

اندرکنش پلوم خروجی از نازل‌های ثابت و متحرک با یک دیوار صلب

حسین احمدی کیا^۱

احمدرضا پیشه‌ور^۲

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه بوعلی سینا

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان

چکیده

در این تحقیق برخورد جریان جت خروجی از یک نازل متحرک با زمین مطالعه شده و خصوصیات میدان جریان، نظیر توزیع فشار سطح و کانتورهای سرعت بدست آمده و با نتایج تجربی شبه استاتیک مقایسه شده‌اند. ترکیب دو مدل آشفتگی جبری بالدوین-لوماکس و طول لایه اختلاط برای تعیین ادی-لزجت در کلیه نواحی جریان، خصوصاً نواحی نزدیک دیوار و لایه برشی جت بکار رفته است. این نتایج نشان می‌دهد که حل جریان شبه استاتیک برخورد جریان پلوم نازل با دیوار، در صورتی که فاصله نازل تا دیوار خیلی کم نباشد، مشابه برخورد جریان خروجی از نازل متحرک با دیوار است. شبیه سازی‌های عددی با مدل جبری ترکیبی توانسته کلیه بخش‌های میدان جریان، نظیر ناحیه جدایش پشت نازل، امواج انبساطی در گوشه انتهایی نازل، نواحی جریان چرخشی نزدیک دیواره پشت جسم و خروجی پلوم، جریان چرخشی روی انتهای سطح جانبی نازل، تبدیل صحیح انعکاس موج ضربه‌ای در محور تقارن و هسته پلوم به یک دیسک ماخ قوی را به خوبی پیش بینی نماید. این مدل موقعیت دیسک ماخ، ارتفاع حباب سکون و بیشینه فشار را مطابق با نتایج تجربی و حتی بهتر از مدل‌های دو معادله‌ای و یک معادله‌ای پیش بینی نموده است.

واژه‌های کلیدی: پلوم، نازل جریان، فراصوتی، شبکه متحرک، مرز متحرک

Interaction of Exhaust Plume from Fixed and Moving Nozzles with a Solid Wall

H. Ahmadikia

Mech. Eng. Group, School of Eng., Bu-Ali-Sina Univ

A.R. Pishavar

Mech. Eng. Dep't., Isfahan Univ. of Tech

ABSTRACT

the flow field arised form impinging of a supersonic moving jet on a solid This paper reports the numerical study of wall. The flow properties, such as surface pressure distribution are compared with the experimental data for a quasi-static case. The results show that when the distance of the nozzle from the wall is not too small, the quasi-static result is very close to that obtained from an unsteady solution. Also a new combined algebraic turbulence model is proposed for the calculation of eddy viscosity near the solid wall and the shear layer. The new combined model can suitably predict the flow structures, such as the separation region behind the nozzle, the expansion waves at the nozzle exit, the recirculating flow region near the wall, the vortices near the nozzle lateral face, and the transition of regular reflection to a Mach disk at the symmetry axis. For quantities such as the position of Mach disk, the height of the stagnation bubble, and the pressure peak on the surface, the results of the combined model is also in a better agreement with experiment than those obtained from the two-or one-equation models.

Key Word: Plume, Nozzle, Supersonic Flow, Moving Mesh, Moving Boundary

^۱ - استادیار (نویسنده پاسخگو): ahmadikia@basu.ac.ir

^۲ - دانشیار: apishar@iut.ac.ir

۱- مقدمه

برخورد جت با سرعت زیاد به دیوار صلب^۱ کاربرد زیادی در شروع حرکت و شتابگیری موشک‌ها، فضاپیماها و هواپیماهای عمود پرواز دارد. در لحظه شروع پرواز، نیروی برآ و شتاب زیادی برای شروع حرکت لازم است. در این لحظه کوتاه، برخورد جت سیال به زمین، جریان موضعی معکوس ایجاد نموده که موجب کاهش عملکرد جلوبرنده در طی بلند شدن از زمین می‌شود. این اثرات معکوس به طور کلی اثر زمین^۲ نامیده می‌شود که نتیجه‌ای از طبیعت غیردائم جریان ایجاد شده به وسیله برخورد جت سیال با سرعت زیاد به سطح زمین بوده و به دنبال آن میدان فشار غیر دائم بوجود آمده بخاطر این برخورد می‌باشد. امواج صوتی با برخورد جت سرعت بالا به زمین موجب افزایش صدا و به دلیل بارهای ناگهانی موجب خستگی صوتی در اجزاء سازه نزدیک خروجی نازل می‌شود. همچنین برخورد جت داغ با سرعت بالا به دیوار مقابل آن، تنش برشی و انتقال حرارت دیوار را به شدت افزایش داده و موجب خوردگی سطح می‌شود. برخورد جریان جت گاز به زمین موجب برگشت گاز داغ به داخل ورودی موتور شده و باعث کاهش عملکرد موتور و حتی خطر از کار افتادن آن می‌شود.

اندرکنش جت خروجی از نازل و دیوار مقابل آن در بیش از سه دهه گذشته مورد توجه محققین بوده است. تعدادی از مطالعات آکوستیک برخورد جت توسط نیورت[۱]، پاول[۲]، تام و آوجا[۳]، هندرسن و پاول[۴] و اخیراً کروتاپالی و همکاران[۵] انجام شده است. یکی از نتایج اولیه این مطالعات آئروالاستیک، طبیعت نوسانی و غیر دائمی برخورد جت است که همراه با امواج صوتی با دامنه نوسانات زیاد می‌باشد. رفتار نوسانی جت و در نتیجه صداهای برخورد از یک مکانیزم فیدبک توصیف شده در کار پاول[۶] است. اخیراً کورتاپالی و همکاران[۵] دریافتند که این پدیده توضیحی برای کاهش نیروی برآ می‌باشد. بررسی میدان آکوستیک با استفاده از حل مستقیم معادلات ناویر-استوکس^۳ و معادلات تشابه آکوستیکی انجام می‌شود. هرچند در این تحقیق میدان آکوستیکی

بررسی نشده است، اما لازمه آن حل معادلات دینامیک جریان و تعیین ساختار پیچیده جریان می‌باشد.

ساختار جریان و خصوصیات دینامیک برخورد جت در مقالات متعددی بررسی شده است. دونالدسون و استکر [۷] و [۸]، میدان جریان برخورد را با استفاده از تصویربرداری شیلرن مطالعه نموده‌اند. مشاهدات جریان، اندازه‌گیری‌های فشار سطح و تا حدودی انتقال حرارت از دیواره توسط آنها بررسی شده است. کارلینگ و هانت[۹] و لامونت و هانت[۱۰] مطالعات بیشتری انجام داده و توجه خود را به ناحیه برخورد جت با دیوار معطوف نموده‌اند. کوبانوا و همکارانش [۱۱]، گینبرگ و همکاران [۱۲] و گامر و هانت [۱۳] نیز جزئیات ساختار جریان، خصوصاً ناحیه برخورد جت با دیوار را بررسی نموده‌اند. این ناحیه اهمیت زیادی داشته و بیشتر مورد توجه محققین است و هنوز نیز به طور کامل شناخته نشده است. اغلب آزمایشات مربوط به اندازه‌گیری توزیع فشار متوسط سطح و مشاهدات جریان بوده است. شرکت بوئینگ نیز مطالعات تجربی و عددی برخورد جت را توسط ولزین و همکاران [۱۴] انجام داده و میدان آکوستیک را با استفاده از حل مستقیم معادلات ناویر-استوکس و معادلات تشابه آکوستیکی بدست آورده است. لاد و کوریانیتهیس [۱۵] چندین مدل تلاطم را برای بررسی برخورد جت بکار برده و آنها را با داده‌های تجربی تونل آب مقایسه نموده‌اند. آلوی و همکاران [۱۶] برخورد جریان جت فراصوتی به دیوار را به صورت عددی و تجربی بررسی نموده‌اند. آنها از نرم‌افزار WIND با دقت زمانی مرتبه اول و مدل‌های تلاطم دو معادله‌ای SST [۱۷] و یک معادله‌ای اسپالارت-آلماراس [۱۸] استفاده نموده‌اند. نتایج آنها در بخش ۳ بررسی شده و با نتایج محاسباتی این تحقیق مقایسه شده‌اند. در تمامی تحقیقات ذکر شده، فاصله نازل تا دیوار صلب ثابت بوده است. در این تحقیق اثر حرکت نازل مطالعه شده و با نتایج شبه استاتیک مقایسه شده‌اند.

۲- معادلات حاکم بر جریان

معادلات ناویر-استوکس کامل و تقارن محوری شامل معادلات بقاء جرم، ممنتوم و انرژی به معادله‌ای برای تقریب اثر اغتشاش و یک رابطه کمکی برای خواص

1- Supersonic Impinging Jet

2- Ground Effect

3-Direct Numerical Simulation

به دلیل تغییر ناحیه حل عددی، برنامه کامپیوتری به شبکه غیردایم با مرزهای متحرک^۳ توسعه یافته است. برای گسسته‌سازی معادلات از روش حجم محدود استفاده شده است. در این روش، از معادلات (۱) روی یک حجم انتگرال گرفته می‌شود. این حجم، یک سلول محاسباتی است. معادلات حاکم (۱) به شکل برداری زیر نوشته می‌شوند:

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial y} = \bar{H} \quad (2)$$

که در آن، $\bar{E} = \bar{E}_i - \bar{E}_v$ و $\bar{F} = \bar{F}_i - \bar{F}_v$ می‌باشند. حال از معادله (۲) روی سلول انتگرال گرفته و با تبدیل انتگرال روی حجم به انتگرال روی سطح (قضیه دیورژانس)، خواهیم داشت:

$$\frac{\nabla_c}{\Delta t} (\bar{Q}^{n+1} - \bar{Q}^n) + [(n_x \bar{E} + n_y \bar{F}) A]_L^R + [(n_x \bar{E} + n_y \bar{F}) A]_B^T = \bar{H} \nabla_c \quad (3)$$

که در آن، Π_x و Π_y مولفه‌های بردار عمود بر سطح سلول، A مساحت سطح سلول، ∇ حجم سلول و Δt گام زمانی است. معادله (۳) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\frac{\nabla_c}{\Delta t} \Delta \bar{Q} + (\hat{E}_R - \hat{E}_L) + (\hat{F}_T - \hat{F}_B) = \hat{H} \quad (4)$$

که

$$\Delta \bar{Q} = \bar{Q}^{n+1} - \bar{Q}^n, \quad \hat{H} = \nabla_c \bar{H} \\ \hat{E} = (n_x \bar{E} + n_y \bar{F}) A, \quad \hat{F} = (n_x \bar{E} + n_y \bar{F}) A \quad (5)$$

جزئیات بیشتر روش حل عددی در مرجع [۲۱] داده شده است.

برای محاسبه شارهای وجوه، آنها به دو قسمت + و - تقسیم شده‌اند. قسمت منفی تحت تأثیر پایین دست و قسمت مثبت تحت تأثیر بالادست جریان است. معادله (۴) یک ماتریس پنج قطری ایجاد می‌کند. این معادله با استفاده از روش ADI به دو ماتریس سه قطری در جهت‌های محاسباتی \hat{Q} و $\hat{\eta}$ حل می‌گردد.

ترمودینامیکی، معادلات حاکم بر جریان هستند. این معادلات در شکل بقایی به صورت برداری زیر نمایش داده شده‌اند:

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}_i}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}_i}{\partial y} = \frac{\partial \bar{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}_v}{\partial y} + \bar{H}, \quad (1)$$

$$\bar{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, e_t]^T,$$

$$\bar{E}_i = y [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, (e_t + p)u]^T,$$

$$\bar{F}_i = y [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, (e_t + p)v]^T,$$

$$\bar{E}_v = y [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + \dot{q}_x]^T,$$

$$\bar{F}_v = y [0, \tau_{yx}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + \dot{q}_y]^T,$$

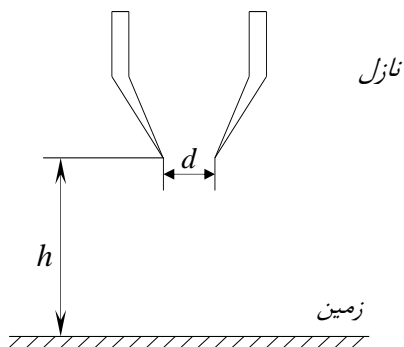
$$\bar{H} = [0, 0, (p - \tau_{\theta\theta}), 0]^T.$$

\bar{E}_i و \bar{F}_i شارهای غیرلزج و \bar{E}_v و \bar{F}_v شارهای لزج و \bar{H} عبارت چشمه می‌باشد. تنش‌های برشی در مرجع شماره [۱۹] آورده شده‌اند. در این روابط u, v مؤلفه‌های سرعت، x, y مختصات فیزیکی، et انرژی کل سیال بر واحد جرم، p فشار استاتیک و ρ چگالی سیال است. برای محاسبه ادی لزجت متلاطم، μ_t از مدل بالدوین-لوماکس [۲۰] در روی سطح پرتابه و مدل طول اختلاط برای پشت جسم استفاده شده است. جزئیات مدل طول اختلاط در مرجع [۲۱] به طور کامل بررسی شده است.

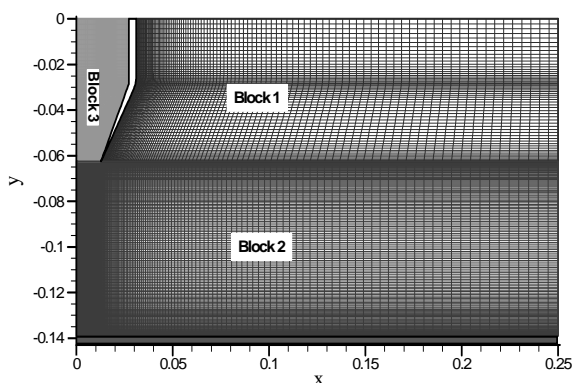
۳- روش حل عددی

در حضور ناپیوستگی‌های شدید همانند امواج تراکمی و انبساطی و اندرکنش‌های قوی بین آنها، شبیه سازی عددی شارهای جابجایی مشکلات زیادی را بوجود خواهد آورد. در بررسی این مسئله از روش TVD^۱ با دقت مکانی و زمانی مرتبه دوم استفاده شده است. در این روش معادلات ناویر-استوکس به دو بخش هذلولوی و سهموی تقسیم می‌گردند. بخش هذلولوی توسط روش مرتبه دوم فون لیر [۲۲ و ۲۳] و بخش سهموی به روش ضمنی ADI با دقت مرتبه دوم مکانی حل می‌شود. الگوریتم روش چند شبکه‌ای^۲ در حل عددی به کار گرفته شده است. همچنین

دارند. هر کدام از مدلها به تنهایی جوابگوی حل عددی جریان برخورد جت با دیوار نیستند. بنابراین در این تحقیق از هر دو مدل بالدوین-لوماکس و مدل طول لایه اختلاط با تصحیحات تراکم پذیری [۲۱] استفاده شده است. در نزدیک دیوار مدل تلاطم بالدوین-لوماکس اثر بیشتری داشته و مدل طول اختلاط اثر کمی دارد و با دور شدن از دیوار این اثرات معکوس می‌شوند.



شکل ۱: هندسه برخورد جریان جت فراصوتی خروجی از نازل به دیوار.



شکل ۲: شبکه در حل میدان جریان برخورد جت با دیوار. (بلوک اول: ۵۹*۱۱۰، بلوک دوم: ۱۶۲*۲۲۰ و بلوک سوم: ۵۹*۱۱۱)

۵ - برخورد جریان غیردائم پلوم خروجی از نازل ثابت با دیوار صلب

علاوه بر حل جریان برخورد جت به دیوار لازم است میدان جریان اطراف نازل نیز حل شود. بنابراین شبکه محاسباتی یک بلوکی جوابگو نمی‌باشد. برای این منظور برنامه کامپیوتری به شبکه چند بلوکی تغییر یافته و از سه بلوک ساده برای شبیه سازی میدان جریان استفاده شده است.

۴- روش حل عددی جریان

چون طبیعت جریان غیردائم است، از روش زمان-دقیق 1 برای حل عددی جریان استفاده شده است. در جریانهای غیردائم به دلیل کوچک بودن گام زمانی معمولاً از روشهای صریح استفاده می‌شود. از طرفی به دلیل دامنه حل وسیع و گرادیانهای شدید خواص جریان، تعداد سلولها زیاد می‌باشد که زمان حل عددی را افزایش می‌دهد. برای مثال مورد استفاده در این تحقیق، با استفاده از کامپیوتر پنتیوم ۵، بیش از یک ماه وقت لازم است تا برخورد جت به صورت غیردائم با روش صریح حل شود. بنابراین ابتدا جریان به صورت ضمنی با گامهای زمانی بزرگ ثابت حل شده است که در آن عدد CFL بیش از ۵۰ بوده است، سپس برای بدست آوردن میدان جریان غیردائم فشار و خواص جریان، حل ضمنی به عنوان شرط اولیه حل صریح داده شده و از روش صریح با گام زمانی کوچک و دقت مرتبه دوم زمانی به روش زمان-دقیق استفاده شده است. چند صد تکرار را متوسط گیری کرده و نتایج ارائه شده‌اند (نتایج تجربی نیز متوسط گیری شده‌اند).

برای جریان برخورد جت خروجی از نازل متحرک به زمین، جریان به صورت زمان-دقیق با گام زمانی کوچک حل شده است. در هر گام زمانی نیروی رانش نازل محاسبه شده و با توجه به وزن نازل و متعلقات آن، سرعت نسبی نازل با دیوار و در نتیجه مسافت طی شده نازل محاسبه شده است. با افزایش فاصله بین سطح خروجی نازل و زمین، ابعاد شبکه نیز به طور خطی در این راستا افزایش یافته است. بنابراین می‌بایست سرعت خطوط شبکه و نیز مرز متحرک در محاسبات در نظر گرفته شود. با توجه به اینکه جریان برخورد جت با دیوار دارای لایه برشی آزاد و جریان چرخشی و دیوار است، مدل تلاطم اهمیت زیادی دارد. از طرفی زمان حل عددی در مدل‌های تلاطم دو معادله‌ای و تنش رینولدز به دلیل وجود عبارات چشمه بزرگ بسیار زیاد است. بنابراین در این تحقیق از مدل جبری استفاده شده است. از آنجائی که مدل بالدوین-لوماکس برای جریانهای با دیوار و مدل طول لایه اختلاط برای جریانهای برشی آزاد کاربرد و اعتبار بیشتری

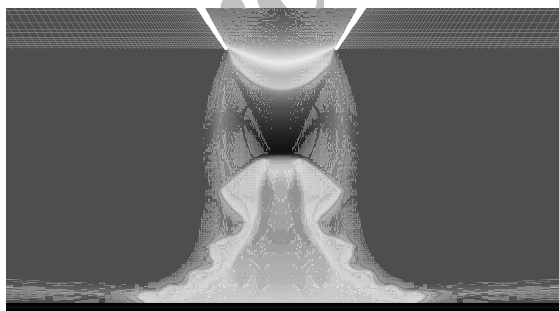
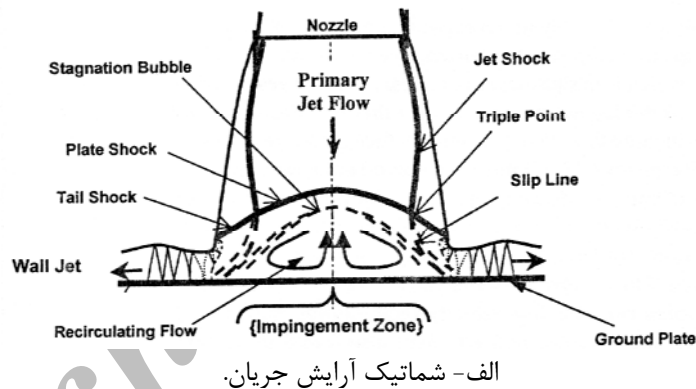
نسبت فشار نازل، $NPR=5$ و $h/d=3$ می‌باشد. NPR مبین نسبت فشار سکون جت، P_0 در خروجی نازل به فشار محیط، P_∞ است. فشار محیط $14/7$ psia، فشار سکون جت، $73/5 \pm 0/5$ psia و دمای سکون جت $20^\circ C$ می‌باشد.

شبکه میدان حل در شکل ۲ ترسیم شده است. بلوک اول روی سطح انتهایی نازل قرار داشته و دارای $110 * 59$ سلول است. بلوک دوم در فاصله بین نازل و دیوار قرار دارد و $162 * 220$ سلول دارد. بلوک سوم در داخل نازل قرار داشته و شامل $111 * 59$ سلول می‌باشد. برای اعمال شرط مرزی صحیح در مرزهای خارجی، دامنه میدان حل بزرگ انتخاب شده است. ابعاد شبکه در بلوک دوم (ناحیه بین نازل و دیوار)، 20 برابر شعاع جت خروجی در راستای عمود بر جریان جت انتخاب شده است. شبکه میدان حل در داخل جت و در نزدیک سطح فشرده شده است.

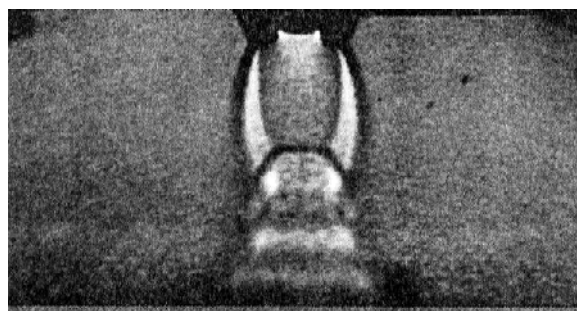
شکل ساده مدل محاسباتی و آزمایشگاهی مورد مطالعه در شکل‌های ۱ و ۲ نشان داده شده است. d قطر خروجی نازل و h فاصله بین نازل و دیوار مقابل آن است.

معادلات ناویر-استوکس کامل به همراه ترکیب دو مدل تلاطم جبری به صورت عددی حل شده‌اند. در روی مرز جامد روی سطح نازل و سطح بالایی نازل و دیوار مقابل نازل، شرط مرزی عدم لغزش اعمال شده است. روی محور تقارن شرط مرزی انعکاسی و در سطوح سمت راست بلوک‌های ۱ و ۲ از شرط مرزی جریان خروجی زیرصوت استفاده شده است. در مرز بالایی بلوک سوم، شرط مرزی ورودی زیرصوت داده شده است. به دلیل جریان زیر صوت در این ناحیه، فشار و دمای سکون و نیز جهت سرعت ورودی داده شده و مؤلفه‌های سرعت، فشار استاتیک و دمای استاتیک روی این مرزها محاسبه می‌شوند.

جت سیال از یک نازل تقارن محوری خارج شده و به سطح مقابل آن برخورد می‌کند. قطر نازل $25/4$ میلیمتر،



ج- کانتورهای چگالی نتایج CFD.



ب- تصویر شادوگراف.

شکل ۳: شماتیک جریان و مقایسه تصویر متوسط شادوگراف آزمایشات آلوی و همکاران [۱۶] و کانتورهای چگالی نتایج محاسباتی.

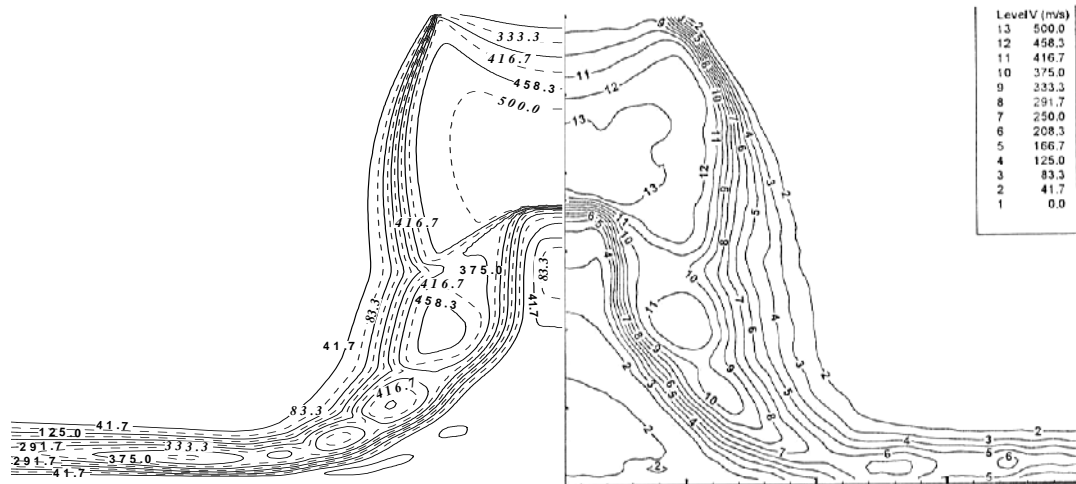
دهیم. نحوه متوسط گیری در مرجع [۲۵] بحث شده است. با توجه به اینکه متوسط گیری شادوگراف بدست آمده از دستگاه آزمایش به تغییرات جزئی مرتبه دوم چگالی در جریان حساس است، مقایسه نتایج تجربی شادوگراف و خطوط چگالی بدست آمده از نتایج عددی چندان معقول نیست. با این وجود ساختار کلی جریان در نتایج تجربی و عددی یکسان هستند.

جهت بررسی دقت محاسبات عددی، مقایسه‌ای بین کانتورهای سرعت بدست آمده از شبیه سازی عددی با داده‌های تجربی PIV آلوی و همکارانش [۱۶] در شکل ۴ انجام شده است. آزمایشات PIV و نتایج CFD تقریباً یکسان می‌باشند. موقعیت دیسک ماخ با دقت خوبی پیش بینی شده است، منتهی ضخامت لایه برشی جت و لایه دیوار-جت کمتر از نتایج تجربی پیش‌گویی شده است که علت آن ضعف در مدل تلاطم استفاده شده، خطاهای عددی و شبکه میدان حل و نیز متوسط گیری‌های زمانی انجام شده می‌باشد. ارتفاع حباب جدایش در حل عددی برابر ارتفاع حباب جدایش در نتایج تجربی بدست آمده است، اما پهنای حباب جدایش در نتایج CFD کمتر محاسبه شده است. در شکل ۴ مشاهده شبیه سازی عددی آلوی و همکارانش موقعیت دیسک ماخ را کمی از نزدیک‌تر به زمین پیش بینی نموده است، در حالی نتایج محاسباتی بدست آمده از مدل‌های جبری این تحقیق، موقعیت دیسک ماخ را به خوبی پیش بینی نموده است. همچنین ارتفاع حباب جدایش در شبیه سازی عددی این تحقیق بهتر از نتایج عددی آلوی و همکاران [۱۶] بوده است البته در نتایج محاسباتی این تحقیق، ضخامت لایه برشی، ضخامت لایه مرزی دیوار-جت و در نتیجه پهنای حباب سکون کمتر از نتایج تجربی و محاسباتی آلوی و همکاران [۱۶] پیش بینی شده است و خطای بیشتری نسبت به آنها دارد. مدل جبری ساده بکار رفته در این تحقیق توانسته است ساختار پیچیده جریان شامل هسته جت، ناحیه برگشتی، حباب سکون، جریان جت-دیوار و دیسک ماخ رابه خوبی پیش بینی نماید. همچنین یادآور می‌شویم که آلوی و همکارانش [۱۶] از یک کد تجاری به نام WIND استفاده نموده‌اند که دارای دقت مرتبه اول زمانی است، در حالی که در برنامه کامپیوتری تدوین شده، دقت زمانی مرتبه دوم بوده و اصل برنامه به راحتی قابل تغییر است.

در شکل ۳ تصویر متوسط شادوگراف آزمایشات آلوی و همکاران [۱۶] و کانتورهای چگالی نتایج محاسباتی مقایسه شده‌اند. برای درک بیشتر خصوصیات جریان، شماتیک جریان نیز ترسیم شده است. میدان جریان برخورد جت به دیوار را می‌توان به سه ناحیه اصلی تقسیم نمود. ناحیه اول ستون جت^۱ است که در آن جریان اصولاً غیرلزج بوده و شامل امواج انبساط و تراکمی در جت فرومنبسط است. ناحیه دوم، ناحیه برخورد^۲ نام دارد که ناحیه‌ای نزدیک نقطه برخورد جت^۳ می‌باشد. در این ناحیه گردانیهای شدید در خواص جریان مثل فشار و سرعت وجود دارد. ناحیه سوم ناحیه دیوار-جت دوار^۴ است که خارج ناحیه برخورد جت قرار دارد. حباب سکون^۵ قرار گرفته در ناحیه برخورد در شکل ۳-الف نشان داده شده است. جزئیات ساختار میدان جریان برخورد جت بستگی زیادی به عدد ماخ جت و فاصله نازل از دیوار مقابل آن داشته و ممکن است کاملاً متفاوت با این شکل باشد [۱۱-۱۳]. هنگامی که جت فراصوتی باشد، جریان اولیه جت به دیوار رسیده، سرعتش کم شده و تشکیل یک شاک صفحه‌ای می‌دهد. اگر جت به صورت غیر ایده‌آل منبسط شود، امواج تراکمی مایل در پلوم جت با شاک صفحه‌ای اندرکنش کرده و شاک سومی ایجاد می‌شود. نقطه اتصال این شاکها، نقطه سه‌گانه می‌باشد. شاک سوم موج تراکمی دنباله‌دار است. در این حالت حباب جدایش^۶ وجود داشته و شامل ناحیه بسته‌ای از جریان برگشتی است که دارای سرعت نسبتاً کم می‌باشد.

خطوط هم‌چگالی بدست آمده از نتایج محاسباتی در شکل (۳-ج) با تصویر متوسط شادوگراف (شکل ۳-ب) مرجع [۱۶] مقایسه شده است. یادآور می‌شویم که جریان برخورد جت به دیوار طبیعت غیردائم داشته و نوسانی می‌باشد. این رفتار غیردائم در مشاهدات آزمایشگاهی مرجع [۱۳] بحث شده است. بنابراین کوشش کرده‌ایم تا یک متوسط گیری مناسب از خصوصیات جریان انجام

- 1- Jet Column
- 2- Impingement Zone
- 3- Impingement Point
- 4- Round Wall-Jet
- 5- Stagnation Bubble
- 6-Tail Shock
- 7-Separation Bubble



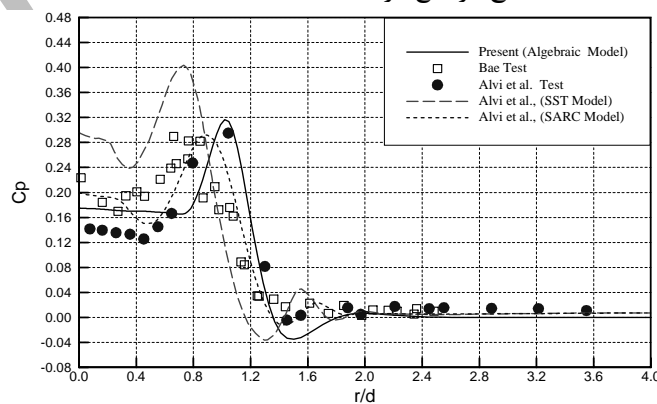
الف- کانتورهای سرعت آزمایش PIV.

ب- کانتورهای سرعت نتایج CFD.

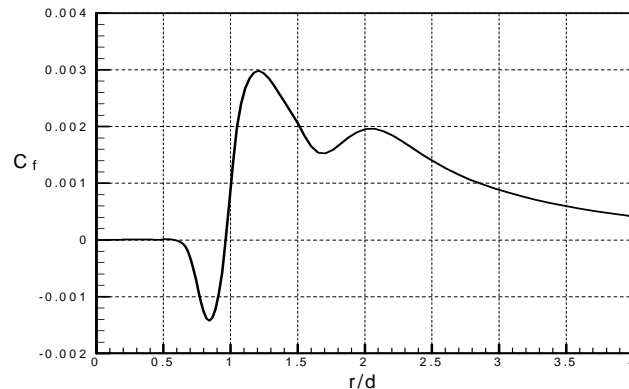
شکل ۴ مقایسه کانتورهای سرعت نتایج محاسباتی در این تحقیق و اندازه‌گیری‌های PIV آلوی و همکاران [۱۶]

توزیع فشار در دیوار مقابل جت بدست آمده از نتایج محاسباتی با داده‌های تجربی آلوی و همکارانش [۱۶] در شکل ۵ مقایسه شده است. این نتایج با استفاده از مدل‌های تلاطم SA, SST [۱۸] و SARC [۲۵] بدست آمده‌اند. داده‌های تجربی Bae نیز در شکل ۵ نشان داده شده‌اند. این داده‌ها مربوط به یک نازل تقارن محوری به قطر ۱۲۰ میلی‌متر و دمای سکون 1800°F و $\text{NPR}=5$ است که در مرکز فضایی بریتانیا بدست آمده است [۲۶]، و مشابه داده‌های تجربی مرجع [۱۶] است. فشار به صورت $C_p = (P_s - P_{\infty}) / (P_0 - P_{\infty})$ بی‌بعد شده است، که در آن P_s فشار سطح، P_{∞} فشار محیط و P_0 فشار سکون در خروجی جت است. محور X موقعیت شعاعی است که با قطر خروجی نازل بدون بعد شده است. توزیع فشار دارای یک بیشینه فشار حلقوی و یک ناحیه مسطح مرتفع در

وسط آن است. این ناحیه مسطح به دلیل برخورد جت سیال با حباب برگشتی است. فشار وسط جت روی دیوار کمتر از فشار کل جریان جت پیش بینی شده است. همچنین این فشار کمتر از جریانی است که جت به صورت ایده‌آل (بدون حباب جدایش) منبسط می‌شود. ناحیه جریان چرخشی جریان هسته جت را به طور شعاعی به سمت خارج ناحیه برخورد منحرف می‌کند. بنابراین بیشینه فشار کمتر از فشار سکون بوده و دورتر از مرکز برخورد جت تشکیل می‌شود. نکته قابل توجه در شکل (۵) این است که مدل تلاطم جبری ساده بکار رفته در این تحقیق، بر خلاف انتظار بیشینه فشار را بهتر از مدل‌های یک معادله‌ای SRAC و دو معادله‌ای SST پیش بینی نموده است.



شکل ۵: مقایسه نتایج محاسباتی توزیع فشار دیوار با نتایج تجربی و محاسباتی (با مدل‌های تلاطم اسپالارت-آلماراس و مدل دو معادله‌ای SST) آلوی و همکاران [۱۶] و داده‌های آزمایشی مرکز فضایی بریتانیا [۲۶].



شکل ۶: توزیع تنش برشی دیوار مقابل جت سیال.

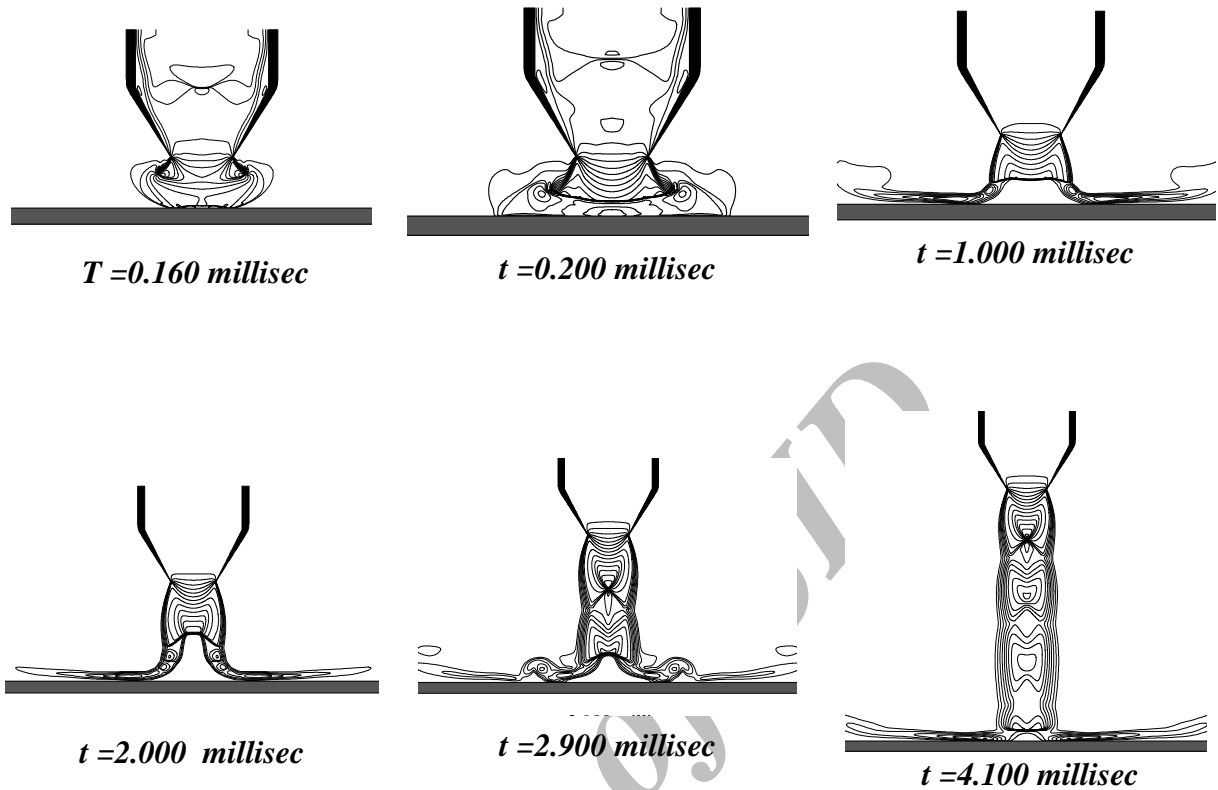
آرامی کاهش می‌یابد. در حوالی $r/d=1$ ، تنش برشی صفر شده و حباب جریان برگشتی از جریان دیوار - جت جدا شده است.

۶ - برخورد جریان غیردائم پلوم خروجی از نازل متحرک با دیوار مقابل آن

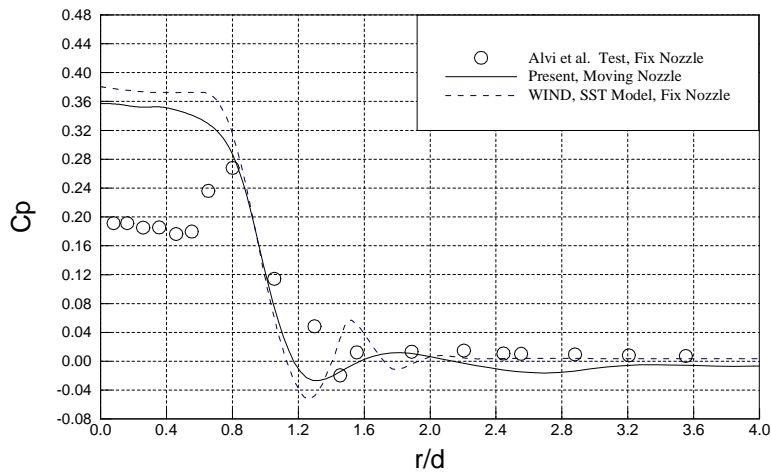
نتایج عددی و تجربی در خصوص حرکت نازل توسط نگارندگان یافت نشده است. اکثر محققین به دلیل طبیعت شبه دائم برخورد جریان در نازل متحرک به اثر فاصله نازل با زمین بدون حرکت نازل بسنده کرده‌اند. با افزایش فاصله نازل از سطح زمین، h ، ساختار جریان تغییر می‌کند. وقتی که h خیلی کوچک است، شاک صفحه‌ای مرکزی خمیدگی کمی به سمت نازل خواهد داشت و با افزایش بیشتر فاصله نازل تا دیوار تحذب این شاک بیشتر می‌شود. در این حالت ماکزیمم فشار در مرکز جت قرار دارد. هنگامی که فاصله بین نازل و دیوار افزایش بیشتری می‌یابد، فشار مرکز جت سریعتر از لبه‌های آن کاهش می‌یابد. در ابتدای حل عددی، فاصله مقطع خروجی نازل از دیوار برابر قطر نازل، d در نظر گرفته شده است. تعداد سلول‌های شبکه در بلوک‌های مختلف و نحوه فشردگی خطوط شبکه دقیقاً مشابه شکل ۲ است و تنها فاصله نازل از شبکه کم شده است. خصوصیات جریان و هندسه نازل مطابق بخش قبل است. شرایط اولیه در تمام سلول‌ها برابر شرایط محیط داده شده است و جریان از موتور وارد نازل می‌شود.

علت پیش بینی صحیحتر ماکزیمم فشار بدست آمده در این تحقیق، تعیین موقعیت صحیحتر دیسک ماخ است. نتایج محاسباتی شدت دیسک ماخ را کمتر از مقادیر آزمایشگاهی پیش بینی نموده‌اند که موجب بیشتر شدن فشار در ناحیه برخورد جت شده است. این اختلاف در شبیه‌سازی‌های عددی با مدل‌ها تلاطم SST و SRAC بیشتر از نتایج بدست آمده از مدل جبری مورد استفاده در این تحقیق است.

مشکل خوردگی سطح به دلیل بارهای کاملاً غیر دائمی است که از برخورد جت داغ و سرعت بالا به دیوار مقابل بوجود می‌آید. شکل ۵ نشان می‌دهد که در ناحیه دیوار-جت، در نزدیک سطح و در فاصله چند میلیمتری از دیوار، سرعت بین ۲۵۰ تا ۳۵۰ متر بر ثانیه است که گردایان سرعت زیادی ایجاد کرده و تنش برشی در این ناحیه را به شدت زیاد کرده است. توزیع تنش برشی دیوار، $C_f = \tau_w / (P_0 - P_\infty)$ ، در شکل (۷) رسم شده است. مشاهده می‌شود که در بخش مرکزی، تنش برشی بسیار کم بوده و در حد صفر است که به دلیل کم بودن سرعت در ناحیه حباب سکون و جریان چرخشی است. اما بعد از این ناحیه، تغییر سریعی در تنش برشی ایجاد می‌شود و تا $r/d=0.8$ ادامه دارد. در این نقطه بیشینه تنش برشی (منفی) ایجاد می‌شود. مقدار منفی تنش برشی بخاطر این است که حباب جریان برگشتی به طرف شعاع و به سمت داخل حرکت می‌کند. بیشینه منفی در $r/d=0.8$ منطبق با موقعیت خط لغزش روی سطح است، جایی که تنش برشی زیادی انتظار داریم. افزایش سریعی در تنش برشی از $r/d=0.8$ تا $r/d=1.2$ در شکل دیده می‌شود. پس از آن، تنش برشی به دلیل رشد لایه مرزی دیوار - جت به

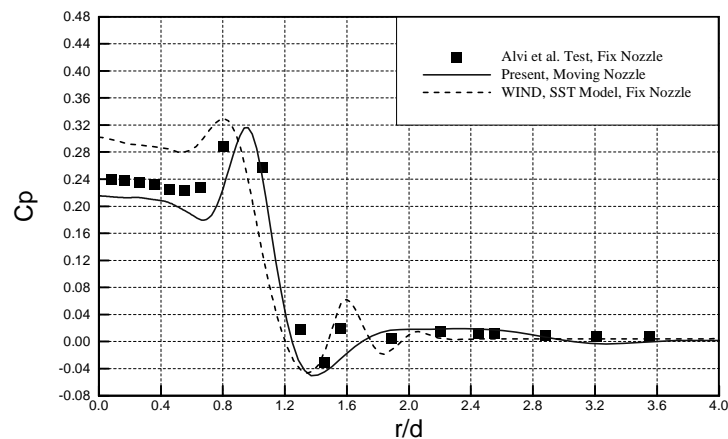


شکل ۷: کانتورهای عدد ماخ در زمانهای مختلف (نازل متحرک).

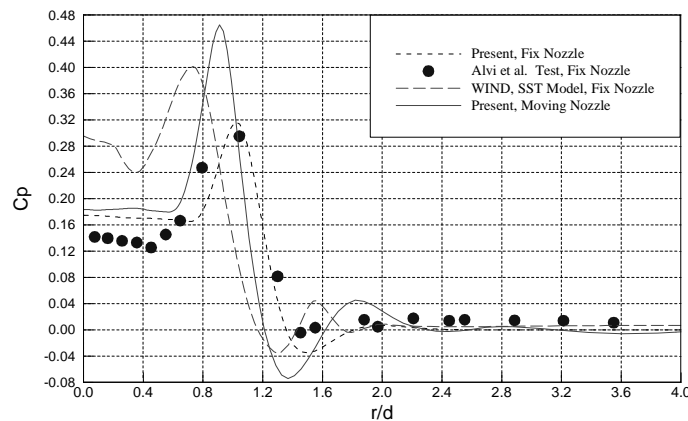


شکل ۸: مقایسه نتایج محاسباتی توزیع فشار دیوار در حالت نازل متحرک با نتایج تجربی و محاسباتی و

تجربی آلوی و همکاران [۱۶] برای فاصله خروجی نازل تا زمین، $h = 1/6$



شکل ۹: مقایسه نتایج محاسباتی توزیع فشار دیوار در حالت نازل متحرک با نتایج تجربی و محاسباتی و تجربی آلوی و همکاران [۱۶] برای فاصله خروجی نازل تا زمین، $h/d = 2$



شکل ۱۰: مقایسه نتایج محاسباتی توزیع فشار دیوار در حالت‌های نازل متحرک و ثابت با نتایج تجربی و محاسباتی و تجربی آلوی و همکاران [۱۶] برای فاصله خروجی نازل تا زمین، $h/d = 3$

کانتورهای عدد ماخ در زمان‌های مختلف (و یا فواصل مختلف نازل تا زمین، h) در شکل‌های ۷ رسم شده‌اند. روند غیردائمی جریان مشابه جریان غیردائم از یک نازل ثابت است که در بخش قبل به طور کامل بحث شده است. در فواصل زیاد نازل از دیوار، جریان پلوم آزاد بدست می‌آید که در مراجع مختلف از جمله مرجع [۲۱] بحث شده است.

در شکل‌های ۸ تا ۱۰ نتایج محاسباتی توزیع فشار دیوار در حالت نازل متحرک با نتایج محاسباتی و تجربی آلوی و همکاران [۱۶] (برای نازل ثابت) در فواصل مختلف نازل تا زمین، $h/d = 1/6$ ، $h/d = 2$ ، و $h/d = 3$ مقایسه شده‌اند. نکته قابل توجه این است که رفتار توزیع فشار در جریان

در هر گام زمانی با انتگرال گیری از فشار و سرعت مقطع خروجی نازل، در هر گام زمانی نیرو بدست می‌آید. سپس با داشتن جرم نازل و متعلقات آن، شتاب و سرعت لحظه‌ای و در نتیجه فاصله مکانی پیموده شده محاسبه می‌شود. اگر بخواهیم یک مسئله عملی و واقعی را به صورت عددی حل نمائیم نیاز به زمان بسیار داریم، زیرا مقیاس زمانی دینامیک حرکت نازل بسیار بزرگتر از مقیاس زمانی دینامیک جریان است. بنابراین در این تحقیق جرم نازل را کم در نظر گرفته و در نتیجه شتاب نازل بسیار می‌شود. این شتاب زیاد غیر واقعی بوده و تنها برای درک صحیح از مکانیزم جریان مورد مطالعه قرار گرفته است.

سرعت بدست آمده از اندازه‌گیری‌های PIV مقایسه شده‌اند. نکته مهم در این تحقیق، پیش‌گویی خوب ساختار جریان بسیار پیچیده با گرادیان فشارهای معکوس زیاد توسط یک مدل جبری ساده می‌باشد. مدل جبری ترکیبی موقعیت دیسک ماخ، ارتفاع حباب سکون و بیشینه فشار را مطابق با نتایج تجربی و حتی بهتر از مدل‌های دو معادله‌ای و یک معادله‌ای پیش‌بینی نموده است.

نتایج جریان در نازل متحرک نشان داد که تغییرات فشار دیوار مقابل جت در دو حالت نازل ثابت و نازل متحرک تقریباً یکسان است. برای فواصل کم نازل تا دیوار، این اختلاف شدیدتر است. بنابراین حل جریان شبه استاتیک در برخورد جریان پلوم نازل با دیوار در صورتی که فاصله نازل تا دیوار خیلی کم نباشد صادق است. همچنین مقایسه نتایج محاسباتی این تحقیق با نتایج تجربی و عددی دیگران نشان داده است که توزیع فشار دیوار برای فواصل مختلف نازل تا دیوار در این تحقیق بهتر از نتایج محاسباتی با استفاده از نرم افزار WIND با مدل تلاطم دو معادله‌ای پیش‌بینی شده است.

مراجع

1. Neuwerth, G., "Acoustic Feedback of a Subsonic and Supersonic Free Jet which is Impinging on an Obstacle", NASA TT F-1519, 1974.
2. Powell, A., "The Sound-Producing Oscillation of Round Underexpanded Jets Impinging on Normal Plates" J. Acoustical Society of America, Vol. 83, No. 2, pp. 515-533, 1988.
3. Tam, C.K.W. and Ahuja, K.K., "Theoretical Model of Discrete Tone Generation by Impinging Jets", J. Fluid Mech., Vol. 214, No. 1, pp.67-68, 1990.
4. Henderson, B. and Powell, A., "Experiments Concerning Tone Produced by an Axisymmetric Choked Jet Impinging on Flat Plates", J. Sound and Vibration, Vol. 168, No. 2, pp. 307-326, 1993.
5. Krothapalli, A., Rajakuperan, E., Alvi, F.S., and Lourenco, L., "Flow Field and Noise Characteristics of a Supersonic Impinging Jet", J. Fluid Mech., Vol. 392, pp. 155-181, 1999.
6. Powell, A., "On Edge Tones and Associated Phenomena", Acoustica, Vol. 2, No. 1, pp. 233-243, 1953.
7. Donaldson, C.D. and Snedeker, R.S., "A Study of Free Jet Impingement, Part 1. Mean Properties of Free and Impinging Jets", J. Fluid Mech., Vol. 45, No. 1, pp. 307-319, 1971.

دائم با نازل ثابت تقریباً مشابه جریان غیر دائم با نازل متحرک بوده و اختلاف کمی بین آنهاست. یکی از دلایل این اختلاف، متوسط‌گیری از جریان ناپایدار در نازل ثابت است که در منحنی‌های توزیع فشار رسم شده‌اند، در حالی که در نازل متحرک، از توزیع فشار به صورت لحظه‌ای استفاده شده است. اختلاف قابل توجهی در بیشینه فشار حلقوی مشاهده می‌شود که یکی از دلایل آن همین متوسط‌گیری زمانی است. این اختلاف بیشینه فشار در فواصل نازل تا زمین $h/d = 1/6$ و $h/d = 2$ کمتر بوده است، اما بدیهی است که تفاوت توزیع فشار دیوار برای دو حالت نازل ساکن و متحرک در فواصل کم نازل تا زمین زیاد می‌باشد. همچنین در این شکل‌ها مشاهده می‌شود که توزیع فشار پس از بیشینه فشار حلقوی در نازل متحرک نوسانات کمتری نسبت به نازل ثابت دارد که دلیل آن را می‌توان کاهش اثر زمین در انعکاسات مختلف (برای نازل متحرک) دانست. با این وجود در هر سه شکل ۸ تا ۱۰ دقت نتایج محاسباتی حاصل از این تحقیق حتی با وجود متحرک گرفتن نازل، بهتر از نتایج محاسباتی آلی و همکاران [۱۶] با استفاده از نازل ثابت بوده است.

۷- بحث و نتیجه‌گیری

در این تحقیق برخورد پلوم فراصوتی فرومنبسط خروجی از یک نازل به صورت عددی شبیه‌سازی شده و با نتایج تجربی مقایسه شده است. از روش عددی تجزیه شار فون لیر با دقت مرتبه دوم مکانی و زمانی به دو صورت صریح و ضمنی استفاده شده است. ترکیب دو مدل تلاطم جبری بالدوین-لوماکس و طول لایه اختلاط برای تعیین ادی-لزجت در کلیه نواحی جریان، خصوصاً نواحی نزدیک دیوار و لایه برشی جت بکار رفته است.

شبیه‌سازی‌های عددی توانسته‌اند کلیه بخش‌های میدان جریان نظیر ناحیه جدایش پشت نازل، امواج انبساطی در گوشه انتهایی نازل، نواحی جریان چرخشی نزدیک دیواره پشت جسم و خروجی پلوم، جریان چرخشی روی انتهای سطح جانبی نازل، تبدیل صحیح انعکاس موج ضربه‌ای در محور تقارن و هسته پلوم به یک دیسک ماخ قوی را به خوبی پیش‌بینی نمایند. نتایج محاسباتی متوسط حاصل از شبیه‌سازی عددی با تصاویر شادوگراف و کانتورهای

17. Menter, F.D., "Zonal Two-equation $k-\omega$ Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 93-2906, 1993.
18. Spalart, R.R., and Allmaras, S.R., "A One-equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 92-0439, 1992.
19. Hoffmann, K.A. and Chiang, S.T., "Computational Fluid Dynamics for Engineers", Eng. Edu. Sys., Austin, Texas, 1993.
20. Baldwin, B.S. and Lomax, H. "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow", AIAA Paper 78-257, 1978.
- ۲۱- طالبی، ش. و احمدی‌کیا، ح. "شبیه سازی جریان تراکم پذیر و متلاطم بر روی موشک با پلوم خروجی"، طرح تحقیقاتی بین دانشگاهی بوعلی سینا و یزد، ۱۳۸۴.
22. Van Leer, B., "Flux Vector Splitting for the Euler Equations", The 8th Int. Conf. on Numerical Methods in Fluid Dynamics, Berlin, Springer Verlag, 1982.
23. Van Leer, B., "Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme, II: Monotonicity and Conservation Combined in a Second Order Scheme", J. Computational Phys., Vol. 14, pp. 361-370, No. 3, 1974.
- ۲۴- پیشه‌ور، ار. و احمدی‌کیا، ح. "اثر زمین بر پلوم خروجی از موشک"، گزارش طرح تحقیقاتی بین دانشگاهی صنعتی اصفهان و بوعلی سینا همدان، ۱۳۸۴.
25. Spalart, R.R. and Shur, M.L., "On the Sensitization of Turbulence Models to Rotation and Curvature", Aerospace Science and Tech., Vol. 1, No. 5, pp. 297-302, 1997.
26. "JSF Surface Erosion Materials Characterization Program Test Results", R.G.A. Angel, British Aerospace PLC, FAE-R-RES-4620, No. 1, 1999.
8. Donaldson, C.D. and Snedeker, R.S., "A Study of Free Jet Impingement, Part 2. Free Jet Turbulent Structure and Impingement Heat Transfer", J. Fluid Mech., Vol. 45, No. 1, pp. 477-512, 1971.
9. Carling, J.C., and Hunt, B.L., "The Near Wall Jet of a Normally Impinging, Uniform, Axisymmetric, Supersonic Flow", J. Fluid Mech., Vol. 66, No. 1, Pt. 1, pp. 159-176, 1974.
10. Lamont, P.J. and Hunt, B.L., "The Impingement of Under Expanded Axisymmetric Jets on Perpendicular and Inclined Flat Plates", J. Fluid Mech., Vol. 100, No. 3, pp. 471-511, 1981.
11. Gubanov, O.I., Lunev, V.V., and Plastinina, L.N., "The Central Breakaway Zone with by Interaction Between a Supersonic Underexpanded Jet and a Barrier", Fluid Dynamics, Vol. 6, No. 1, pp. 298-301, 1973.
12. Ginzberg, I.P., Semilentenko, B.G., Terpigorev, V.S., and Uskov, V.N., "Some Singularities of Supersonic Underexpanded Jet Interaction with a Plane Obstacle", J. Eng. Phys., Vol. 19, No. 2, pp. 1081-1084, 1973.
13. Gummer, J.H. and Hunt, B.L., "The Impingement of a Non-uniform Axisymmetric, Supersonic Jet in a Perpendicular Flat Plate", Israel J. Technology, Vol. 12, No's. 3-4, pp. 221-235, 1974.
14. Wlezien, R.W., Bower, W.W., Childs, M.S., Howe, M.S., and Kibens, V., "Experimental and Computational Investigation of Supersonic STOVL Jet Flow and Acoustic Fields", NASA CR 189547, 1992.
15. Ladd, J.A., and Korakianitis, T., "On the Assessment of One- and Two-equation Turbulence Models for the Computation of Impinging Jet Flowfields", AIAA Paper 96-2545, 1996.
16. Alavi, F.S. Ladd, J.A. and Bower, W.W., "Experimental and Computational Investigation of Supersonic Impinging Jets", AIAA J., Vol. 40, No. 4, pp. 599-608, 2002.