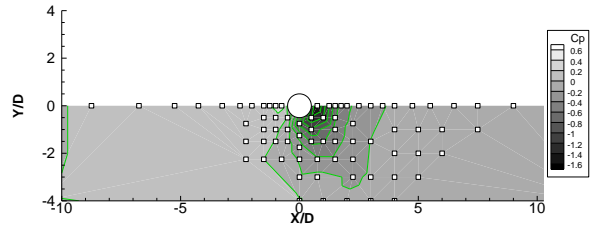
(ج) پایین دست جت



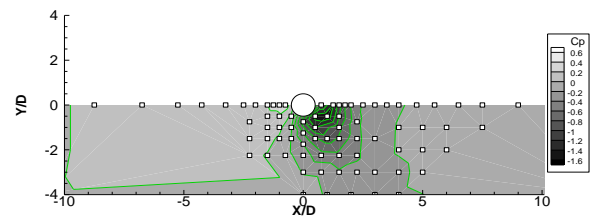
(د) پایین دست جت

شکل (۱۶): اثرات J و δ/D بر توزیع فشار در امتداد محور X.

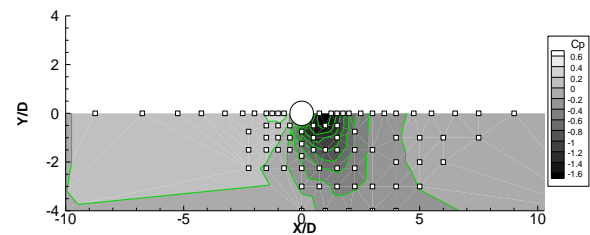
ΔC_p با نسبت ضخامت لایه مرزی است. این درحالی است که، افزایش این نسبت (δ/D) موجب فشرده شدن ناحیه دربرگیرنده کمینه موضعی و نزدیک کردن آن به محل تخلیه جت شده است.



(الف) $J=14/44$

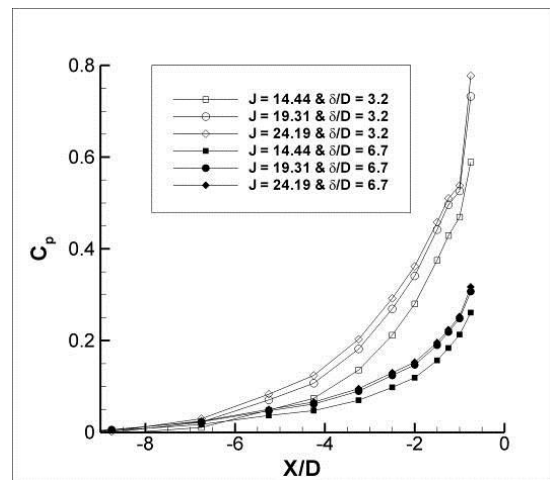


(ب) $J=19/31$



(ج) $J=24/19$

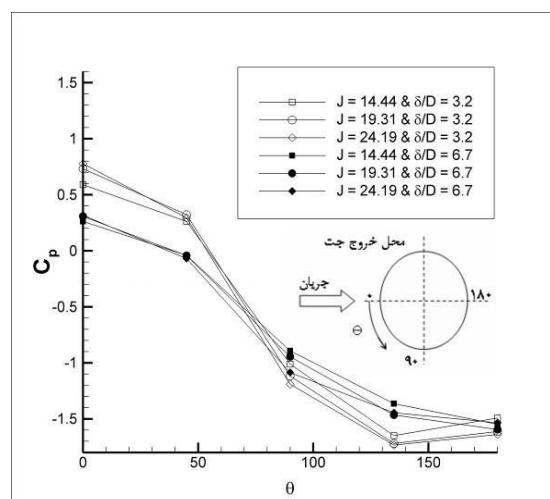
شکل (۱۵): اثرات J بر توزیع ضریب فشار روی سطح اطراف محل تخلیه جت ($M_\infty = 0.7$ و $\delta/D = 6/7$).



(الف) بالادست جت

۵- مراجع

- Margason, R.J. "Fifty Years of Jet in Cross Flow Research", AGARD CP-534, pp. 1.1-1.41, 1993.
- Lee, E.E. and Willis, C.M. "Interaction Effects of a Control Jet Exhausting Radially from the Nose of an Ogive-Cylinder Body at Transonic Speeds", NASA TN D-3752, 1967.
- Manela, J. and Seginer, A. "Interaction of Multiple Supersonic Jets with a Transonic Flowfield", AIAA J., Vol. 24, No. 3, pp. 418-423, 1986.
- Dormieux, M. and Marsaa-Poey, R. "Numerical Assessment of Aerodynamic Interactions on Missiles with Transverse Jet Control", AGARD CP-534, pp. 30.1-30.11, 1993.
- Graham, M.J. and Weinacht, P. "Numerical Investigation of Supersonic Jet Interaction for Axisymmetric Bodies", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 37, No. 5, pp. 675-683, 2000.
- Cassel, L.A. "Applying Jet Interaction Technology", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 40, No. 4, pp. 523-537, 2003.
- Krothapalli, A. and Shih, C. "Separated Flow Generated by a Vektored Jet in a Crossflow", AGARD CP-534, pp. 5.1-5.7, 1993.
- Javadi, K., Taeibi-Rahni, M. and Darbandi, M. "Jet-into-Crossflow Boundary-Layer Control: Innovation in Gas Turbine Blade Cooling", AIAA J., Vol. 45, No. 12, pp. 2910-2925, 2007.
- Chiu, S.H., Roth, K.R., Margason, R.J. and Tso, J. "A Numerical Investigation of a Subsonic Jet in a Crossflow", AGARD, CP-534, pp. 22.1-22.11, 1993.
- Spaid, F.W., Zukoski, E.E. and Rosen, R.A. "A Study of Secondary Injection of Gases into Supersonic Flow", NACA TR 32-834, 1966.
- Viti, V., Wallis, S., Schetz, J., Neel, R. and Bowersox, R.D.W. "Jet Interaction with a Primary and an Array of Smaller Jets", AIAA J., Vol. 42, No. 7, pp. 1358-1368, 2004.
- Everett, D.E., Woodmansee, M.A., Dutton, J.C. and Morris, M.J. "Wall Pressure Measurements for a Sonic Jet Injected Transversely into a Supersonic Crossflow", J. Propulsion and Power, Vol. 14, No. 6, pp. 861-868, 1998.
- Chocinski, D., Leblanc, R. and Hachemin, J. "Experimental/Computational Investigation of Supersonic Jet in Subsonic Compressible Crossflow", AIAA Paper 97-0714, 1997.
- Gruber, M.R. and Goss, L.P. "Surface Pressure Measurements in Supersonic Transverse Injection Flowfields", J. Propulsion and Power, Vol. 15, No. 5, pp. 633-641, 1999.
- Payne, J.L., Roy, C.J. and Beresh, S.J. "A Comparison of Turbulence Models for a Supersonic Jet in Transonic Cross Flow", AIAA Paper 2001-1048, 2001.
- Beresh, S.J., Henfling, J.F. and Erven, R.J. "Surface Measurements of a Supersonic Jet in Subsonic Compressible Crossflow for the Validation of



شکل (۱۷): توزیع C_p در اطراف محل تخلیه جت در J ها و δ/D های مختلف.

شکل ۱۷ توزیع C_p اطراف جت را در J ها و δ/D های

مختلف نشان می‌دهد. رفتار متفاوت ضریب فشار متوسط را می‌توان در حوالی $\theta = 135^\circ$ با تغییر δ/D مشاهده کرد که ناشی از تغییر مکان نقطه جدایش جریان عرضی در اطراف خروجی نازل و یا ساختارهای گردابه‌ای تشکیل شده درون دنباله است.

۵- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، اثرات نسبت فشار دینامیکی جت به جریان عرضی و نسبت ضخامت لایه مرزی بر توزیع فشار سطح به-روش تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. عدد ماخ جریان آزاد و جت تخلیه شده در جریان عرضی در کلیه نتایج به‌دست‌آمده ثابت بوده و به ترتیب برابر 0.7 و $2/5$ می‌باشد. نتایج حاصل از این آزمایش‌ها نشان می‌دهد که منطقه جلوی جت تحت تأثیر جت بوده و با افزایش J مقدار ضریب فشار در این ناحیه افزایش می‌یابد. همچنین، از این نتایج می‌توان دریافت که با افزایش J وسعت سطوح متأثر از جت در کناره‌ها و پایین‌دست جت افزایش و مقدار C_p در این نواحی کاهش می‌یابد. به‌علاوه، با افزایش نسبت ضخامت لایه مرزی فرایند بازیافت فشار در پایین‌دست جت در ناحیه نزدیک‌تری به جت اتفاق می‌افتد و بنابراین این ناحیه کوچک‌تر می‌شود. در مناطق کناری جت نیز کاهش وسعت منطقه تحت تأثیر جت همراه با افزایش C_p به-وضوح مشاهده می‌شود. به‌علاوه، با افزایش نسبت ضخامت لایه مرزی در بالادست جت، علاوه بر ضریب فشار، قدرت و اندازه گردابه نعل‌اسبی شکل گرفته در این ناحیه کاهش می‌یابد.

- Computational Models”, SANDIA Report 2002-1890, 2002.
17. Beresh, S.J., Henfling, J.F. and Erven, R.J. “Surface Measurements of a Supersonic Jet in Subsonic Compressible Crossflow”, AIAA Paper 2001-2786, 2001.