

Numerical Investigation of side Jet Injection in Subsonic Flow and Its Validation with Wind Tunnel Experiments

Mostafa Ghadak¹ , Farhad ghadak^{2*} , Abdolali Haghiri³ , Sajjad Dorosti⁴

¹ Master's degree, Imam Hussein (AS) University, Tehran, Iran. Email Address: mostafa.gh815@chmail.ir

² Associate Professor, Imam Hussain University, Tehran, Iran. (Correspondence:Email Address: fghadak@ihu.ac.ir)

³ Assistant Professor, Imam Hussain University, Tehran, Iran. Email Address: ahaghir@ihu.ac.ir

⁴ Master's degree, Imam Hussein (AS) University, Tehran, Iran. Email Address: sdorosti@ihu.ac.ir

ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research Paper

Received: 3 December 2025

Received in revised form: 20 January 2026

Accepted: 2 February 2026

Available online: 20 February 2026

Keywords:

Wind tunnel testing

Sonic jet Injection

Numerical study

Aerodynamic coefficients

Side jet

ABSTRACT

At low speeds and high altitudes, the aerodynamic control surfaces of flight vehicles tend to perform inadequately. Jet control injection is considered an effective alternative in such conditions. Due to the injection of high-speed gas, the aerodynamic flow field around the vehicle undergoes significant changes, making it necessary to re-evaluate the flow characteristics. In this study, both numerical and experimental investigations are conducted to examine the effect of control jet injection on aerodynamic coefficients and pressure distribution in the injection regions of a missile at Mach 0.5. The experimental analysis includes Schlieren imaging in the wind tunnel. Experimental data were obtained for both injection-on and injection-off cases and compared with numerical simulations. The results indicate an increase in drag coefficient due to jet injection, while lift and pitching moment coefficients show no significant change. The findings demonstrate that the jet control system performs effectively, and the flow instabilities introduced by the injection are minimal, making this method a viable option for flight control.

Cite this article: Ghadak M ,ghadak F, Haghiri F, and Dorosti S, “Numerical Investigation of side Jet Injection in Subsonic Flow and Its Validation with Wind Tunnel Experiments, 2026; Vol(14): 1-13

[DOR: 20.1001.1.23223278.1404.14.2.2.7](https://doi.org/10.23223278.1404.14.2.2.7)



© Author(s) retain the copyright and full publishing rights

Publisher: Imam Hossein University



بررسی عددی تزریق جت جانبی در جریان مادون صوت و اعتبارسنجی آن با تست تونل باد

مصطفی قدک^۱، فرهاد قدک^{۲*}، عبدالعلی حقیری^۳، سجاد درستی^۴

^۱ کارشناسی ارشد، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران. mostafa.gh815@chmail.ir

^۲ دانشیار، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران (نویسنده مسئول). fghadak@ihu.ac.ir

^۳ استادیار، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران. ahagihir@ihu.ac.ir

^۴ کارشناسی ارشد، دانشگاه جامع امام حسین (ع)، تهران، ایران. sdorosti@ihu.ac.ir

چکیده

در سرعت‌های کم و همچنین ارتفاعات بالا سطوح کنترلی آیرودینامیکی پرنده‌ها دارای عملکرد مناسبی نیست. تزریق جت کنترلی یکی از موارد جایگزین در این موارد است. به دلیل تزریق گاز پرسرعت در این موارد، الگوی آیرودینامیکی پرنده به شکل محسوسی دچار تغییر شده که بررسی مجدد میدان جریان را ضروری می‌سازد. در این مقاله، به بررسی عددی و تجربی اثر جت کنترلی بر ضرایب آیرودینامیکی و تغییرات فشاری بر نواحی مورد تزریق یک موشک در ماخ ۰/۵ پرداخته شده و تأثیر تزریق جت در این موارد اندازه‌گیری شده است. بررسی تجربی در تونل شامل تصویربرداری شلرین نیز بوده است. داده‌های تجربی از تست تونل باد در حالت‌های بدون تزریق و با تزریق استخراج و با شبیه‌سازی عددی مقایسه شده است. در ضرایب آیرودینامیک در تزریق جت، ضریب پسا افزایش داشته و ضرایب برآ و گشتاور پیچ تغییر خاصی مشاهده نمی‌شود. نتایج نشان می‌دهد عملکرد سیستم جت کنترلی مناسب بوده و ناپایداری ایجاد شده توسط تزریق جت اندک است و لذا می‌توان به‌خوبی از این روش بر آی کنترل پرنده استفاده نمود.

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۴/۰۹/۱۲

بازنگری: ۱۴۰۴/۱۰/۳۰

پذیرش: ۱۴۰۴/۱۱/۱۳

ارائه آنلاین: ۱۴۰۴/۱۲/۰۱

کلیدواژه‌ها:

تست تونل باد

تزریق جت کنترلی

مطالعات عددی

ضرایب آیرودینامیکی

جت جانبی

استناد: قدک، مصطفی، قدک، فرهاد، حقیری، عبدالعلی، درستی، سجاد. بررسی عددی تزریق جت جانبی در جریان مادون صوت و اعتبارسنجی آن با تست تونل باد. مکانیک سیالات و آیرودینامیک (۱۴۰۴): ۱۴ (۲): ۱-۱۳.

DOR: 20.1001.1.23223278.1404.14.2.2.7

© نویسنده(گان) حق نشر و حقوق کامل انتشار را برای خود محفوظ می‌دارند.

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین(ع).



OPEN ACCESS

۱- مقدمه

علم آیرودینامیک علم بررسی رفتار اجسام در مقابل سیال عبوری از آن است. یکی از مهم‌ترین قسمت‌های این علم، کنترل سطوح آئروپدینامیکی است. سطوح آئروپدینامیکی با حرکت در سطح خود سرعت و شتاب زاویه‌ای در پرنده ایجاد کرده و بدین طریق پرنده را کنترل می‌نمایند، اما این سطوح در سرعت کم و ارتفاع بالا عملاً کارایی ندارند. یکی از روش‌های مرسوم کنترل پرنده در این نواحی، تزریق جت پرفشار در میدان است. کنترل به‌وسیله جت محاسن دیگری مانند کاهش قابل توجه زمان پاسخ را دارا است. البته این روش عیب‌هایی مانند اتمام سوخت جت که بعد از آن پرنده قابل کنترل نبوده و همچنین مشکلات ناشی از جابه‌جایی مرکز جرم (به‌واسطه اتمام مصرف سوخت) و برهم‌کنش جت تزریقی با هوای آزاد و اثرات ناشی از آن را دارا است. کاربرد دیگر تزریق جت زمانی است که سطوح آئروپدینامیکی حضورداشته و جریان دارای فشار دینامیکی مناسبی باشد؛ اما به دلیل مشکلات سازه‌ای سطوح آئروپدینامیکی نمی‌توانند گشتاور لولایی موردنیاز را تحمل کنند. در این موارد نیز جت کنترلی می‌تواند گزینه مناسبی بر آی کمک به سطوح آئروپدینامیکی باشد. روش جت کنترلی، روش مرسوم بر آی کنترل موشک در سرتاسر جهان بوده که می‌توان بر آی مثال به موشک‌های تاد^۱ و آستر^۲ و پک تری^۳ و اشاره کرد.

جت خروجی به سمت جریان بیرونی متقاطع، از اوایل دهه ۱۹۶۰ میلادی تا امروز مورد مطالعه دانشمندان به‌طور آزمایشگاهی و همچنین عددی قرار گرفته است. مطالعات اولیه توسط اورت و فانک [۱] در سال ۱۹۶۷ راجع به جت‌های مافوق صوت و معادل صوت^۴ تزریقی از یک صفحه تخت به جریان آزاد انجام شد. آن‌ها سیال‌های گوناگونی را بر آی جت در نظر گرفته بودند. همچنین ورله و همکارانش [۲] در سال ۱۹۶۷ آزمایش‌های متعددی در مورد جت خارج شونده از روی صفحه تخت در حضور جریان آزاد مافوق صوت انجام دادند و سعی داشتند که روابطی را بر آی تحلیل فشار سطحی و ویژگی‌های ضربه‌های ایجادشده توسعه بدهند. شتس [۳] در سال ۱۹۷۰ هر دو نوع سیال مایع و گاز را به‌عنوان خروجی نازل جت در نظر گرفت و نتایج تحلیلی را با نتایج آزمایشگاهی مقایسه کرد. برندیز و گیل [۴] در سال ۱۹۹۸ پنج هندسه موشکی متفاوت را در هر دو شرایط باجت و بدون جت مورد آزمایش قرار دادند و اعداد ماخ

گوناگونی بر آی جریان آزاد و زوایای حمله مختلفی را در نظر گرفتند. ایشان ضرایب بزرگ‌نمایی^۵ (نیروی آئروپدینامیکی باجت بر نیروی آئروپدینامیکی بدون جت) و جابه‌جایی مرکز فشار موشک تحت حضور جت را مورد بررسی قرار دادند.

سریواستاوا [۵] به بررسی عملکرد آئروپدینامیکی جت‌های جانبی مستقر بر روی بدنه و جت‌های جانبی مستقر بر روی بالک‌ها در موشک‌های مافوق صوت پرداخت. نتایج ایشان نشان می‌دهد که رانشگرهای جت که در راستای بادسو روی بدنه جلویی موشک تعبیه می‌شوند باعث ایجاد فاکتورهای افزایشی (نیروی رانش جت جانبی با جریان آزاد بر نیروی رانش جت جانبی بدون جریان آزاد) کمتر از ۱ (حدود ۰.۵) می‌شوند و این کاهش در اثر برهم‌کنش^۶ شدید بین جریان آزادی که به این سمت می‌آید و جریان جت به وجود می‌آید و باعث ائتلاف چشمگیر فشار مطلوب بر لایه‌های بادسویه^۷ (به لایه‌هایی از هوا یا هر سیال دیگری گفته می‌شود که در معرض مستقیم باد قرار دارند) می‌شود. به‌علاوه جریان جت یک اثر ممانعتی ایجاد می‌کند که تا صفحه‌های بادسویه دم گسترش یافته و باعث کاهش کنترل دم در جهت‌گیری موشک می‌شود. نتایج این مقاله نشان می‌دهد که رانشگرهای جت تعبیه‌شده روی نوک بالک‌ها، فاکتور افزایشی را تا ۱۰۰۶ افزایش می‌دهد و از این‌رو کارایی بهتری نسبت به جت‌های تعبیه‌شده روی بدنه دارد.

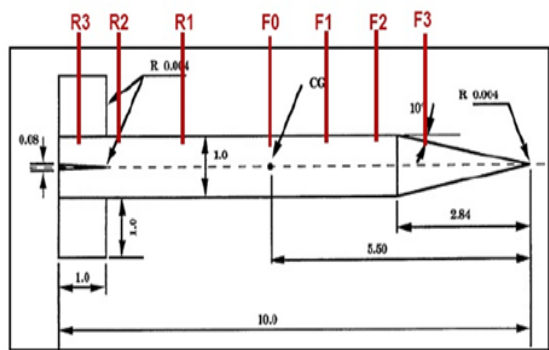
گراهام و همکاران [۶] به بررسی عددی برهم‌کنش جت مافوق صوت به ازای بدنه‌های بالک دار پرداختند. نتایج ایشان نشان می‌دهد، با استفاده از بالک‌های ناوی شکل^۸ (نوعی بالک که به شکل مثلث دلتا هستند. این بالک‌ها به دلیل شکل خاص خود، می‌توانند شوک خمشی را به‌طور مؤثرتری کنترل کنند و از پیچیدن آن به دور بدنه موشک جلوگیری کنند)، شوک خمشی ناشی از جت به دور بدنه موشک نمی‌پیچد و به این ترتیب بستری بر آی رفتن جریان پرفشار به سمت پایین بدنه ایجاد می‌کند. ایشان در این تحقیق نشان دادند، استفاده از فن‌های عددی در طراحی سامانه‌های کنترلی جت و بر آی عیب‌شناسی جریان که امکان آن در آزمایشگاه وجود ندارد، ابزار پیش‌بینی‌کننده مناسبی است. پارامترهای متفاوت این تحقیق عبارت است از: اعداد ماخ ۲، ۴، ۵ و ۸ و زوایای حمله بین ۱۰- تا ۱۰+ درجه. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که وجود بالک‌های ناوی شکل، نیروی کنترلی را افزایش می‌دهد و این امر امکان استفاده از جت‌های

⁵ Magnification Factor⁶ Augmentation Factor⁷ Windward layers⁸ Delta-shaped fins¹ TAHHID² ASTER³ PAC3⁴ Transonic

آسوین و چاکرابورتی [۱۱] به بررسی عددی برهم کنش جت جانبی با جریان آزاد مافوق صوت پرداختند. ایشان اثرات متقابل جت بر آی جریان بیرونی را با حل معادلات ناویر - استوکس سه بعدی و با استفاده از مدل توربولانسی SST مطالعه کرده و تأثیر پارامترهایی چون زاویه حمله، نسبت فشار جت به جریان آزاد، و تعداد جت‌ها را در نظر گرفتند. نتایج ایشان نشان می‌دهد که تولید گشتاور پیچ به دلیل پیدایش ناحیه کم فشار در پایین دست نازل جت اتفاق می‌افتد و همچنین نیروی لیفت و گشتاور پیچ با نسبت فشار جت رابطه خطی دارد.

عگسراوگلو و آگسول [۱۲] اثر جت جانبی را بر روی ساختارهای موشکی شکل در جریان بیرونی مافوق صوت و جت صوتی به طور عددی و آزمایشگاهی بررسی کردند. ایشان از نرم افزار دینامیک سیالات محاسباتی فلونت بر آی قسمت عددی و از آزمایش تونل باد برای قسمت آزمایشگاهی استفاده کردند. مدل توربولانسی $k - \epsilon$ را در نظر گرفتند و همچنین بر آی احراز شرایط $y^+ = 1$ میدان جریان را به شبکه‌ای با ۶ میلیون سلول گسسته سازی کردند. نتایج عددی حاصل تطابق خوبی را با نتایج حاصل از آزمایش تونل باد (در حالت جت خاموش) نشان می‌دهد.

دسپیریتو [۱۳] اثرات برهم کنش جریان جت خارج شونده به جریان متقاطع بیرونی مافوق صوت را با استفاده از شبیه سازی دینامیک سیالات محاسباتی و در زوایای حمله مثبت و منفی بررسی کرد. او هفت موقعیت مختلف را بر آی جت‌ها در امتداد محور موشک در نظر گرفت که در شکل (۱) نشان داده شده است. جریان بیرونی را با اعداد ماخ ۱،۵، ۲،۵ و ۳،۵ و همچنین زوایای حمله بین ۱۰- تا ۱۰+ درجه را شبیه سازی کرده است. نتایج نشان می‌دهد که مادامی که زاویه حمله منفی تر می‌شود تغییرات ضریب بزرگ‌نمایی جت نیز بیشتر می‌شود و محل مؤثر جت بر آی زوایای حمله بزرگ‌تر از ۵- درجه و در اعداد ماخ ۲،۵ و ۳،۵ تغییرات کمی دارد.



شکل (۱): هندسه دسپیریتو و محل‌های تزریق جت آن

کنترلی کوچک‌تر را فراهم می‌کند و به این ترتیب در حجم ماده پیشران نازل جت صرفه جویی شده و وزن نیز کاهش می‌یابد.

گن می و سلر [۷] کاربرد فناوری جت جانبی در پرتابه‌هایی که در ارتفاعات پایین جو پرواز می‌کنند را در ISL^۱ و به طور عددی بررسی کردند. در این تحقیق، مطالعاتی در جهت پیش‌بینی بازده جت سردوگرم انجام شد. ایشان جریان پایا و مدل توربولانسی $k - \epsilon$ را در نظر گرفتند و اعداد ماخ ۴،۳،۵ و ۴،۵ و زوایای حمله ۴-، ۰ و ۴+ را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج ایشان حاکی از آن است که ضریب بزرگ‌نمایی نیرو با افزایش ماخ جریان بیرونی افزایش می‌یابد. متأسفانه شرایط در نظر گرفته شده بر آی جت سردوگرم، کاملاً یکسان نیست و از این رو امکان مقایسه نتایج بر آی دمای جت وجود ندارد.

لی و همکاران [۸] موشک کنترل شونده مجهز به جت جانبی را به طور بهینه طراحی و تحلیل عددی کردند. در این تحقیق، رفتار نیروی لیفت و خصوصیات گشتاور پیچ به ازای شرایط گوناگون از قبیل زوایای حمله مختلف و اعداد ماخ متفاوت، مورد بررسی قرار گرفت. نتایج آن‌ها حاکی از آن است که نیروی لیفت تقریباً با نیروی رانشی جت متناسب است و به علت برهم کنش‌های شوکی، اتلاف نیروی رانشی وجود دارد. با این حال گشتاور نه تنها تابعی از نیروی رانشی جت است؛ بلکه به فشار جت و عدد ماخ جریان بیرونی نیز بستگی دارد و در زوایای حمله منفی (جت بادسویه)، اتلاف نیروی نرمال و گشتاور پیچ روبه پایین بیشتر است.

سان و همکاران [۹] عملکرد موشک‌های هوا به هوا^۲ و مجهز به جت جانبی را به طور عددی بررسی کردند. ایشان در این تحقیق تفاوت جت‌های سرد (هوا) و گرم (گازهای حاصل از احتراق) را مورد مطالعه قرار دادند. نتایج حاکی از آن است که تفاوت قابل ملاحظه‌ای بین جت سردوگرم وجود ندارد به جز در ناحیه بسیار نزدیک به بدنه موشک که توزیع فشارها به مقدار اندکی باهم اختلاف دارند.

لو و دیکمان [۱۰] ساختار برهم کنش‌های ناشی از جت مافوق صوت با نسبت فشارهای بسیار بالا در جریان آزاد روی یک صفحه تخت را بررسی کردند. آن‌ها از حل گر ناویر - استوکس رینولدز متوسط^۳ استفاده کردند و نتایج ایشان حضور ناحیه دنباله^۴ و ساختارهای گردابه‌ای در پایین دست نازل جت را تأیید می‌کند.

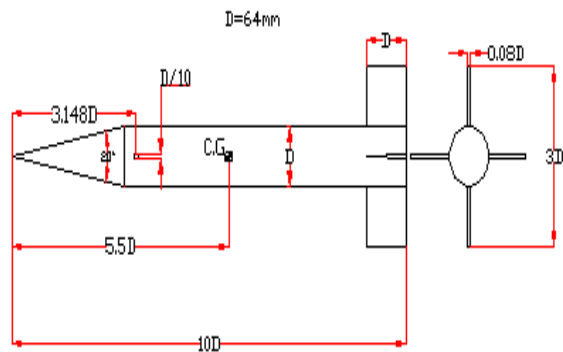
^۱ Institute of Saint-Louis

^۲ Air to Air

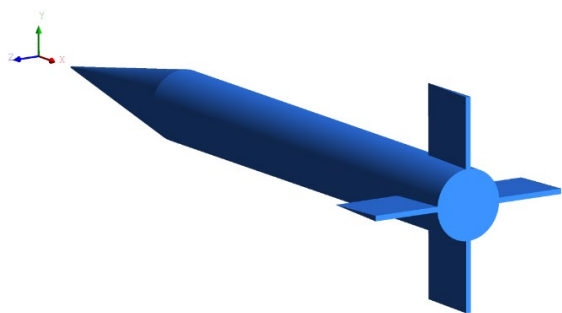
^۳ Reynolds Averaged

^۴ Wake Region

نداشتن بال و کانارد است که هندسه ساده‌تری نسبت به مدل‌های استاندارد و نداشتن محدودیت‌ها در تونل باد به خاطر نسبت طول به قطر مناسب آن است.



شکل (۲): مشخصات هندسه مدل بیسیک فینر



شکل (۳): نمای سه‌بعدی از مدل بیسیک فینر

۳- معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان شامل معادله پیوستگی، معادله مومنوم، معادله انرژی، معادله حالت گاز ایدئال و معادلات مدل توربولانسی SST $k-\omega$ هستند.

۳-۱- معادله پیوستگی و مومنوم

$$\frac{\partial}{\partial x}[(\rho u_i)] = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) \quad (2)$$

$$(-\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho K + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \quad (3)$$

که k بیانگر انرژی جنبشی جریان آشسته است و u_i و u_j و u_k سرعت‌ها در جهت محورهای مختصات هستند و ρ چگالی و P

بیروک و همکاران [۱۴] نسبت شار مومنوم جت به جریان عرضی^۱ عامل اصلی در پیش‌بینی مسیر، نفوذ و طول شکست جت مایع در جریان مادون صوت است. عدد وبر گاز بر آی رژیم‌های شکست اولیه غیرتوربولانسی و عدد وبر جت بر آی شکست توربولانسی کلیدی است. کاربردها شامل بهبود توزیع سوخت در محفظه‌های احتراق بر آی جلوگیری از برخورد با دیواره، با تأکید بر نگه‌داشتن نسبت شار مومنوم زیر ۱۵ در سامانه‌های احتراق پیش مخلوط است. ژانگ و همکاران [۱۵] در جریان مادون صوت، ساختارهای گردابی مانند گرداب‌های لایه برشی جت، گرداب‌های نعل اسبی، گرداب‌های دنباله و جفت گرداب چرخان مخالف^۲ بر اختلاط تأثیر می‌گذارند. نسبت سرعت بالاتر (۴) نفوذ عمیق‌تر و اختلاط همگن‌تر ایجاد می‌کند، با افزایش توربولانس مقیاس ریز در میدان دور. اختلاط توسط نفوذ جریان عرضی در شکاف‌های بین گرداب‌ها و حمل توسط گرداب‌های دنباله بهبود می‌یابد. مالیکاپ و همکاران [۱۶] استفاده از یک نوسانگر سیال نوین کنترل‌شده فعال بر آی ایجاد جت نوسانی صوتی در جریان عرضی (ماخ ۰.۲)، اختلاط را به‌طور قابل توجهی بهبود می‌بخشد نسبت به جت پایدار، با افزایش نرخ اختلاط، عمق نفوذ و گسترش جت. این بهبود به دلیل افزایش در گیرکردن^۳ جریان عرضی به داخل جت به خاطر نوسان است. نوسانگر شامل کانال مستطیلی اولیه با گسترش ناگهانی و تزریق کنترل جت‌های جانبی است که جت را در جهت بادسویه نوسان می‌دهد؛ بخشی از تست‌ها در جریان مادون صوت هوا بر آی ایجاد جت نوسانی انجام شده است.

در نهایت هدف از این تحقیق بررسی عملکرد کنترلی موشک با تزریق جت از بدنه در ماخ ۰.۵ و فشار ۷۱۰۰۰ پاسکال معادل ارتفاع ۳ کیلومتر (به علت تطابق با فشار محفظه آزمون تونل باد)، اثر جت بر ضرایب آئرودینامیکی و پایداری پرنده است. همچنین تغییر توزیع فشار روی بدنه در حالت جت روشن نسبت به جت خاموش و تداخلات و ضربه‌های ناشی از تزریق جت موردبررسی قرار گرفته است. یادآوری این نکته نیز ضروری است که در مطالعات و همچنین تست‌های تجربی اثرات تداخلی جت‌ها موردتوجه بوده است.

۲- مدل مورد بررسی

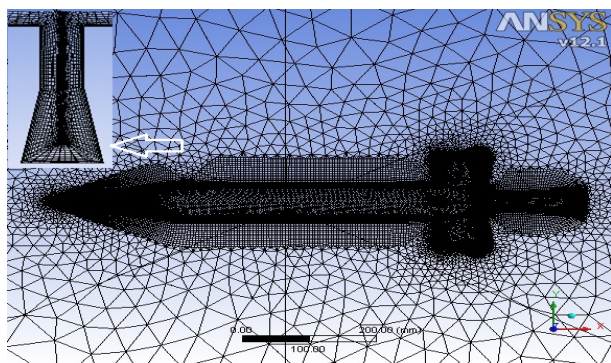
هندسه‌ی انتخاب‌شده جهت تحلیل، مدل بیسیک فینر^۴ است که از مقاله دسپریو [۱۳] انتخاب شده است که ابعاد و مشخصات آن در "اشکال (۲) و (۳)" نشان داده شده است. علت این انتخاب

^۱ Momentum flux ratio

^۲ CVP

^۳ Entrainment

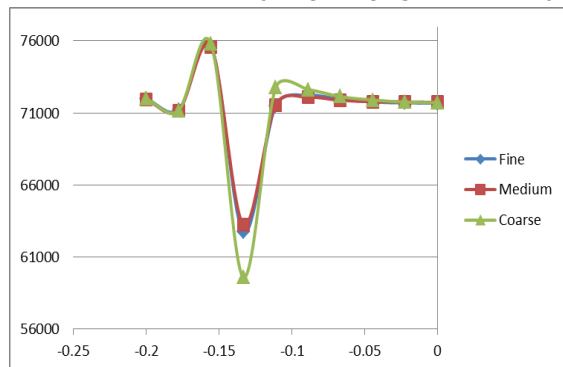
^۴ Basic Finner



شکل (۴): نمونه ایی از شبکه بندی انجام شده

۲-۴- استقلال از شبکه

به منظور بررسی استقلال حل از شبکه، سه نوع شبکه درشت (۱،۲ میلیون) متوسط (۲،۸ میلیون) و ریز (۴،۵ میلیون) زده شده است. در "شکل (۵)" مقادیر فشار بر روی دیواره بدنه مدل بر آبی این سه نوع شبکه مقایسه و نشان داده شده است. در این شکل مشاهده می شود که مقادیر فشار در شبکه های متوسط و ریز تطابق خوبی با یکدیگر دارند؛ لذا شبکه نوع متوسط در تحلیل ها مورد استفاده قرار گرفته است و کوچک تر کردن بیش تر شبکه تنها زمان محاسباتی را افزایش می دهد و تأثیری بر دقت حل ندارد. استقلال حل از شبکه بر روی حالت جت روشن بررسی شده است. متوسط عدد Y^+ در کل میدان حدود عدد ۷ است.



شکل (۵): مقایسه مقادیر فشار بر روی بدنه مدل بر آبی سه نوع شبکه درشت، متوسط و ریز

۳-۴- شرایط مرزی

در این تحلیل طول مینا برابر با قطر مدل، ۶۴ میلی متر در نظر گرفته شده و مساحت مینا برابر با مساحت مقطع عرضی مدل، ۳۲۲۰ میلی متر مربع در نظر گرفته شده است. شرایط مرزی بکار گرفته شده به گونه ای است که بر آبی مرز ورودی جریان و اطراف دامنه از شرط مرزی فشار در دور دست^۵ استفاده شده که این شرط مرزی بیانگر جریان آزاد در اطراف مدل است که دمای (استاتیک) جریان آزاد برابر ۳۰۰ درجه کلوین و فشار (استاتیک) آن برابر ۸۵۰۰۰ پاسکال (فشار هوا در محل تست در دانشگاه

فشار کل و μ ویسکوزیته دینامیکی سیال و δ_{ij} دلتای کرونیگر و μ_t ویسکوزیته توربولانسی جریان است.

۲-۳- معادله انرژی

(۴)

$$\frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho E + P)] = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(K + \frac{C_p \mu_i}{Pr_i} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \right] + u_i (\tau_{ij})_{eff}$$

که $(\tau_{ij})_{eff}$ تانسور تنش انحرافی^۱ است و مطابق رابطه ۵ محاسبه می شود.

(۵)

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}$$

که در آن K ضریب هدایت حرارتی و μ_{eff} لزجت مؤثر (مجموع لزجت دینامیکی سیال و لزجت آشفتگی جریان) و E انرژی کل در واحد جرم است. همچنین Pr عدد پرنتل آشفتگی است و مقدار آن ثابت و برابر ۰٫۸۵ است و C_p گرمای ویژه گاز در فشار ثابت و T دمای سیال است. معادلات ۱ تا ۵ به شکل دائمی حل شده است.

۳-۳- معادله حالت گاز ایدئال

(۶)

$$P = \rho RT$$

۴- مشخصات شبیه سازی عددی

در شبیه سازی عددی هندسه مورد نظر در این تحقیق از مدل اغتشاشی $SST\ K-\omega$ استفاده شده است. به منظور حل این معادلات از حل گر چگالی پایه^۲ و به منظور خطی سازی ترم های معادلات از روش بالادستی مرتبه دوم و مرتبه اول و همچنین بر آبی حل گر از روش ای یو اس ام^۳ استفاده شده است. ماخ جریان آزاد مادون صوت بوده و می توان از حل گر فشار پایه^۴ استفاده کرد. اما جت در حالت تزریق با ماخ یک تزریق شده و بعد از خروج از نازل تا حدود ماخ ۱٫۳ افزایش می یابد؛ بنابراین از حل گر چگالی پایه استفاده شده است. البته در حالت جت خاموش نتایج ضرایب آیرودینامیکی حل گر فشار پایه و چگالی پایه اختلاف اندکی داشتند. عدد کورانت نیز بین ۱ تا ۵ متغیر است. بر آبی سیال هوا نیز گاز ایدئال فرض شده است.

۴-۱- شبکه بندی

شبکه به کار گرفته شده دارای ۲٫۸ میلیون سلول است. شبکه از نوع لایه مرزی در اطراف مدل و بی سازمان تا مرز آزاد است. در شکل (۴) شبکه ایجاد شده بر روی سطح مدل بیسیک فینر مجهز به جت جانبی نشان داده شده است. بر آبی کم شدن محاسبات و به علت تقارن، نصف مدل مورد بررسی قرار گرفته است.

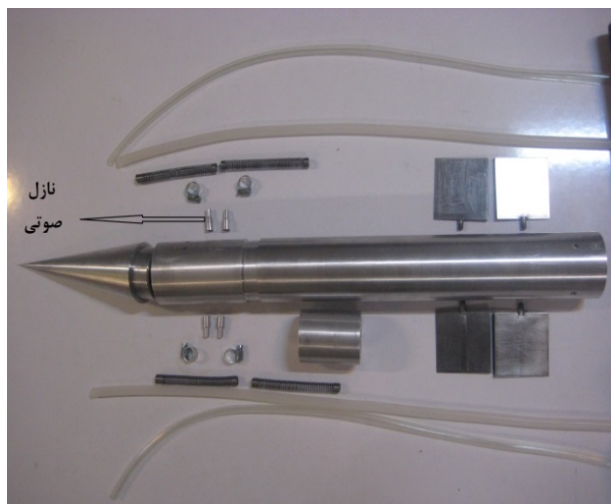
^۱ Deviator stress tensor^۲ Density-based^۳ AUSM^۴ Pressure-based^۵ Pressure Far-Field

توزیع فشار نیز با سنسور فشار به دست آمده و همچنین از آشکارسازی شلیترین استفاده شده است. درصد خطای بالانس در اندازه گیری نیروها و گشتاورها حداکثر نیم درصد است. خطای سنسور هانیول نیز حداکثر از ۰,۱ درصد است

تست تونل باد و تحلیل های عددی در ماخ ۵ و در دو حالت با تزریق و بدون تزریق جت انجام شده است. "اشکال (۶) و (۷)" مدل نصب شده در محفظه تونل باد و اجزای آن را به صورت مجزا نشان داده است. جت های تزریق شده در حالت تولید گشتاور پیش^۳ بوده (تزریق به صورت دوجته) که دو نازل بافاصله ۷ میلی متری (عرضی) از خط مرکزی بدنه و در فاصله ۲۰ میلی متری از انتهای دماغه موشک قرار داده شده است. مدل در زوایای حمله ۴-۲۰، ۰، ۲۰، ۴۰، ۶۰، ۸۰ و ۱۰۰ درجه و در دمای محیط تست و تحلیل شده است.



شکل (۶): مدل بیسیک فینر ساخته شده در مرکز قدر و نصب در تونل باد سه منظوره



شکل (۷): مدل بیسیک فینر با تجهیزات جت جانبی

جامع امام حسین (ع) است. بر آی مرز خروجی جریان (پایین دست جریان) از شرط مرزی فشار خروجی^۱ استفاده شده است و بر آی بدنه مدل و بالکها از شرط عدم لغزش جریان استفاده شده و گرادیان دما روی این مرزها صفر در نظر گرفته شده است. شرط مرزی فشار ورودی^۲ بر آی جت انتخاب شده است. فشار کل مخازن تونل باد ۶۰ بار است. بر آی عدم افت فشار در کل اجزای تجربی (در ماخ و زاویه حمله های مختلف) و همچنین پایا شدن تزریق جت بر آی داده برداری (نیرو و فشار)، جت تزریق شده ۶ بار در نظر گرفته شده است. دمای جت ۳۰۰ درجه کلون (جت سرد) و دبی جرمی آن ۱۷ گرم بر ثانیه محاسبه شده است. مبنای طراحی نازل جت، رسیدن به سرعت صوت و به عبارت دیگر عدد ماخ ۱ (جت صوتی) در سطح خروجی نازل جت است.

جدول (۱): شرایط تزریق جت

دمای کل	عدد ماخ	فشار کل
۳۰۰ K	۱,۰	۶۰۰ KPa

۵- مجموعه آزمایش

در علوم مهندسی بهترین و مطمئن ترین راه رسیدن به نتیجه مطلوب، ساخت مدل در ابعاد اصلی و مقایسه آن با استانداردهای لازم است. اما این روش فوق العاده زمان بر و هزینه بر است. بر آی کاهش این هزینه و زمان راه های میانی طراحی پیشنهاد شده است. مهم ترین راه میانی در علم هوافضا تست و آزمایش در تونل باد است. تونل باد وسیله ای است که مدل را در اندازه کوچک تر اما با همان ماخ و یا رینولدز جریان واقعی آزمایش می کنند. در این روش بسیاری از ضرایب با دقت مناسب و هزینه کمتر به دست می آید. البته این کوچک کردن مدل مشکلاتی را به وجود آورده که این مشکلات با بی بعد سازی ضرایب تا حد زیادی برطرف شده است. تست تونل باد مراحل مختلفی دارد که در اینجا به ساخت مدل و تست و کالیبراسیون و سنسورهای اندازه گیری اشاره مختصری شده است.

۵-۱- مدل مورد آزمایش

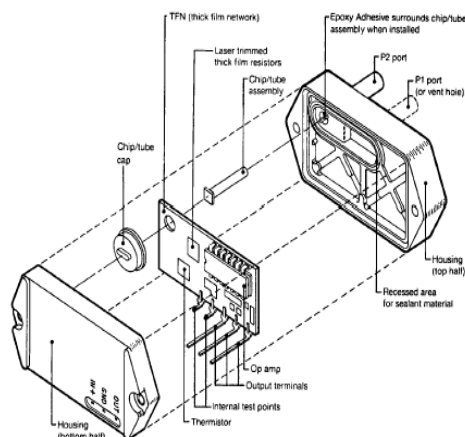
تست های تجربی در تونل باد سه منظوره مرکز ملی تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه جامع امام حسین (ع) انجام شده است. این تونل باد از ماخ حدود ۰,۳ تا ۳ و با ابعاد محفظه آزمون ۶۰*۶۰ سانتیمتر است طول قسمت محفظه آزمون ۱,۴ متر است. مدل با انسداد ۳ درصد طراحی شده و نیروها و گشتاورها با بالانس اندازه گیری شده است. بالانس به کاررفته در مجموعه تست ۶ مؤلفه بوده و سه نیرو و سه گشتاور را در جهت های X, Y, Z را اندازه گیری می نماید. در تست ها علاوه بر نیروها و گشتاورها،

^۳ Pitching moment

^۱Pressure-Outlet

^۲Pressure-inlet

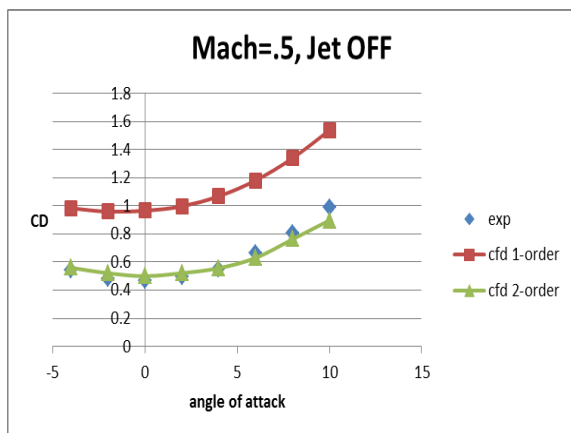
دقت آن در حد هزارم میلی متر جیوه است، استفاده می شود در شکل (۹) شمای کلی این حسگر نشان داده شده است.



شکل (۹): شمای کلی حسگر هانی ول

۵-۳- نتایج بدون تزریق جت

جهت ارزیابی اثرات تزریق جت لازم است ابتدا نتایج به دست آمده در حالت بدون جت بررسی و با نتایج تجربی مقایسه گردد. در اشکال (۱۰) تا (۱۲) مقایسه ضریب نیروهای پسا، برآ و گشتاور پیچشی نشان داده شده است. در نمودار ضریب پسا اختلاف دقت مرتبه یک و دو بسیار مشخص و اختلاف دقت مرتبه دو با نتایج تجربی حداکثر ده درصد است. در نمودار ضریب برآ تغییرات تا زاویه حمله ده درجه خطی بوده و اختلاف دقت مرتبه اول و دوم در زوایای حمله بالا بیشتر بوده که بیانگر دقت مناسب حل مرتبه دو است. نتایج به دست آمده از گشتاور پیچشی نسبت به زاویه حمله گویای پایداری ذاتی موشک و تأیید نتایج تحقیقات گذشته است (Cm_{α} منفی است). در نمودار ضریب گشتاور پیچشی اختلاف دقت مرتبه یک و دو اندک بوده و حداکثر اختلاف با نتایج تجربی کمتر از ده درصد است

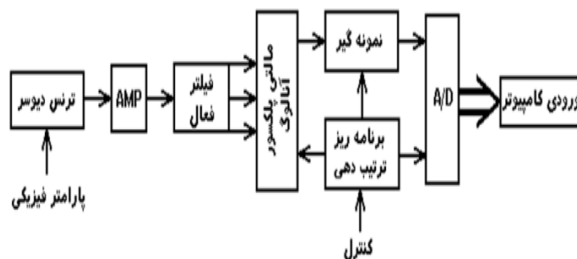


شکل (۱۰): نمودار ضریب پسا برحسب زاویه حمله در حالت جت خاموش

۵-۲- تست و کالیبراسیون

اندازه گیری به جمع آوری داده از دنیای فیزیکی اطلاق می شود. حسگرها یا مبدل ها که اولین طبقه یک سیستم اندازه گیری را تشکیل می دهند سیگنالی متناسب با کمیت فیزیکی مورد نظر ایجاد می نمایند که آن را اصطلاحاً داده می گویند. بر آیی این داده های حاصله نشان دهنده کمیت فیزیکی اندازه گیری شده باشند، می بایست رابطه ای یک به یک بین این دو ایجاد نمود بر آیی این منظور سیستم را با استفاده از مراجع استاندارد کالیبره می نمایند. هدف و مقصود از یک سیستم اندازه گیری نمایش یک مقدار عددی متناسب با کمیت مورد اندازه گیری است. یک سیستم اندازه گیری شامل چهار قسمت اساسی، حس کننده و تعدیل کننده سیگنال و پردازشگر و نمایش دهنده است.

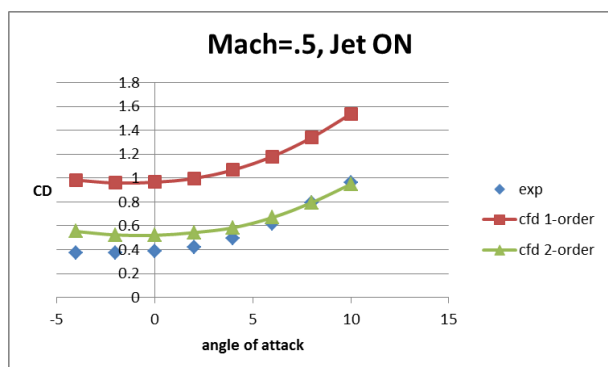
حسگرها که اولین بخش یک سیستم اندازه گیری را تشکیل می دهند در واقع عمل تبدیل کمیت فیزیکی مختلف به سیگنال الکتریکی را انجام می دهند. مرحله اصلاح سیگنال، وسیله ای است که سیگنال های ضعیف را تقویت می کند و سپس آن ها را از هم تفکیک کرده و بر آیی اندازه گیری های دقیق تر فیلتر می کند. در مرحله بعد، پردازشگر سیگنال را گرفته و آن را تبدیل به یک فرم مناسب تر جهت نمایش می کند و در نهایت نمایش دهنده مقدار اندازه گیری شده را به برگه ای که به راحتی قابل تشخیص بر آیی مشاهده کننده است نشان می دهد. شکل (۸) تمام این فرایند را توضیح می دهد.



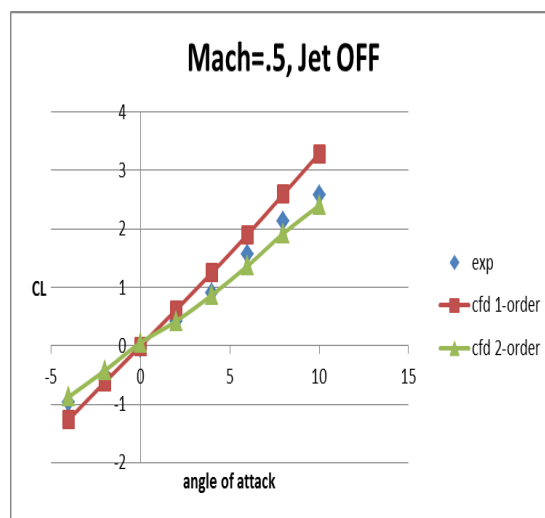
شکل (۸): فرایند حسگر تا نمایش داده

تست های فشاری با حسگر هانیول^۱ اندازه گیری شده اند. در ادامه به طریقه کارکرد این سنسور اشاره خواهد شد. این سنسورها به صورت جمع کننده و تفاضلی عمل می کند و در ساختار خود دیافراگمی دارند که در اثر اعمال فشار دچار خمش و همچنین افزایش طول شده و مقاومت آن تغییر می کند و از آنجاکه ولتاژ تغذیه آن ثابت است، ولتاژ خروجی نیز تغییر می نماید، با کالیبره کردن سنسور و به دست آوردن منحنی تغییرات فشار برحسب تغییرات ولتاژ می توان از سنسور استفاده دقیق نمود. بر آیی اندازه گیری تغییرات فشار مقداری از یک مانومتر جیوه ای که

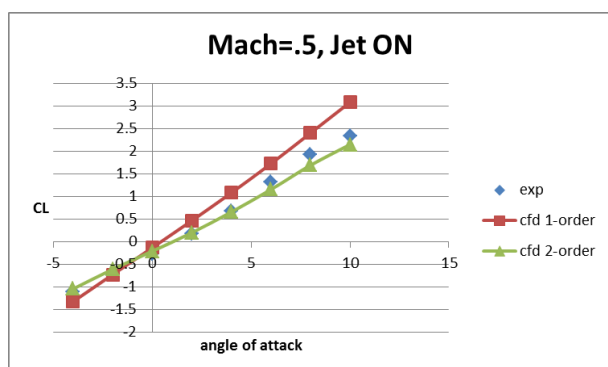
^۱Honeywell



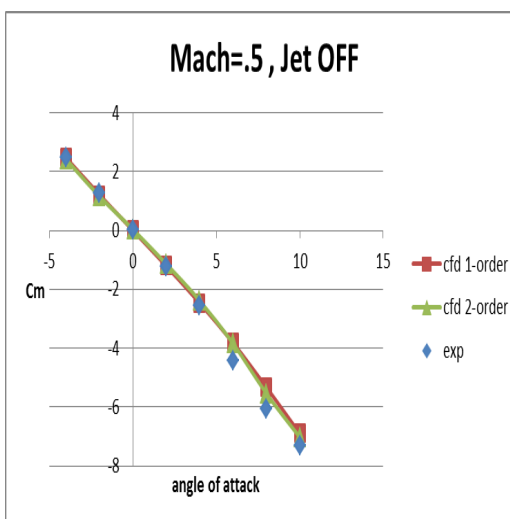
شکل (۱۳): نمودار ضریب پسا برحسب زاویه حمله در حالت جت روشن



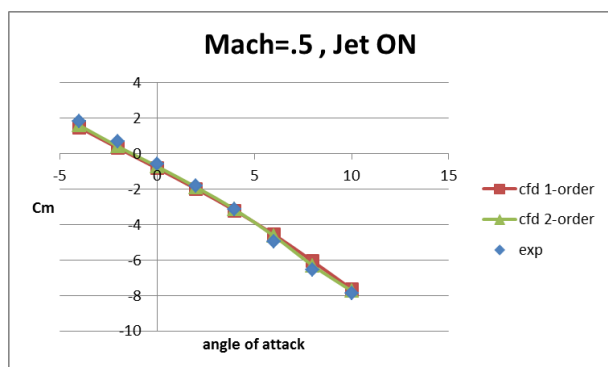
شکل (۱۱): نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله در حالت جت خاموش



شکل (۱۴): نمودار ضریب برآ برحسب زاویه حمله در حالت جت روشن



شکل (۱۲): نمودار ضریب گشتاور پیش برحسب زاویه حمله در حالت جت خاموش



شکل (۱۵): نمودار ضریب گشتاور پیش برحسب زاویه حمله در حالت جت روشن

در نمودار ضریب پسا اختلاف دقت مرتبه یک و دو زیاد بوده و اختلاف دقت مرتبه دو با نتایج تجربی حداکثر ۱۵ درصد است که نسبت به جت خاموش خطا افزایش یافته است که می‌تواند به دلیل افزایش پیچیدگی و چرخش جریان به دلیل تزریق جت و اثرات متقابل آن با لایه مرزی باشد. در مقایسه نتایج عددی با نتایج تونل باد، نتایج بیانگر این نکته است که روش محاسباتی دقت بالایی در تخمین رفتار جت در زوایای حمله کم را ندارد (در محاسبه نیروی پسا). ولی با افزایش زاویه حمله و کاهش اثر جت دقت روش عددی افزایش می‌یابد.

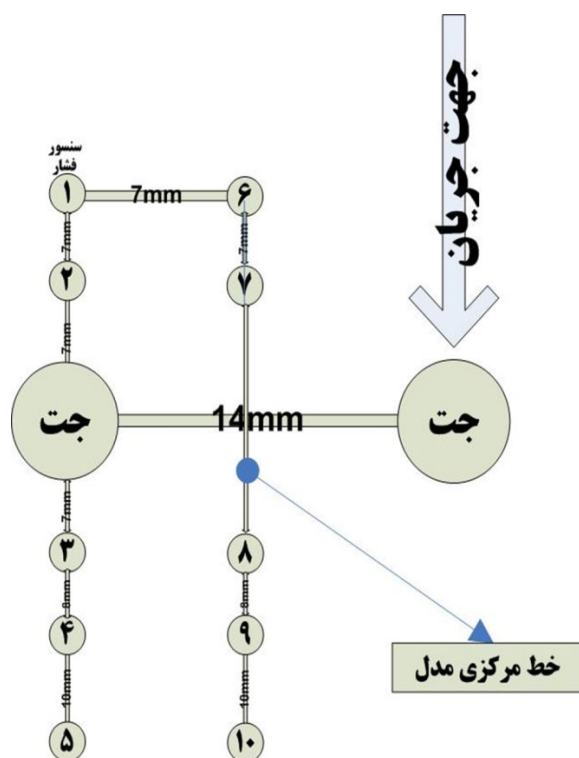
۴-۵- نتایج تزریق جت

در حالت تزریق جت از دو نازل صوتی استفاده شده است. در این حالت، ماخ خروجی همواره برابر با ماخ یک بوده علت عدم انتخاب جت مافوق صوت آن است که به علت ایجاد شوک در برخورد جریان جت با جریان آزاد، بازدهی تزریق کاهش می‌یابد. البته نفوذ در جریان مافوق صوت بهتر از مادون صوت خواهد بود؛ اما به علت شوک قوی حاصل از تداخل جت با جریان عملاً نتیجه مذکور حاصل نمی‌شود. در شبیه‌سازی عددی پژوهش فعلی، از جت صوتی بر آی شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است. مقدار فشار و دبی جت نیز باتوجه به محدودیت‌های تجهیزات تونل باد (مخزن فشار) و زمان تزریق انتخاب شده است. در "اشکال (۱۳) تا (۱۵)" نمودارهای ضرایب آئروپویستیک آمده است.

و سنسورهای ۶ تا ۱۰ در راستای مرکز محور جت بوده و همچنین این دو سری سنسور موازی نیز هستند. حالت قرارگیری سنسورها در "اشکال (۱۷) و (۱۸)" نشان داده شده است.



شکل (۱۷): محل نصب سنسورهای فشار و محل تزریق جت



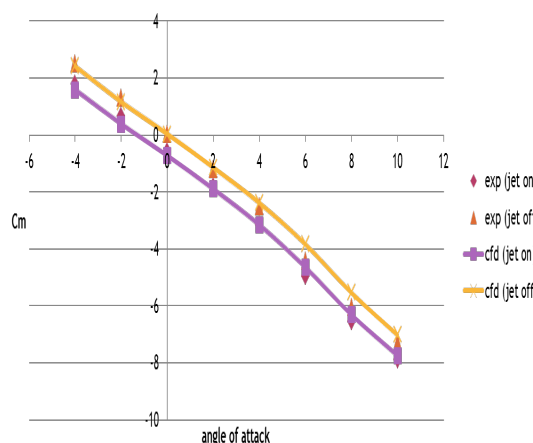
شکل (۱۸): فاصله قرارگیری سنسورهای فشار و محل جت‌ها

۵-۶- نتایج توزیع فشار

نمودارهای زیر بیانگر توزیع فشار در محل‌های ذکر شده است. در دو حالت سنسورهای ۱ تا ۵ که در راستای خط مرکزی جت بوده و دیگری سنسورهای ۶ تا ۱۰ که در راستای خط مرکزی مدل است. نمودارهای زیر مقایسه توزیع فشار در حالت تجربی و عددی است. در "اشکال (۱۹) تا (۲۲)" به علت عدم امکان نصب سنسور در محل تزریق جت، داده تجربی در این محل موجود نیست.

تغییرات ضریب برآی مدل همانند جت خاموش در نمودار ضریب برآ تغییرات تا زاویه حمله ۱۰ درجه خطی بوده و اختلاف دقت مرتبه اول و دوم در زوایای حمله بالا بیشتر است. در مقایسه باحالت جت خاموش مقدار ضریب برآ در زاویه حمله منفی افزایش یافته و در زاویه حمله مثبت کاهش نشان می‌دهد. نکته جالب توجه اینکه، به دلیل متقارن بودن موشک میزان ضریب برآ در زاویه حمله صفر در جت خاموش صفر بوده که با تزریق جت مقداری برآی منفی تولید شده است. درواقع تغییرات در زوایای حمله پایین بیشتر از تغییرات در زاویه حمله‌های بالا مشاهده می‌شود و دلیل آن این است که در زوایای حمله پایین نیروهای آیرودینامیکی کوچک بوده و اثر نیروی تزریق جت قابل توجه است، لیکن در زوایای حمله بالا نیروهای آیرودینامیکی بزرگ شده و اثر تزریق جت غلبه می‌کند.

نتایج گشتاور پیچشی حاکی از آن است که موشک در حالت تزریق جت همانند بدون تزریق پایدار است. زیرا مقدار شیب Cm_α تقریباً ثابت می‌ماند (شکل ۱۶) ضریب گشتاور مانند ضریب برآ در زاویه حمله منفی افزایش یافته و در زاویه حمله مثبت کاهش نشان می‌دهد. تغییر در زاویه حمله صفر نیز قابل توجه بوده که در جت خاموش ضریب گشتاور صفر بوده؛ اما در تزریق جت مقداری گشتاور منفی داریم. در زوایای حمله ۸ و ۱۰ اندکی خطا در روش عددی مشاهده می‌شود. دقت مرتبه یک و دو در ضریب گشتاور بسیار مناسب بوده و در بیشترین حالت کمتر از ده درصد خطا دیده می‌شود.



شکل (۱۶): مقایسه ضریب گشتاور پیچش در دو حالت جت روشن و خاموش

۵-۵- مقایسه توزیع فشار

به منظور به دست آوردن توزیع فشار در حالت تزریق جت، تعداد ۱۰ عدد سنسور فشار از نوع هانیول نصب شد. این سنسورها (۴ عدد سنسور در بالادست و ۶ عدد سنسور در پایین دست جت) نصب گردید. نتایج تجربی این سنسورها با نتایج عددی مقایسه شده است. سنسورهای شماره ۱ تا ۵ در راستای محور جت بوده

۱. همان‌طور که انتظار می‌رود در بالادست محل تزریق جت، فشار بالا رفته و بعد از تزریق، فشار کم شده است

۲. تقریباً بعد از ۵۰ درصد قطر مدل، فشار جریان به حالت جریان آزاد برگشته است

۳. تطابق خوبی بین تحلیل عددی و نتایج تونل باد وجود دارد.

۴. حداکثر اثر جت روی بالادست آن ۷ درصد افزایش فشار نسبت به حالت بدون تزریق در خط مرکزی جت است (سنسور ۱ تا ۵)

۵. حداکثر اثر جت روی پایین‌دست آن ۲۰ درصد کاهش فشار نسبت به حالت بدون تزریق در خط مرکزی جت است (سنسور ۱ تا ۵)

۶. حداکثر اثر جت روی بالادست آن ۹ درصد افزایش فشار نسبت به حالت بدون تزریق در خط مرکزی مدل است (سنسور ۶ تا ۱۰)

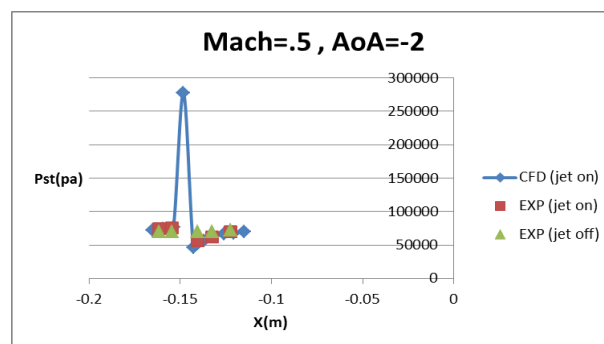
۷. حداکثر اثر جت روی پایین‌دست آن ۳۰ درصد کاهش فشار نسبت به حالت بدون تزریق در خط مرکزی مدل است (سنسور ۶ تا ۱۰)

۵-۷- نتایج شلرین

شلرین^۱ یک تکنیک ایتیکی است که بر آی تجسم جریان سیال با چگالی‌های مختلف استفاده می‌شود. این تکنیک بر اساس این اصل عمل می‌کند که نور هنگام عبور از سیال با چگالی‌های مختلف خم می‌شود. میزان خم شدن نور متناسب با گرادیان چگالی در سیال است.

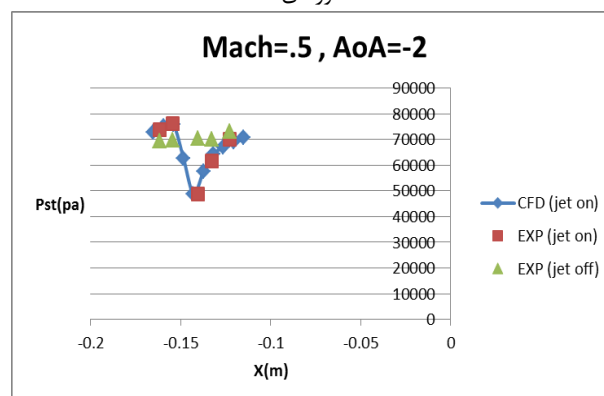
یک سیستم شلرین معمولی از یک منبع نور، یک آینه یا لنز همگرا، یک جسم مورد مطالعه و یک صفحه‌نمایش تشکیل شده است. منبع نور، نور موازی را به سمت آینه یا لنز همگرا می‌فرستد. آینه یا لنز همگرا، نور را به سمت جسم مورد مطالعه متمرکز می‌کند. هنگامی که نور از جسم مورد مطالعه عبور می‌کند، توسط گرادیان‌های چگالی در سیال خم می‌شود. نور خم‌شده سپس توسط یک آینه یا لنز دوم به سمت صفحه‌نمایش متمرکز می‌شود. تصویر روی صفحه‌نمایش، تصویری از جریان سیال است که در آن مناطق با گرادیان چگالی بالا به صورت روشن یا تاریک ظاهر می‌شوند.

شلرین یک تکنیک حساس است که می‌تواند بر آی تجسم گرادیان‌های چگالی کوچک در سیال استفاده شود. این تکنیک معمولاً بر آی مطالعه جریان‌های مافوق صوت و ماورا صوت و همچنین جریان‌های همرفتی استفاده می‌شود.



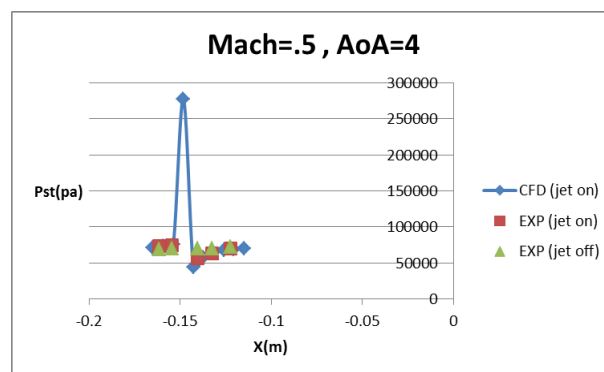
شکل (۱۹): مقایسه فشار در ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۲- درجه و

سنسورهای ۱ تا ۵



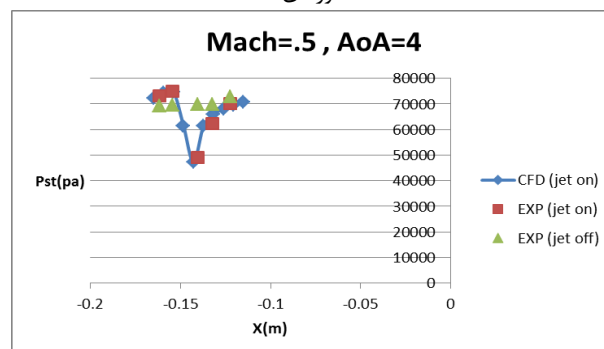
شکل (۲۰): مقایسه فشار در ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۲- درجه و

سنسورهای ۶ تا ۱۰



شکل (۲۱): مقایسه فشار در ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۴ درجه و

سنسورهای ۱ تا ۵

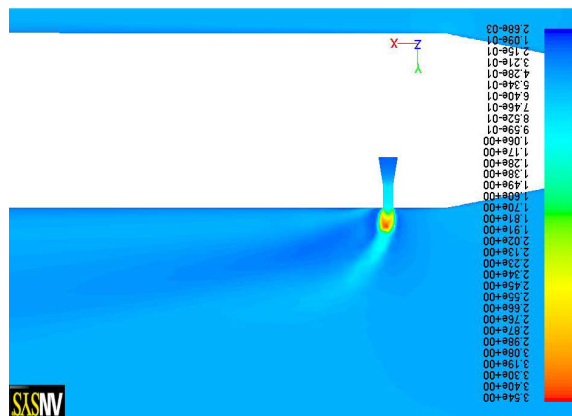


شکل (۲۲): مقایسه فشار در ماخ ۰/۵ و زاویه حمله ۴ درجه و

سنسورهای ۶ تا ۱۰

^۱ Schlieren

فراهم می‌کرد. در این روش، اندرکنش جت و جریان آزاد در رژیم‌های مادون صوت، گذر صوت و مافوق صوت قابل مشاهده است. وضعیت ارائه شده حاصل عملکرد هر دو جت است. در "شکل (۲۳)" اندرکنش جت با جریان آزاد زیرصوتی در زاویه حمله ۴ درجه مشاهده می‌شود. در

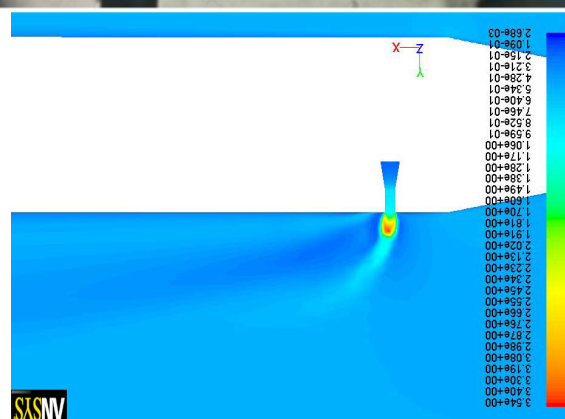
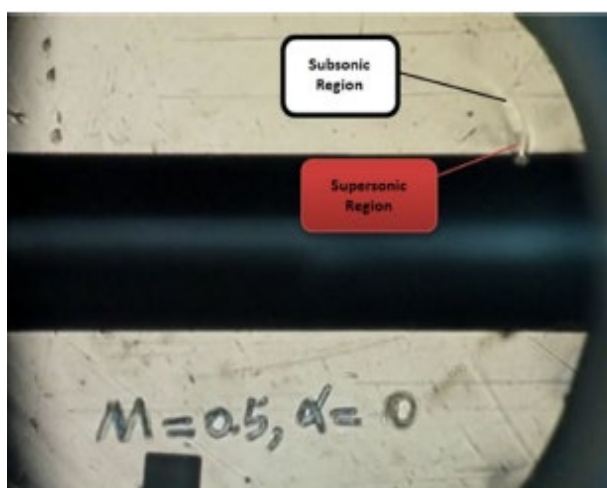


شکل (۲۳): تصویر شلرین ماخ ۰/۵ زاویه حمله ۴- درجه

شکل "۲۴"، مقایسه تزریق جت به صورت تجربی و مقایسه با کانتور ماخ عددی مشاهده می‌شود. باتوجه به نسبت فشار جت به فشار جریان آزاد ($P_j/P_\infty = 8.3$)، یک حالت تحت انبساط^۲ رخ داد، جریان در خروجی نازل به حالت مافوق صوت درآمده و پس از عبور از یک شوک عمودی^۳ که شوک ریمان^۴ نامیده می‌شود، به صورت مادون صوت ادامه یافته است.

۶- نتیجه گیری

تزریق جت یکی از روش‌های مرسوم کنترل جریان و یا کنترل پرنده است. این روش با چالش‌های فیزیکی همراه است. بر آبی بررسی چالش‌های آن در دنیا کارهای مختلفی انجام شده از جمله محل تزریق جت، فشار تزریق و ماخ آن و تعداد نازل‌ها و ماخ جریان آزاد و ارتفاع و اثر تزریق جت بر میدان جریان و ضرایب آیرودینامیکی بررسی شده است. در این پژوهش ماخ جریان آزاد ۰.۵ بوده و فشار محیط ۷۱ کیلو پاسکال معادل ارتفاع ۳ کیلومتر بوده است. ماخ تزریق جت، صوتی بوده و در کانال پیچ با دو عدد نازل در جهت زاویه حمله است. این تحقیق به صورت عددی و تجربی در تونل باد سه منظوره دانشگاه جامع امام حسین انجام شده است. در روش عددی از حل گر چگالی پایه با مدل اغتشاشی SST K- ω و حل گر ای یو اس ام با دقت مرتبه اول و دوم و کورانت ۱ تا ۵ و y^+ زیر عدد ۱۰ انجام شده است. زاویه حمله از ۴- تا ۱۰+ به صورت جت خاموش و روشن با مدل بیسیک فینر (مدل استاندارد) است. در تست تونل باد با بالانس مخصوص اندازه گیری ۶ مؤلفه (سه عدد نیرو و سه عدد گشتاور)



شکل (۲۴): مقایسه تصویر شلرین و کانتور عددی ماخ ۰/۵ زاویه حمله صفر درجه

در آزمایش‌های حاضر، از روش تصویربرداری جریان استفاده شد. بخشی از دیوارهای قسمت آزمایشی تونل باد در مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر دارای پنجره‌هایی بود که امکان استفاده از روش‌های تصویربرداری جریان شامل شاد و گراف^۱ و شلرین را

^۲ under-expanded

^۳ normal shock

^۴ Riemann shock

^۱ shadowgraph

مورد تزریق مانند هلیوم و دی اکسید کربن نیز می تواند بررسی شود.

در پایان از مرکز پردازش موازی و مجموعه تست تونل باد مرکز قدر کمال تشکر را دارم.

۷- مراجع

- [1] Orth RC, Funk JA. An experimental and comparative study of jet penetration in supersonic flow. *AIAA J Spacecraft*. 1967;4(9):1236–1242. doi:10.2514/3.29058
- [2] Werle MJ, Driftmyer RT, Shaffer DG. Jet-interaction-induced separation: the two-dimensional problem. *AIAA J*. 1967;10(2):188–193. doi:10.2514/3.6558.arc.aiaa.org
- [3] Schetz JA. Interaction shock shape for transverse injection in supersonic flow. *AIAA J Spacecraft Rockets*. 1970;7(2):143–149. doi:10.2514/3.29889.
- [4] Brandeis J, Gill J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations. *AIAA J Spacecraft Rockets*. 1998;35(3):296–302. doi:10.2514/2.3354.
- [5] Srivastava B. Aerodynamic performance of supersonic missile body- and wing tip-mounted lateral jets. *AIAA J Spacecraft Rockets*. 1998;35(3):278–283. doi:10.2514/2.3352
- [6] Graham MJ, Weinacht P, Brandeis J, Angelini R. A numerical investigation of supersonic jet interaction for finned bodies. *J Spacecraft Rockets*. 2000;39(3):31–38. doi:10.2514/2.3836.researchgate.net
- [7] Gnemmi P, Seller F. Interaction of a lateral jet with the projectile external flow. *AIAA Paper*. 2000;2000-4196. doi:10.2514/6.2000-4196.arc.aiaa.org
- [8] Lee JW, Min Y, Byun H. Numerical analysis and design optimization of lateral jet controlled missile. Konkuk University, Seoul, Korea. 2005.
- [9] Sun D, Jia X, Liang X. CFD research for air-to-air missile with lateral jet control. 26th International Congress of the Aeronautical Sciences. 2008.
- [10] Lu FK, Dickmann DA. Topology of supersonic jet interaction flowfields at high pressure ratios. 13th International Symposium on Flow Visualization, France. 2008.
- [11] Aswin G, Chakraborty D. Numerical simulation of transverse side jet interaction with supersonic free stream. *Aerosp Sci Technol*. 2010;14(6):442–450. doi:10.1016/j.ast.2010.02.001.
- [12] Afsarioglu E, Akgul A. Numerical prediction of lateral jets for missile-like geometries. *Scientific Technical Review*. 2012;62(2):3–9.
- [13] Desperito J. Lateral jet interaction on a finned projectile in supersonic flow. U.S. Army Research Laboratory, Aberdeen Proving Ground. 2012.
- [14] Birouk M, Azzopardi BJ. Liquid jet in a subsonic gaseous crossflow: Recent progress and remaining challenges. *Prog Energy Combust Sci*. 2016; 29-57.
- [15] Zhang X, Zhang T, Zhao M. Flow Dynamics and Mixing of a Transverse Jet in Crossflow—Part I: Steady Crossflow. *J Eng Gas Turbines Power*. 2017;139(8):082601. doi:10.2514/6.2017-1115.
- [16] Maikap S, Rajagopal AK. Mixing enhancement of transverse jets in supersonic crossflow using an actively controlled novel fluidic oscillator. *Phys Fluids*. 2024;36(2):026106. doi:10.1063/5.0184517.

انجام شده و علاوه بر آن با حسگرهای فشاری هانیول در بالادست و پایین دست محل تزریق و همچنین خط تقارن مدل نیز به صورت تجربی اندازه گیری شده است. نتایج تحقیق به صورت زیر است:

۱- دقت نتایج عددی در دقت مرتبه دوم به مراتب بهتر از دقت حل مرتبه اول در ضریب پسا بوده است

۲- در دو ضریب برآ و گشتاور پیچ دقت مرتبه اول و دوم حدوداً هم اندازه بوده است.

۳- در مقایسه نتایج تجربی و عددی، در حالت جت خاموش حداکثر خطا ۱۰ درصد است.

۴- در جت روشن حداکثر خطا ۱۵ درصد بوده و با نتایج تجربی تطابق دارد. در زوایای حمله بالا به علت غلبه آیرودینامیک مدل، اثر تزریق جت کم شده و دقت نتایج عددی در زوایای حمله بالا نسبت به زوایای حمله پایین در مقایسه با تست تجربی بیشتر شده است. اندازه گیری تزریق جت تجربی عدم قطعیت ها را بیشتر می کند. در عددی نیز به علت پیچیده شدن میدان همگرایی را کاهش می دهد.

۵- این مدل بدون جت به صورت ذاتی پایدار است. نشان داده شده که این پرنده با تزریق جت نیز دارای پایداری نسبتاً خوبی است. در نهایت این روش کنترلی با عدم ایجاد ناپایداری در اثر تزریق جت در کانال پیچ و اندکی افزایش ضریب پسا در هنگام تزریق، می تواند کار آیی خوبی در کنترل پرنده داشته باشد.

۶- رفتار غیرخطی در ماک یادشده از اثر تزریق جت مشاهده نشده و همه رفتارها در تزریق دوجته^۱ قابل انتظار است.

۷- تقریباً بعد از ۵۰ درصد قطر مدل، فشار جریان به حالت جریان آزاد برگشته است. این یعنی فروزش در اثر جت به بر دم انتهای کم اثر است.

۸- حداکثر اثر جت روی پایین دست آن ۳۰ درصد کاهش فشار نسبت به حالت بدون تزریق در خط مرکزی مدل است این بدان معنی است که در زمان تزریق، بین دو جت حالت خلأ به وجود می آید.

در کل جزو مزایای تزریق جت پاسخ سریع و ناپایداری نسبتاً کم بوده و معایب آن تأمین هوای فشرده و وزن و فشار آن در پرنده است، همچنین به علت این محدودیت شاید نتوان در کل مسیر از این روش استفاده کرده و احتمالاً استفاده از این روش در رژیم ها و یا ارتفاعات خاصی محدود شود.

به عنوان پیشنهاد ادامه کار، اثر تزریق جت در ماک بسیار کم و همچنین اثر فشارهای مختلف در عملکرد تزریق جت بررسی شود. همچنین تفاوت جت گرم و سرد در تزریق و تعویض سیال

^۱ Dual jet