

# بررسی تجربی اندرکنش جت مافوق صوت، جریان جانبی مادون صوت و بالک واقع در پایین دست جت بر میدان جریان

محمد حجی (دانشجوی دکتری)

محمد رضا سلطانی\* (استاد)

محمد طیبی رهنی (استاد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

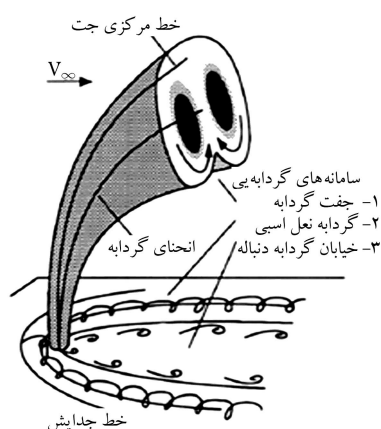
مهندسی مکانیک شریف  
دوری ۳-۲۸، شماری ۱، ص. ۳۷-۲۹

در این نوشتار اثرات تداخلی ناشی از حضور بالک در میدان گردابه‌ی ناشی از تخلیه‌ی متعامد یک جت مافوق صوت در جریان جانبی مادون صوت تراکم‌پذیر — که اهمیت ویژه‌ی در هدایت برخی اجسام پرنده دارد — مورد بررسی قرار گرفته است. برای بررسی این اثرات، میدان جریان با استفاده از یک ریک مخصوص در پایین دست بالک اندازه‌گیری شده است. نتایج حاصله نشان می‌دهد که اثرات حضور بالک در امتداد صفحه‌ی تقارن و در نواحی نزدیک به جت بیشتر به‌صورت تقویت جفت گردابه‌ی چرخان است و با فاصله گرفتن بالک از محل تخلیه‌ی جت به تدریج این اثرات از بین می‌رود. همچنین، حضور بالک در نواحی نزدیک به جت با یک فاصله‌ی عرضی موجب تداخل یکی از گردابه‌ها و بالک، و گاهی نیز موجب از بین رفتن گردابه‌ی درگیر با بالک می‌شود؛ در حالی که در نواحی دور دست این فاصله‌ی عرضی تأثیرات اساسی بر میدان جریان نمی‌گذارد و بیشتر به‌صورت آشفته‌گی گردابه‌ی درگیر با بالک مشاهده می‌شود.

واژگان کلیدی: جت در جریان جانبی، بالک، جت مافوق صوت، جریان جانبی مادون صوت.

## ۱. مقدمه

مقدار بسیار زیادی از دانش این جفت گردابه بر اثر مطالعات جریان‌های کم‌سرعت به دست آمده که اندازه‌گیری آن‌ها نسبتاً ساده است. [۷] این گردابه‌ها مستقیماً در جریان‌های تراکم‌پذیر نیز آشکارسازی شده‌اند. [۸-۱۰]



شکل ۱. شمایی از اندرکنش‌های جت در جریان جانبی.

در وسایل پروازی اتمسفری که از جت مافوق صوت برای کنترل وضعیت یا غلت بهره می‌برد، عملکردهای خاصی مشاهده می‌شود که ناشی از اندرکنش جت با سطوح کنترلی واقع در پایین دست است. هنگامی که جت از نازل خارج می‌شود، بر اثر مواجهه با جریان آزاد جانبی تغییر جهت می‌دهد و ضمن این که همراه با آن به سمت پایین دست حرکت می‌کند، قادر است میدان جریان و میدان فشار روی بالک‌ها و نهایتاً نیروی تولیدشده را تحت تأثیر قرار دهد. [۵-۱] به علاوه، بالک نیز به نوبه‌ی خود موجب تغییر میدان جریان می‌شود. در این راستا، بررسی دقیق میدان متجه می‌تواند نقش به‌سزایی در تعیین مکان مناسب برای نصب بالک ایفا کند. با تزریق جت مافوق صوت در جریان جانبی چندین ساختار گردابه‌ی در جریان شکل می‌گیرد. گردابه‌ی نعل اسبی نمونه‌ی از این ساختارهای گردابه‌ی است که در جلوی جت به وجود می‌آید. همچنین دنباله‌ی جت نیز، که یک ناحیه‌ی گردابه‌ی است، از دیگر ساختارهای گردابه‌ی درون جریان است. در فواصل دور و در پایین دست جت نیز دو عدد گردابه با جهت دُوران مخالف یکدیگر که به CRVP موسوم‌اند، به وجود می‌آیند (شکل ۱) که عامل اصلی اندرکنش‌های جت و بالک‌ها هستند.

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۸۸/۱۲/۱۷، اصلاحیه ۱۳۸۹/۹/۲۲، پذیرش ۱۳۹۰/۲/۲۵.

mhojaji@mehr.sharif.ir  
msoltani@sharif.edu  
taeibi@sharif.edu

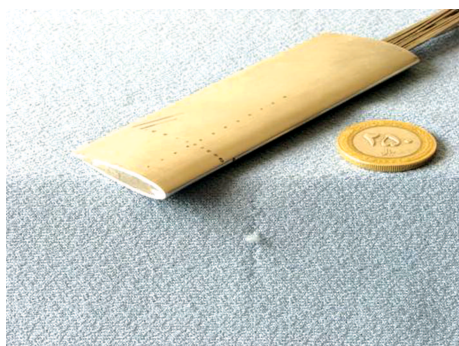


شکل ۲. تصویری از تجهیزات تولید جت مافوق صوت.

ایرفول ۱۵°۰۰ NACA است. انتخاب ابعاد این بالک با توجه به ابعاد بالک‌های مرسوم در وسایل پروازی صورت گرفته که در آن‌ها اندرکنش جت جانبی و بالک اتفاق می‌افتد. برای بررسی اثرات متقابل بالک و میدان جریان، بالک در چند موقعیت مختلف در پایین‌دست جت نصب شده است. این مکان‌ها در جدول ۱ و همچنین در شکل ۴ نشان داده شده است.

#### ۴.۲. سیستم اندازه‌گیری

برای اندازه‌گیری فشارکل میدان از یک ریک مخصوص دوطبقه استفاده شده است. روی طبقه اول ریک ۹ پروب پیتوت با قطر ۰/۵ میلی‌متر و به فاصله ۱۶ میلی‌متر از هم نصب شده است. در طبقه دوم ریک نیز از ۸ پروب استفاده شده است.



شکل ۳. تصویر بالک.

جدول ۱. موقعیت‌های نصب بالک در کف تونل باد.

| حالت | X فاصله‌ی طولی مرکز ایرفویل از محور تقارن نازل | Y فاصله‌ی عرضی مرکز ایرفویل از صفحه تقارن |
|------|------------------------------------------------|-------------------------------------------|
| A۱   | ۷۱°                                            | ۰/°                                       |
| A۲   | ۷۱°                                            | ۲/۵                                       |
| A۳   | ۷۱°                                            | ۵/°                                       |
| B۱   | ۱۶/°                                           | ۰/°                                       |
| C۱   | ۲۵/°                                           | ۰/°                                       |
| C۲   | ۲۵/°                                           | ۲/۵                                       |
| C۳   | ۲۵/°                                           | ۵/°                                       |

در تحقیق جاری برای بررسی اثرات بالک بر میدان ناشی از تخلیه‌ی یک جت مافوق صوت در جریان آزاد جانبی مادون صوت تراکم‌پذیر، آزمایش‌هایی انجام گرفته و در این راستا موقعیت بالک در پایین‌دست جت نیز تغییر داده شده تا میزان تأثیرات آن بر میدان جریان مورد بررسی قرار گیرد. به علاوه، با توجه به تأثیرات نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی بر میدان جریان که در تحقیقات قبلی نیز به اهمیت آن اشاره شد،<sup>[۱۱] [۱۰]</sup> اثرات این پارامتر با حضور بالک در چند موقعیت مکانی نیز مورد بررسی قرار گرفته است.

## ۲. تجهیزات آزمایشگاهی

برای دست‌یابی به هدف مورد نظر از تجهیزات مختلف آزمایشگاهی مانند تونل باد، سامانه‌ی شبیه‌ساز جت، صفحه‌ی تخت برای خروج جت و سیستم‌های اندازه‌گیری استفاده شده که در ادامه تشریح شده‌اند.

### ۱.۲. تونل باد سه‌منظوره

تمامی آزمایش‌ها در تونل باد سه‌منظوره‌ی مرکز تحقیقات قدر انجام گرفته است. این تونل از نوع مکند است و از هوا به عنوان سیال عامل استفاده می‌کند. طول قسمت آزمون آن ۱۲۰۰ mm، و مقطع آن مربعی به ضلع ۶۰۰ mm است. مقطع کاری این تونل مجهز به دیواره‌های سوراخ‌دار است و توسط پلنومی که هوای داخل آن قابل تنظیم است، احاطه شده است. اما در تحقیق جاری این دیواره‌ها با دیواره‌های صلب جایگزین شده است؛ در واقع صفحه‌یی که جت از آن خارج می‌شود به عنوان یکی از دیواره‌های تونل استفاده می‌شود. این دیواره‌ی بدون سوراخ می‌تواند شرایط مرزی ساده‌یی را برای انجام مطالعات عددی و مقایسه‌ی آن با مطالعات تجربی فراهم کند.

نصب نازل روی دیواره‌ی تونل نسبت به حالتی که نازل بر روی یک صفحه‌ی تخت و در مرکز تونل نصب شود برتری دارد، زیرا در حالتی که نازل روی صفحه در وسط تونل نصب می‌شود، عدم قطبیتی ناشی از انحراف صفحه‌ی تخت در تونل وجود دارد. همچنین تداخلات ناشی از جریان و تجهیزات تزریق جت در زیر صفحه‌ی تخت نیز این برتری را موجه می‌سازد. استفاده از دیواره‌ی بدون سوراخ می‌تواند محدوده‌ی عدد ماک در دسترس را کاهش دهد که این نیز با توجه به محدوده‌ی ماک مورد نظر برای انجام آزمایشات قابل قبول است.

### ۲.۲. سامانه‌ی تولید جت مافوق صوت

برای تولید جت مافوق صوت مورد نظر از یک سامانه‌ی تولید جت مافوق صوت استفاده شده است. در این سامانه از یک نازل مخروطی استفاده شده که نصف زاویه‌ی رأس آن ۵ درجه و قطر خروجی آن ۸ میلی‌متر است. نازل از انتها به یک محفظه‌ی آرامش که برای فشار ۳۵ اتمسفر طراحی شده، متصل است. سیال عامل مورد استفاده در این سامانه هواست (شکل ۲). یادآور می‌شود که نازل طراحی شده در صفحه‌ی مرکزی تونل و در کف آن نصب شده است.

### ۳.۲. بالک

بالک مورد استفاده در این تحقیق، یک بالک عادی است که دهانه و وتر آن به ترتیب ۱۰ و ۵ برابر قطر خروجی جت در نظر گرفته شده است (شکل ۳). مقطع این بالک

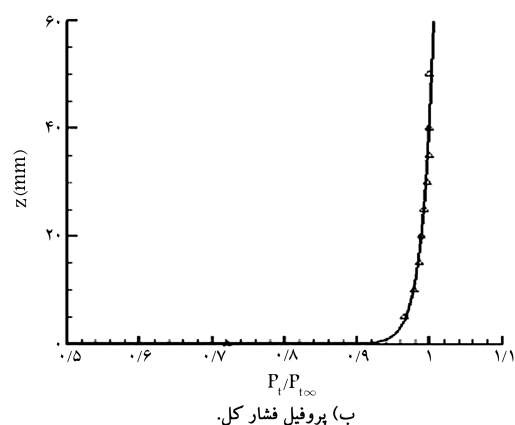
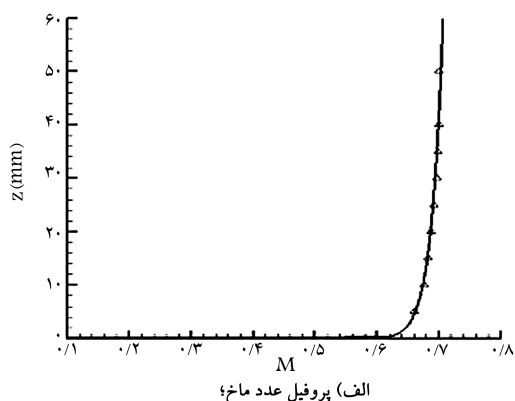
جدول ۲. شرایط آزمایشگاهی برای جت در تونل باد.

| حالت | $J$   | $P_{tj}$ , (kPa) | $Re_j \times 10^5$ |
|------|-------|------------------|--------------------|
| ۱    | ۱۵٫۶۶ | ۱۲۸۵             | ۷٫۲                |
| ۲    | ۱۹٫۳۱ | ۱۵۸۵             | ۸٫۸                |
| ۳    | ۲۲٫۹۶ | ۱۸۸۵             | ۱۰٫۵               |

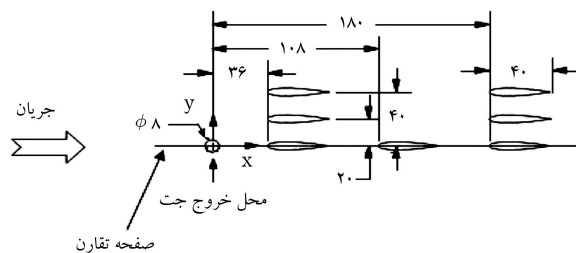
اندازه‌گیری شده، پروفیل‌های فشار سکون و عدد ماخ در شکل ۶ نشان داده شده است. جدول ۲ نیز شرایط این آزمایش‌ها را نشان می‌دهد (اعداد رینولدز جدول براساس قطر خروجی جت محاسبه شده‌اند). با توجه به شرایط بیان شده در جدول ۲، جت در تمام حالت‌ها فرومنیست است. شایان ذکر است که انتخاب  $M_\infty$  و  $J$ ، با توجه به محدودیت اعمال شده، به دلیل اثرات انسدادی ناشی از به‌کارگیری دیواره‌های صلب در مقطع آزمون تونل صورت گرفته است.

#### ۴. تحلیل عدم قطعیت

از آنجا که آزمایش‌ها در چندین نوبت و در ساعات مختلف انجام شده، دما و فشار هوای محیط در حین انجام این آزمایش‌ها در نوسان بوده است. برای تعیین عدم قطعیت ناشی از این نوسانات، یک تحلیل عدم قطعیت بر روی نتایج حاصله انجام گرفته است. این تحلیل که با استفاده از چند اجرای تکراری تونل در شرایط اسمی جریان انجام شده، بر روی فشارهای اندازه‌گیری شده روی صفحه‌ی تخت صورت گرفته است. نتایج حاصل از این تحلیل نشان می‌دهد که عدم قطعیت ضریب فشار



شکل ۶. پروفیل لایه‌ی مرزی اندازه‌گیری شده در تونل باد.



شکل ۴. مکان‌های انتخاب شده برای نصب بالک بر روی صفحه‌ی تخت (اندازه‌ها برحسب میلی‌متر است).

طبقات ریک به صورت موازی با کف تونل و به فاصله ۱۶ میلی‌متر از یکدیگر روی سیستم انتقال ریک، که در جهت  $Z$  حرکت می‌کند، نصب شده است. شکل ۵ شمایی از این تنظیمات آزمایشگاهی را نشان می‌دهد. پروپ‌های مذکور به یک سری حساسه‌های دیفرانسیلی متصل شده است. همچنین، برای اخذ اطلاعات از یک رایانه‌ی پنتیوم معمولی و یک برد A/D استفاده شده است.

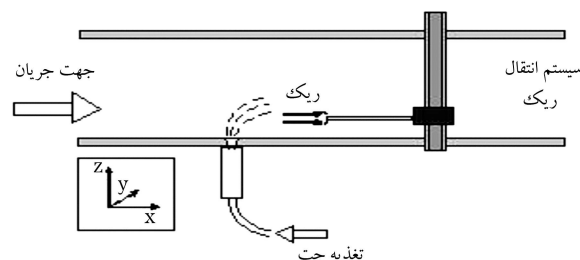
#### ۳. شرایط آزمایش

برای انجام آزمون‌های مورد نظر، شرایط آزمایش‌ها به گونه‌ای انتخاب شده که در شرایط پروازی پرنده‌های گذر صوتی که از جت مافوق صوت برای کنترل وضعیت و یا غلت استفاده می‌کنند، کاربرد داشته باشد. در آزمایش‌های جاری عدد ماخ اسمی، فشار سکون و عدد رینولدز جریان آزاد در مقطع آزمون به ترتیب  $0.7$ ،  $85 \text{ kPa}$  و  $9.9 \times 10^{-6} \text{ m}$  بوده و ثابت نگه داشته شدند. عدد ماخ جت خروجی نیز در این آزمایش‌ها  $2.5$  بوده است. برای به دست آوردن دامنه‌ی از نسبت‌های فشار دینامیکی جت به جریان جانبی ( $J$ ) — که طبق رابطه‌ی زیر تعریف می‌شود — فشار سکون جت تغییر داده شده است.

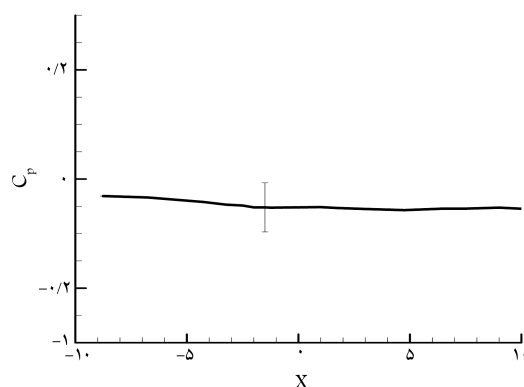
$$J = \frac{\gamma_j p_e M_j^2}{\gamma_j p_w M_\infty^2}$$

همچنین، هوای تونل باد و منبع تأمین‌کننده‌ی هوای جت در این آزمایش‌ها گرم نشده‌اند و بنابراین دمای کل هوای تونل باد و جت با توجه به شرایط آزمایشگاه بین  $298$  تا  $310$  درجه‌ی کلوین در نوسان بوده است.

ضخامت لایه‌ی مرزی مقطع کاری تونل (در حالتی که هیچ‌گونه تزریق جانبی در تونل وجود نداشت) با استفاده از لوله‌ی پیتواستندارد که در فاصله‌ی  $50$  میلی‌متری واقع در بالادست محور نازل و در کف مقطع آزمون تونل نصب شده برای عدد ماخ  $M = 0.7$  اندازه‌گیری شده است. داده‌های به دست آمده نشان می‌دهد که این ضخامت  $\delta = 26 \text{ mm}$  ( $3/2D$ ) است. برای اطلاعات بیشتر در مورد لایه‌ی مرزی



شکل ۵. شمایی از تنظیمات تونل باد برای انجام آزمایش‌ها.



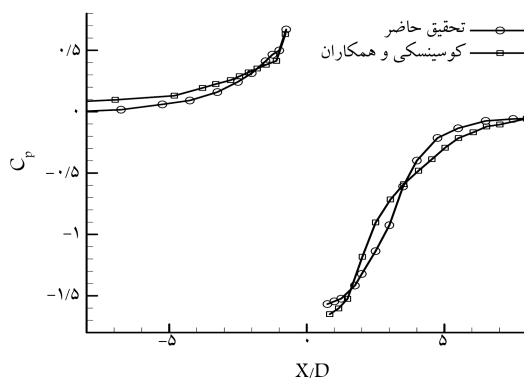
شکل ۷. تغییرات ضریب فشار در امتداد دیواره‌ی تونل باد.

در حد  $\Delta C_P = \pm 0.045$  است. یادآور می‌شود که عدم قطعیت موجود در ابزار اندازه‌گیری نیز در محاسبه‌ی عدم قطعیت لحاظ شده است. در این تحلیل فاصله‌ی اعتماد ۹۵٪ با استفاده از توزیع  $t$  دانشجو به دست آمده است. در مورد این روش اطلاعات کاملی در دیگر منابع موجود است.<sup>[۱۲]</sup> شکل ۷ توزیع  $C_P$  در امتداد دیواره را همراه با عدم قطعیت محاسبه‌شده به نمایش گذاشته است. این نمودار مقدار متوسط حاصل از چندین اجرای مستقل تونل باد است. روند کاهشی  $C_P$  در امتداد تونل نشان می‌دهد که لایه‌ی مرزی تونل در حال رشد است. البته ضریب فشار در تمامی مسیر منفی است که حاصل اندازه‌گیری فشار مرجع دیواره در نقطه‌ی در بالادست است. همچنین، تحلیل عدم قطعیت برای پروپ‌های فشار نیز انجام گرفته که نتیجه‌ی آن همان عدم قطعیت  $\Delta C_P = \pm 0.045$  را نشان می‌دهد.

## ۵. نتایج و بحث

برای بررسی اثرات متقابل اندرکنش جت در جریان جانبی با بالک واقع در پایین دست این اندرکنش، تعدادی آزمایش تجربی انجام گرفته و در آن تأثیرات موقعیت بالک و نسبت فشار دینامیکی مورد بررسی قرار گرفته است.

در این تحقیق برای اطمینان از نتایج، فشار ایستای بالادست و پایین دست نازل اندازه‌گیری و نتایج آن با نتایج موجود<sup>[۱۳]</sup> مقایسه شده است (شکل ۸). نکته‌ی قابل ذکر این که داده‌های پیشین<sup>[۱۳]</sup> در شرایط  $M_\infty = 0.75$  و  $M_j = 2.5$ ،  $\delta/D = 3/5$  و  $J = 16.7$  به دست آمده در حالی که این تحقیق در شرایط  $M_\infty = 0.7$  و  $\delta/D = 3/2$ ،  $M_j = 2.5$  و  $J = 16.7$  انجام و نتایج یادشده حاصل شده است. چنان که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، نمودارهای ضریب فشار در



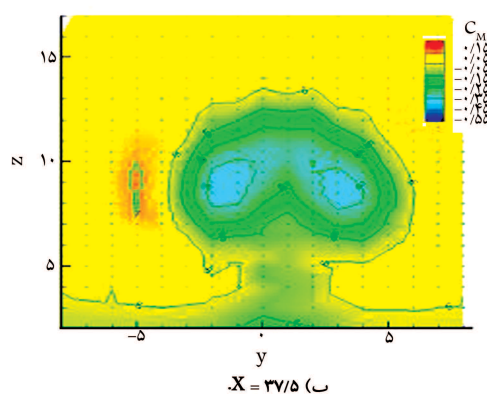
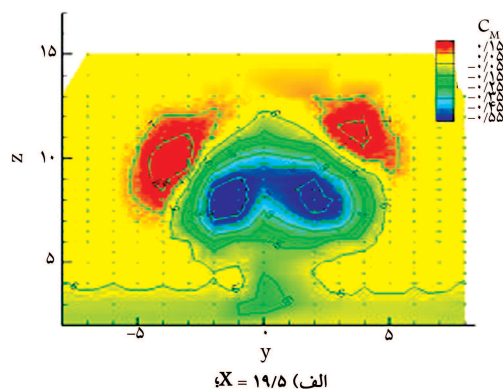
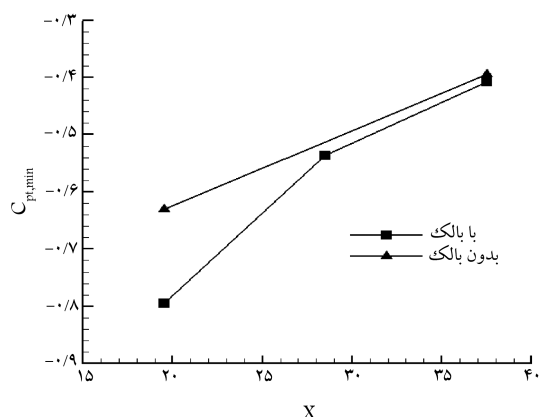
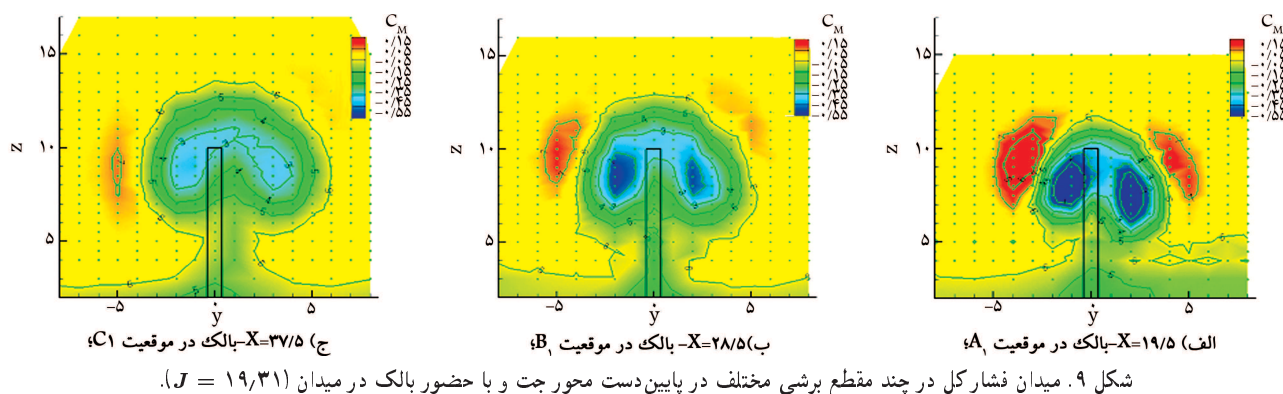
شکل ۸. مقایسه‌ی توزیع فشار در امتداد محور  $X$ .

بالادست جت ( $X < 0$ ) از تطابق خوبی برخوردارند، ولی در پایین دست ( $X > 0$ ) جت اختلافات اندکی دیده می‌شود. به نظر می‌رسد اختلافات موجود در شرایط دو آزمایش (عدد ماخ جریان آزاد، ضخامت لایه‌ی مرزی و نسبت فشار دینامیکی) عامل اصلی این اختلافات باشد.<sup>[۱۵، ۱۴]</sup>

## ۶. اثرات موقعیت طولی بالک

در این آزمایشات بالک در سه موقعیت طولی مختلف نصب و میدان فشار کل در فاصله‌ی به اندازه‌ی دو برابر وتر بالک در پایین دست آن اندازه‌گیری شده است. این سه موقعیت از صفحه‌ی تقارن هندسی نیز هیچ‌گونه فاصله‌ی عرضی نداشتند. نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی در این آزمایش‌ها به صورت ثابت و برابر  $19/31$  تنظیم شد.

در شکل ۹ الف شاهد میدان فشار کل در یک مقطع برشی در پایین دست بالک هستیم که در موقعیت  $A1$  (جدول ۱) نصب شده است ( $X = 19/5$ ). شکل ۹ ب و شکل ۹ ج نیز به ترتیب میدان فشار کل در پایین دست بالک را که در دو موقعیت دیگر  $B1$  و  $C1$  قرار داده شده ( $X = 28/5$  و  $X = 37/5$ ) نشان می‌دهند. از مقایسه‌ی این سه شکل با شکل ۱۰ الف و شکل ۱۰ ب -- که میدان فشار کل را در دو مقطع برشی  $X = 19/5$  و  $X = 37/5$  و بدون حضور بالک نشان می‌دهند -- می‌توان دریافت که جابه‌جایی بالک به‌طور کلی در امتداد صفحه‌ی تقارن تغییرات عمده‌ی را روی ساختار گردابه‌ی درون جریان ایجاد نمی‌کند و گردابه‌ها به راحتی از کنار بالک عبور می‌کنند. از مقایسه‌ی دقیق تر نتایج حاصل از حضور و عدم حضور بالک در نواحی نزدیک به جت (موقعیت  $A1$ ) -- که در شکل‌های ۹ الف و ۱۰ الف نشان داده شده -- می‌توان دریافت که ضریب فشار کل درون گردابه‌ها، در حالتی که بالک درون میدان قرار دارد، کاهش می‌یابد به‌طوری که  $C_{P_{t, min}}$  درون گردابه‌ها  $0.57$  -- در حالت بدون بالک به  $0.75$  -- با حضور بالک در میدان کاهش می‌یابد (شکل ۹)؛ این نکته نشان‌دهنده‌ی تقویت گردابه‌ها در اثر حضور بالک در میدان است.<sup>[۱۶]</sup> (شکل‌های ۹ تا ۱۱). با توجه به شکل ۹ مشاهده می‌شود که نامتقارنی گردابه‌ها نیز زیاده‌تر شده است (شکل ۹ الف)؛ این عدم تقارن گردابه‌ها و جابه‌جایی آن‌ها به سمت راست، که در شرایط بدون حضور بالک نیز دیده می‌شود، در مطالعات قبلی هم مشاهده شده است.<sup>[۱۰]</sup> این پدیده احتمالاً ناشی از وجود یک زاویه‌ی سمت بسیار کوچک در مقطع آزمون تونل باد (که حذف آن غیر ممکن است) و اثرات ناشی از ناهمگن بودن جریان آزاد است. همچنین اندازه، موقعیت و شکل توده‌ی پرفشار سمت راست نیز تحت تأثیر قرار گرفته است. از مقایسه‌ی گردابه‌ی سمت راست در شکل‌های ۹ الف و ۱۰ الف مشاهده می‌شود که بر اثر حضور بالک، این گردابه بزرگ‌تر شده و حتی لایه‌ی مرزی سمت خود را نیز تحت تأثیر قرار داده است. مقایسه‌ی  $C_{P_{t, max}}$  درون توده‌ی جت سمت چپ در این دو حالت نیز حاکی از تغییرات ناچیز آن در حد دقت‌های اندازه‌گیری است، در حالی که وسعت و فشار درون توده‌ی پرفشار سمت راست کاهش یافته است. به علاوه، در  $Y = 0$  و  $Z < 6$  جایی که ترکیب دنباله‌ی جت و بالک مشاهده می‌شود، با حضور بالک در میدان تغییر قابل ملاحظه‌ی در میدان فشار کل مشاهده نمی‌شود. با بررسی دقیق تر نتایج به دست آمده از حضور بالک در فواصل دور دست واقع در پایین دست جت (شکل ۹ ج و شکل ۱۰ ب) می‌توان مشاهده کرد که تغییرات کمینه فشار کل درون گردابه‌ها در دو شکل ناچیز است. از این نتایج می‌توان دریافت که اثرات حضور بالک در راستای  $X$  و در صفحه‌ی تقارن بیشتر به صورت تقویت گردابه‌ها در نواحی



شکل ۱۰. میدان فشار کل در چند مقطع برشی مختلف در پایین دست جت و بدون حضور بالک در میدان ( $J = 19/31$ ).

نزدیک به جت است و به تدریج با فاصله گرفتن از محل تخلیه‌ی جت این اثرات از بین می‌رود.

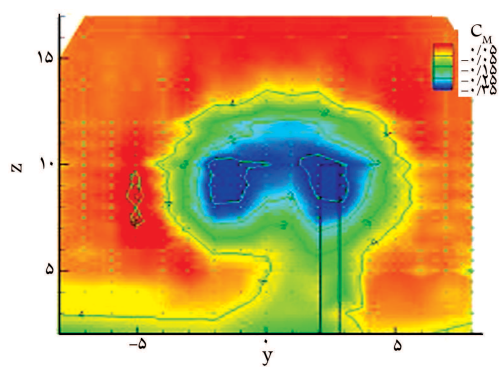
## ۷. اثرات موقعیت عرضی بالک

با قراردادن بالک در یک موقعیت دیگر در ناحیه‌ی نزدیک به محل تخلیه‌ی جت با فاصله‌ی عرضی  $2/5D$  از صفحه‌ی تقارن (موقعیت A۲)، میدان جریان کاملاً دگرگون می‌شود. نتایج حاصل از اندازه‌گیری فشار کل در پایین دست بالک (شکل ۱۲الف) نشان می‌دهد که به دلیل حضور بالک در مقابل گردابه‌ی سمت راست، این گردابه کاملاً از بین رفته است. از مقایسه‌ی این شکل با شکل ۱۰الف نیز چنین برمی‌آید که گردابه‌ی سمت چپ به شدت بزرگ شده و ضریب فشار کل کمینه

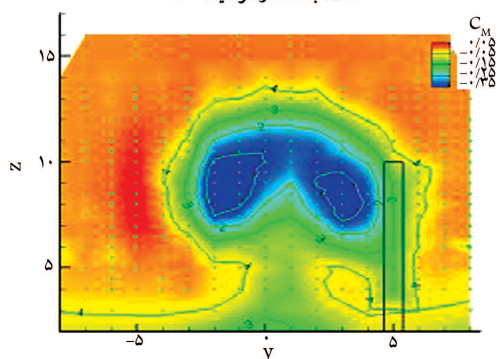
( $C_{Pt,min}$ ) درون این گردابه نیز نسبت به حالتی که بالک وجود ندارد از  $0/57$  به  $0/76$  کاهش یافته است؛ این نکته بیانگر افزایش قدرت گردابه‌ی مذکور است. مقایسه‌ی توده‌های پرفشار جت در دو حالت با و بدون بالک نشان می‌دهد که توده‌ی پرفشار سمت چپ بزرگ‌تر و اندکی نیز تقویت شده و به بالای گردابه‌ی سمت چپ نقل مکان کرده است. البته این پدیده می‌تواند به دلیل از بین رفتن گردابه‌ی سمت راست و در نتیجه، کم شدن فرازش بین دو گردابه باشد. همچنین مشاهده می‌شود که توده‌ی پرفشار سمت راست نیز تقریباً از بین رفته است؛ البته باقی‌مانده‌ی این توده توانسته دنباله‌ی ناشی از بالک را در ناحیه‌ی واقع در حد فاصل  $8 < Z < 10$  و  $Y = 2/5$  از بین ببرد. به علاوه، مشاهده می‌شود که در این حالت توزیع فشار در سمت چپ بالک به شدت تحت تأثیر این گردابه‌ی بزرگ است.

در ادامه، بالک در موقعیتی دیگر در ناحیه‌ی نزدیک به جت و با فاصله‌ی عرضی  $5D$  از خط تقارن قرار داده شد (موقعیت A۳) تا اثرات حضور بالک در این حالت بر روی میدان جریان مورد بررسی قرار گیرد. نتایج حاصل از اندازه‌گیری فشار کل در پایین دست بالک (شکل ۱۲ب) نشان می‌دهد که میدان جریان در این حالت مانند حالت قبل چندان دستخوش تغییرات اساسی نشده است. البته با مقایسه‌ی دقیق شکل ۱۲ب و شکل ۱۰الف مشاهده می‌شود که گردابه‌ی سمت راست به علت حضور بالک به طرف چپ منحرف و اندکی متراکم‌تر شده است. در این رابطه می‌توان به رد پای گردابه‌ی سمت راست در محدوده‌ی  $4 < Y < 10$  در شکل ۱۰الف اشاره کرد؛ این اثر در شکل ۱۲ب مشاهده نمی‌شود.

اثرات دنباله‌ی بالک را می‌توان در شکل ۱۲ب در محدوده‌ی  $5 < Y$  و

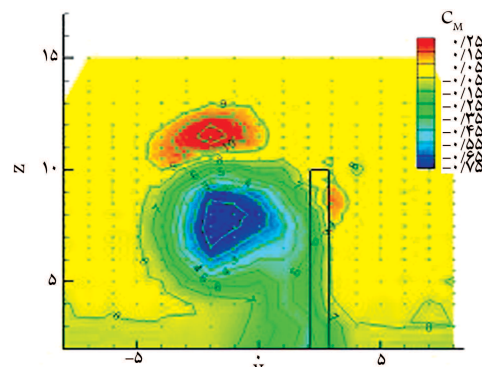


الف) بالک در موقعیت C۲؛

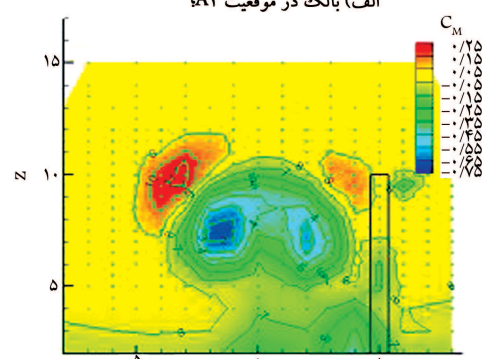


ب) بالک در موقعیت C۳.

شکل ۱۳. میدان فشار کل در مقطع برشی  $X = ۳۷/۵$  در پایین دست بالک در نواحی دور دست جت ( $J = ۱۹/۳۱$ ).



الف) بالک در موقعیت A۲؛



ب) بالک در موقعیت A۳.

شکل ۱۲. میدان فشار کل در مقطع برشی  $X = ۱۹/۵$  در پایین دست بالک در نواحی نزدیک به جت ( $J = ۱۹/۳۱$ ).

( $X > ۲۵$ ) حضور بالک میدان جریان را تحت تأثیر قرار نمی دهد. نباید فراموش کرد که در دو حالت اخیر به علت برخورد نواحی نزدیک به نوک بالک با گردابه‌ای سمت راست، احتمال تغییر توزیع فشار روی بالک در این نواحی همچنان وجود دارد.

## ۸. اثرات نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی

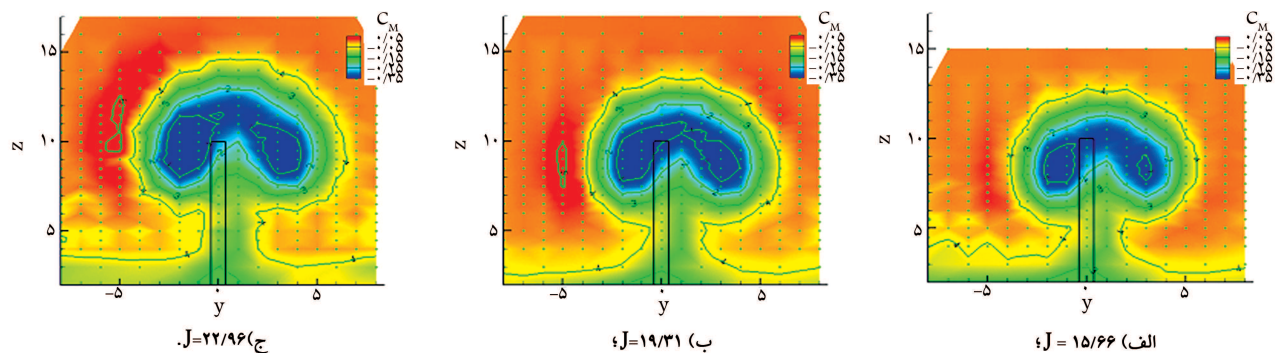
از مطالب پیشین چنین دریافت شد که با حضور بالک در دور دست ( $X > ۲۵$ )، اثرات متقابل جت و بالک کم است. لذا برای تعمیم این نتایج، اثرات نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی ( $J$ ) که یکی از پارامترهای تأثیرگذار بر اندرکنش جت و جریان جانبی است،<sup>[۱۱]، [۱۰]</sup> مورد بررسی قرار گرفته است. در این راستا، بالک در موقعیت C۱ نصب و میدان فشار کل در پایین دست آن در چند  $J$  مختلف اندازه‌گیری شد. از مقایسه‌ی نتایج به دست آمده (شکل ۱۴) با نتایج بدون بالک (شکل ۱۵) می‌توان دریافت که در نسبت‌های فشار دینامیکی آزمایش شده، علی‌رغم بزرگ‌تر شدن و قوی‌تر شدن گردابه‌ها و نیز نفوذ بیشتر آن‌ها به درون جریان جانبی، حضور یا عدم حضور بالک اثر چندانی بر میدان جریان و به‌خصوص گردابه‌های درون جریان نمی‌گذارد. این موضوع را در جدول ۳ نیز که تغییرات  $C_{pt, min}$  و  $C_{pt, max}$  را نشان می‌دهد می‌توان مشاهده کرد. مقایسه‌ی دقیق‌تر شکل ۱۴ الف و شکل ۱۵ الف و نیز شکل ۴ ب و شکل ۱۵ ب نشان می‌دهد که گردابه‌ها در این دو حالت — که قسمت‌های بیشتری از بالک با این گردابه‌ها در تماس است — از رشد بیشتری برخوردار شده‌اند، در حالی که در  $J = ۲۲/۹۶$  این رشد کم‌تر است.

$۲ < Z < ۷$  مشاهده کرد که در  $Z$ های بزرگ‌تر از ۷ این دنباله به علت نفوذ توده‌ی پرفشار در درون آن از بین رفته است. در محدوده‌ی  $۳ < Y < ۵$  و  $۲ < Z < ۴$  نیز منطقه‌ی با فشار کل پایین دیده می‌شود که احتمالاً ناشی از تشکیل گردابه‌ی در پایین بالک و تقویت آن توسط گردابه‌ی سمت راست است. در محدوده‌ی  $۵ < Y < ۷$  و  $۹ < Z < ۱۰$  نیز یک توده‌ی کم فشار دیگر مشاهده می‌شود.

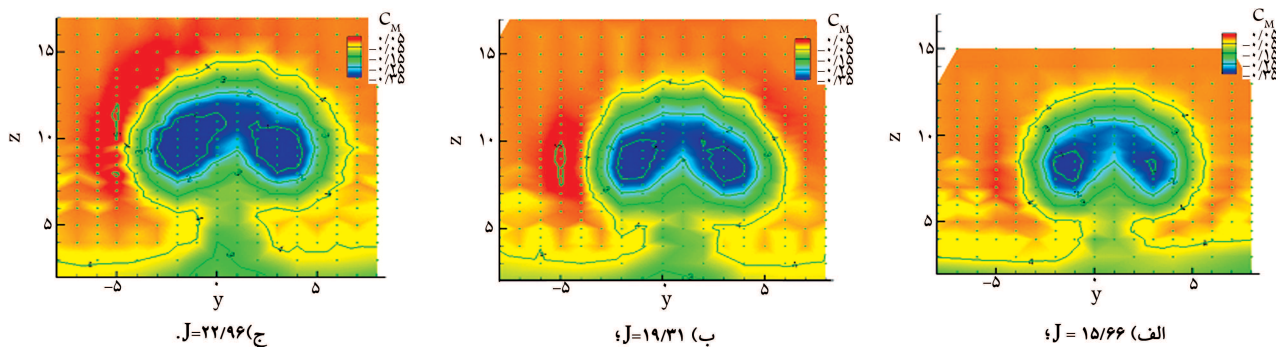
به نظر می‌رسد این توده نیز بر اثر تشکیل گردابه‌ی کوچک در نوک بالک و ریزش آن در پایین دست جریان باشد. نکته‌ی قابل تأمل دیگر این که توده‌ی پرفشار سمت راست بر اثر حضور بالک و ورود دنباله‌ی بالک به درون آن، کوچک‌تر شده و ضریب فشار درون آن نیز کاهش یافته است.

برای بررسی بیشتر اثرات فاصله‌ی عرضی بالک از صفحه‌ی تقارن بر میدان جریان، بالک مورد نظر در دو موقعیت دیگر در دور دست ( $X = ۲۵$ ) و با دو فاصله‌ی عرضی  $۲/۵D$  و  $۵D$  از صفحه‌ی تقارن (موقعیت C۲ و C۳) قرار داده شد و میدان فشار در پشت بالک در هر حالت به‌طور جداگانه اندازه‌گیری شد. براساس نتایج حاصله، در این دو حالت علی‌رغم حضور بالک در میدان که رد پای آن نیز در شکل ۱۳ الف و ب در پایین گردابه‌ی سمت راست به‌ترتیب در  $Y = ۲/۵$  و  $Y = ۵$  مشاهده می‌شود، میدان جریان از حضور بالک چندان متأثر نبوده و تغییرات  $C_{pt, min}$  درون گردابه‌ها نیز در حد دقت‌های اندازه‌گیری است. البته، مقایسه‌ی دقیق‌تر شکل ۱۳ ب و شکل ۱۰ ب نشان می‌دهد که گردابه‌ی سمت راست بر اثر حضور بالک، اندکی متراکم‌تر و به سمت چپ رانده شده است.

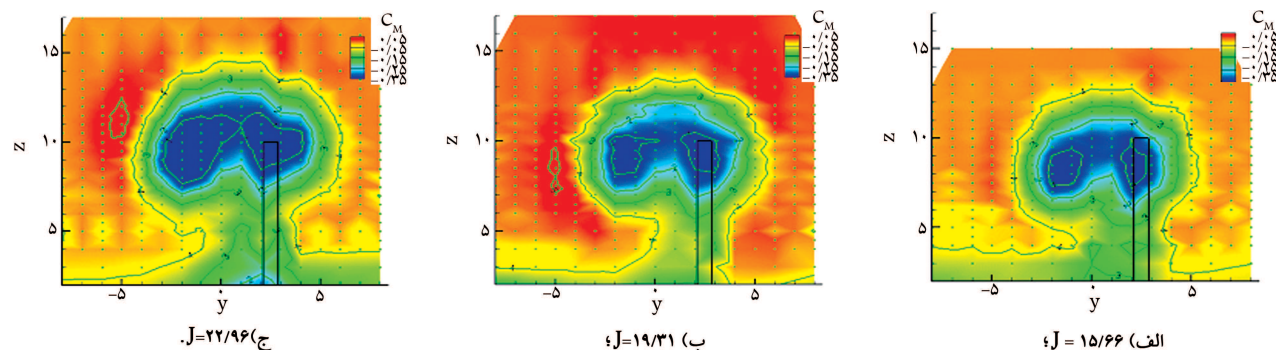
با توجه به نتایج به دست آمده می‌توان دریافت که در نواحی دور دست از جت



شکل ۱۴. اثرات  $J$  بر میدان فشار کل در فاصله  $X = 37/5$  از محور جت و با حضور بالک در موقعیت  $C2$ .



شکل ۱۵. اثرات  $J$  بر میدان فشار کل در فاصله  $X = 37/5$  از محور جت و بدون حضور بالک در میدان.



شکل ۱۶. اثرات  $J$  بر میدان فشار کل در فاصله  $X = 37/5$  از محور جت و با حضور بالک در موقعیت  $C2$ .

در ادامه‌ی بررسی اثرات  $J$ ، در حالی که بالک در موقعیت  $C2$  نصب شد، میدان فشار کل پایین‌دست آن اندازه‌گیری شد. مقایسه‌ی نتایج به دست آمده (مقایسه‌ی شکل ۱۶ با شکل ۱۵) نشان می‌دهد که علی‌رغم عدم تغییر  $CP_{t,min}$  درون گردابه‌ها (جدول ۳) و حفظ ساختار کلی جریان برخلاف آنچه که در حالت  $A2$  رخ داد، با افزایش  $J$  گردابه‌ها به درون جریان جانبی نفوذ کرده‌اند. ضمناً در تمامی  $J$ ‌های آزمایش شده افزایش آشفتگی گردابه‌ی سمت راست همراه با نفوذ بیشتر آن به درون جریان جانبی به دلیل حضور بالک همچنان مشاهده می‌شود.

در شرایط  $J = 15/66$  گردابه‌ی سمت راست با حضور بالک اندکی بزرگ‌تر شده است. در اینجا می‌توان به این نکته اشاره کرد که اگرچه حضور یا عدم حضور بالک در نواحی دور دست اثر چندانی بر میدان جریان فشار ندارد، به‌منظور پرهیز از اثرات احتمالی میدان بر توزیع فشار نواحی انتهایی بالک، نسبت  $J$  و طول

جدول ۳. تأثیر حضور و عدم حضور بالک بر ضریب فشار کل کمینه و بیشینه‌ی میدان فشار کل در پایین دست بالک.

| موقعیت بالک | $J$   | $CP_{t,min}$ | $CP_{t,max}$ |
|-------------|-------|--------------|--------------|
| $C1$        | ۱۵/۶۶ | -۰/۳۹        | ۰/۰۳         |
| $C1$        | ۱۹/۳۱ | -۰/۴۱        | ۰/۰۶         |
| $C1$        | ۲۲/۹۶ | -۰/۴۶        | ۰/۰۶         |
| بدون بالک   | ۱۵/۶۶ | -۰/۳۸        | ۰/۰۲         |
| بدون بالک   | ۱۹/۳۱ | -۰/۳۹        | ۰/۰۶         |
| بدون بالک   | ۲۲/۹۶ | -۰/۴۷        | ۰/۰۶         |
| $C2$        | ۱۵/۶۶ | -۰/۳۹        | ۰/۰۲         |
| $C2$        | ۱۹/۳۱ | -۰/۰۴        | ۰/۰۶         |
| $C2$        | ۲۲/۹۶ | -۰/۴۸        | ۰/۰۸         |

بالک بهتر است به گونه‌ای انتخاب شوند که کم‌ترین تداخلات را با یکدیگر داشته باشند.

## ۹. نتیجه‌گیری

در این تحقیق اثرات یک بالک بر میدان گردابه‌ی ناشی از تخلیه‌ی متعامد یک جت مافوق صوت در جریان جانبی مادون صوت تراکم‌پذیر در پایین دست محل تخلیه‌ی جت مورد بررسی قرار گرفته است. عدد ماخ جریان آزاد و جت تخلیه‌شده در جریان آزاد در تمامی نتایج به دست آمده ثابت و به ترتیب برابر با ۷/۰ و ۵/۲ بوده است. پارامترهای مورد بررسی در این تحقیق شامل موقعیت بالک نسبت به محل تخلیه‌ی جت و نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی اند.

نتایج حاصل از این آزمایش‌ها نشان می‌دهند که اثرات حضور بالک در امتداد صفحه‌ی تقارن و در نواحی نزدیک به جت بیشتر به صورت تقویت جفت گردابه‌ی چرخان است و با فاصله گرفتن از محل تخلیه‌ی جت به تدریج این اثرات از بین می‌رود. حضور بالک در نواحی نزدیک به جت با یک فاصله‌ی عرضی موجب تداخل گردابه‌ها و بالک، و گاهی نیز موجب از بین رفتن یکی از گردابه‌های غالب درون میدان می‌شود. در حالی که در نواحی دوردست، این فاصله‌ی عرضی تغییرات اساسی بر میدان جریان نمی‌گذارد و بیشتر به صورت ایجاد آشفتگی و بزرگ‌تر شدن توده‌ی مرکزی گردابه‌ی درگیر با بالک مشاهده می‌شود. نتایج نشان می‌دهند که با افزایش نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی در نواحی دوردست، گردابه‌ها به تدریج به درون جریان جانبی نفوذ کرده‌اند. همچنین در همه‌ی نسبت‌های فشار دینامیکی مورد آزمایش، افزایش آشفتگی گردابه‌ی درگیر با بالک همچنان مشاهده می‌شود.

## فهرست علائم

- $C$ : طول وتر  
 $C_P$ : ضریب فشار  
 $D$ : قطر مقطع خروجی نازل ( $D = 8 \text{ mm}$ )  
 $J$ : نسبت فشار دینامیکی جت به جریان جانبی  
 $M$ : عدد ماخ  
 $P$ : فشار  
 $Re$ : عدد رینولدز  
 $x, y, z$ : محورهای مختصات  
 $X, Y, Z$ : فرم بی بعد محورهای مختصات ( $x/D, y/D, z/D$ )

## علائم یونانی

- $\gamma$ : نسبت گرمای ویژه  
 $\delta$ : ضخامت لایه مرزی

## زیر نویس

- $\infty$ : مقدار جریان جانبی  
 $z$ : مقدار جت  
 $w$ : مقدار روی دیوار  
 $e$ : مقدار در خروجی نازل  
 $t$ : مقدار سکون

## پانویس

1. counter rotating vortex pair (CRVP)
2. trisonic

## منابع (References)

1. Dormieux, M. and Marsaa-Poey, R. "Numerical assessment of aerodynamic interactions on missiles with transverse jet control", *Computational and Experimental Assessment of Jets in Cross Flow*, AGARD CP 534, pp. 30.1-30.11 (1993).
2. Cassel, L.A., "Applying jet interaction technology", *J. Spacecraft and Rockets*, **40**(4), pp. 523-537 (2003).
3. Srivastava, B., "Aerodynamic performance of supersonic missile body- and wing tip-mounted lateral jets", *J. Spacecraft and Rockets*, **35**(3), pp. 278-286 (1998).
4. Brandeis, J. and Gill, J. "Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations", *J. Spacecraft and Rockets*, **35**(3), pp. 296-302 (1998).
5. Graham, M.J.; Weinacht, P. and Brandeis, J. "Numerical investigation of supersonic jet interaction for axisymmetric bodies", *J. Spacecraft and Rockets*, **37**(5), pp. 675-683 (2000).
6. Margason, R.J. "Fifty years of jet in cross flow research", *Computational and Experimental Assessment of Jets in Cross Flow*, CP-534, AGARD, pp. 1.1-1.41 (1993).
7. Kelso, R.M.; Lim, T.T. and Perry, A.E. "An experimental study of round jets in crossflow", *J. of Fluid Mechanics*, **306**, pp. 111-144 (1996).
8. McCann, G.J. and Bowersox, R.D.W. "Experimental investigation of supersonic gaseous injection into a supersonic freestream", *AIAA J.*, **34**(2), pp. 317-323 (1996).
9. Santiago, J.G. and Dutton, J.C. "Velocity measurements of a jet injected into a supersonic crossflow", *J. of Propulsion and Power*, **13**(2), pp. 264-273 (1997).
10. Beresh, S.J.; Henfling, J.F. and Erven, R.J. "Stereo-scopic PIV for crossplane vorticity measurement of a su-

- persononic jet in subsonic compressible crossflow", *AIAA*, Paper 2004-2181 (2004).
11. Beresh, S.J.; Henfling, J.F.; Erven, R.J. and Spillers, R.W. "Penetration of a transverse supersonic jet into a subsonic compressible crossflow", *AIAA J.*, **43**(2), pp. 379-389 (2005).
12. Arabzadeh, B. and Nikoukar M. "Applied probability & statistics", 3rd Edition, Azadeh Publications, (1994).
13. Chocinski, D.; Leblanc, R. and Hachemin J., "Experimental/computational investigation of supersonic jet in subsonic compressible crossflow", *AIAA*, Paper 97-0714 (1997).
14. Taeibi-Rahni, M.; Soltani, M.R. and Hojaji, M. "Investigation of supersonic jet into high subsonic crossflow", In *Proceedings of the 7th Iranian Aerospace Society Conference*, Sharif University of Technology, Tehran, Iran (2008).
15. Hojaji, M.; Soltani, M.R. and Taeibi-Rahni, M. "New visions in experimental investigations of a supersonic under-expanded jet into a high subsonic crossflow", *Proc. I Mech E, Part G: J. Aerospace Engineering*, **224**, (2010).
16. 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).