

شبیه‌سازی عددی جریان‌های فراصوتی آرام و آشفته غیردائم خروج یک پرتابه از یک لوله

حسین احمدی کیا^۱ و هادی الیاسی^۲

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه بوعلی سینا

(تاریخ دریافت: ۱۳۸۶/۰۷/۰۲؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۸۷/۰۶/۱۸)

چکیده

در این پژوهش، جریان فراصوتی آرام و آشفته غیردائم پرتابه خروجی از یک لوله به صورت عددی شبیه‌سازی شده است. معادلات جریان لزج تقارن محوری و تراکم پذیر به روش تقسیم شار ون-لیبر با دقت مرتبه دوم مکانی و زمانی با مرز متحرک به صورت عددی حل شده است. هنگامی که پرتابه از لوله خارج می‌شود، جریان پیچیده‌ای در جلو و پشت آن ایجاد می‌شود. این جریان شامل انواع امواج انبساطی و ضربه‌ای هستند. اندرکنش‌های پیچیده این امواج تحلیل جریان را دشوار می‌سازد. شبیه‌سازی عددی توانسته جبهه موج فشاری و موج ضربه‌ای خمیده جلوی جسم، موج بارل، دیسک ماخ، جریان چرخشی و لایه برشی را به خوبی پیش‌بینی کند. نتایج به دست آمده نشان می‌دهند که تفاوت چندانی بین آرایش جریان‌های آرام و آشفته وجود ندارد. اما نیروهای آیرودینامیکی وارده به پرتابه با هم متفاوت هستند. به دلیل اندرکنش‌های مختلف امواج ضربه‌ای و انبساطی، تغییرات شتاب و نیروهای آیرودینامیکی در لحظه خروج پرتابه بسیار زیاد بوده موجب ارتعاش پرتابه می‌شود که می‌تواند مسیر آن را تغییر دهد. این شتاب در لحظه شروع خروج پرتابه از لوله بیشترین مقدار خود را دارد، اما به محض خروج کامل پرتابه از لوله، نیروی مقاوم افزایش و شتاب کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: پرتابه، جریان فراصوتی، آشفتگی، مرز متحرک، شبکه چند بلوکی

Computational Simulation of Laminar and Turbulent Unsteady Supersonic Flow of a Discharged Projectile from a Tube

H. Ahmadikia and H. Elyasi

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

ABSTRACT

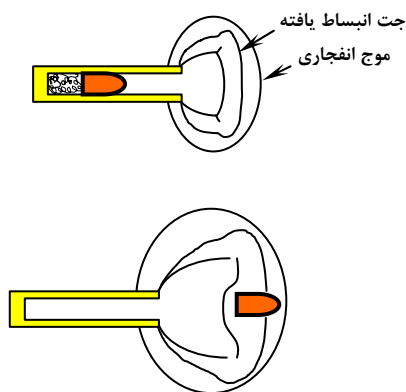
In this work, unsteady laminar and turbulent supersonic flows of a discharged projectile from a tube has been numerically simulated. The equations of axisymmetric viscous compressible flow has been computed by Van Leer flux vector splitting method, using time and space second order accuracy and moving boundary considerations. When a projectile is discharged from a tube, a complicated flow in its front and back is created which This flow includes expansion and shock waves. Complicated interactions between these waves make the analysis of this flow very difficult. The numerical simulation predicts expansion wave, bow shock wave in front of projectile, barrel shock wave, Mach disk, vortex ring, and shear layer. Results show that, there are not much differences between the laminar and turbulent flow arrangements, but the aerodynamic forces are different. The variation of acceleration and aerodynamic forces, when projectile is discharging from a tube, due to more intractions between the expansion and shock waves, is large and causes vibration of the projectile and change in its path. When projectile starts to discharge from a tube, the acceleration will be maximum, but when discharges entirely from tube, the resistant force is increased and the acceleration is decreased.

Key Words: Projectile, Supersonic Flow, Turbulence, Moving Boundary, Multi-block Grid

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

۲- کارشناس ارشد: elyas_ha2005@yahoo.com

پرتابه در شکل ۱ ترسیم شده است. هنگامی که پرتابه از لوله خارج می‌شود موج فشاری در جلوی آن تشکیل می‌شود که بسته به عدد ماخ آن، ممکن است از موج تشکیل شده جلوی خود عبور کند. البته با توجه به عدد ماخ پرتابه، ماهیت موج انفجاری تشکیل شده در جلوی پرتابه متفاوت خواهد بود.



شکل (۱): نمایش خروج گلوله از لوله

آزمایش‌های خروج گلوله از تفنگ توسط اشمیت [۱] و ارود [۲] بررسی شده است. جیانگ [۳] معادلات اوپلر تقارن محوری در جریان روی پرتابه متحرک در فضای آزاد را به روش عددی استیگر وارمینگ حل کرده است. جیانگ [۴] همچنین معادلات اوپلر تقارن محوری در جریان خروج پرتابه متحرک از لوله را انجام داده است. در تحقیق حاضر، معادلات جریان لزج تقارن محوری به همراه مدل اغتشاشی، با شرط مرزی متحرک به روش حجم محدود حل شده است. همچنین جریان خروجی از لوله نیز شبیه‌سازی شده است.

۲- معادلات حاکم بر جریان

معادلات ناویر-استوکس کامل و تقارن محوری شامل معادلات بقای جرم، ممنتوم و انرژی به همراه معادله‌ای برای تقریب اثر اغتشاش و رابطه کمی برای خواص ترمودینامیکی، معادلات حاکم بر جریان هستند. این معادلات در شکل بقایی به صورت برداری زیر نمایش داده شده‌اند:

علائم انگلیسی

A	مساحت سلول
\vec{E}	بردار شارهای غیر لزج در جهت X
e	انرژی سیال
\vec{F}	بردار شارهای غیر لزج در جهت Y
\vec{H}	عبارت چشمه
n	مؤلفه بردار عمود بر سطح سلول
P	فشار استاتیک
\vec{Q}	بردار متغیرهای اولیه (سرعت و فشار)
\dot{q}	شار گرمایی
t	زمان
u	سرعت در جهت X
v	سرعت در جهت Y یا شعاعی
x	جهت مختصاتی
y	جهت مختصاتی

علائم یونانی

θ	جهت مختصات محیطی
ρ	چگالی
τ	تنش برشی

زیر نویس ها

B	پایین
i	مربوط به شارهای غیر لزج
L	چپ
R	راست
T	بالا
t	کلی
v	مربوط به شارهای لزج
x	جهت مختصاتی
y	جهت مختصاتی

۱- مقدمه

خروج پرتابه از یک لوله در صنعت هوافضا کاربرد زیادی دارد. پرتابه از داخل لوله با سرعت زیاد حرکت کرده و جبهه موج فشاری جلوی آن تشکیل می‌شود. شماتیک جریان خروجی از

محاسباتی است. معادلات حاکم (۱) به شکل برداری زیر نوشته می‌شوند:

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

حال از معادله (۲) روی سلول انتگرال گرفته و با تبدیل انتگرال روی حجم به انتگرال روی سطح (قضیه دیورژانس)، خواهیم داشت:

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

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 در آن،

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

$$\hat{E} = (n_x \bar{E} + n_y \bar{F}) A, \quad \hat{F} = (n_x \bar{E} + n_y \bar{F}) A.$$

جزئیات بیشتر روش حل عددی در مرجع [۹] ارائه شده است.

معادلات حرکت جسم و جریان سیال به صورت همزمان و صریح حل شده‌اند. بدین ترتیب که پس از هر گام زمانی، نیروهای وارد بر پرتابه محاسبه شده و با تعیین شتاب، مسافت پیموده شده از روش اویلر با دقت مرتبه دوم زمانی (با گام زمانی بسیار کوچک) به دست آمده است و مجدداً جریان روی جسم حل شده است.

۴- مرزهای متحرک و شرایط اولیه

برای شبیه‌سازی پرتابه متحرک، باید شرایط مرزهای پرتابه را طوری اعمال کرد تا بتوان حرکت آن را مدل‌سازی کرد. برای این کار بایستی در هر لحظه از زمان حل، سطوح متحرک پرتابه ردیابی شوند. یعنی اینکه در هر لحظه از زمان حل، موقعیت سطوح جلو، پشت، بالا و پایین پرتابه مشخص شوند تا بتوان شرایط متحرک بودن این سطوح را در برنامه کامپیوتری اعمال کرد. برای توضیح بیشتر، شکل ۲ را در نظر بگیرید. مقدار سرعت u در نقطه a درون پرتابه از نقاط سمت راست خارج پرتابه طوری برون یابی می‌شود که سرعت دقیقاً در وجه سمت راست برابر سرعت پرتابه شود. مؤلفه سرعت v در روی این مرز برابر صفر قرار داده شده و گرادیان فشار و چگالی در این سطوح برابر صفر قرار داده می‌شوند. مشابه همین شرایط مرزی در

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

که در آن،

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

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

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

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

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

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

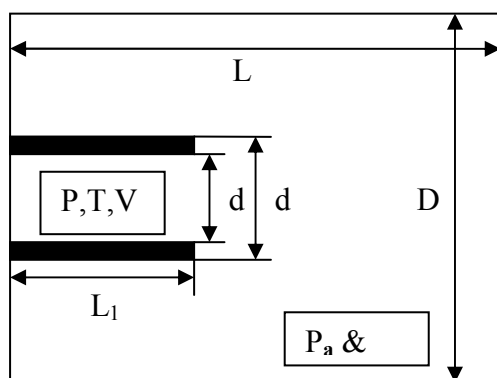
که در آن، \bar{E}_i و \bar{F}_i شارهای غیرلزج و \bar{E}_v و \bar{F}_v شارهای لزج و \bar{H} عبارت چشمه است. تنش‌های برشی در مرجع شماره [۵] آورده شده‌اند. برای محاسبه، ویسکوزیته آشفته، μ_t ، از مدل تلاطم دردورف [۶] در کل دامنه حل استفاده شده است.

۳- روش حل عددی

در حضور ناپیوستگی‌های شدید همانند امواج تراکمی و انبساطی و اندرکنش‌های قوی بین آنها، شبیه‌سازی عددی شارهای جا به جایی، مشکلات زیادی را به وجود خواهند آورد. در بررسی این مسئله از روش TVD^۱ با دقت مکانی و زمانی مرتبه دوم استفاده شده است. در این روش معادلات ناوییر-استوکس به دو بخش هذلولی و سهموی تقسیم می‌گردند. بخش هذلولی توسط روش مرتبه دوم فون لیر [۷ و ۸] و بخش سهموی به روش ضمنی ADI با دقت مرتبه دوم مکانی حل می‌شود. الگوریتم روش چند بلوکی^۲ در حل عددی به کار گرفته شده است. همچنین به دلیل تغییر ناحیه حل عددی، برنامه کامپیوتری به شبکه غیردائم 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 کنترل انتگرال گرفته می‌شود. این حجم، یک سلول

1- Total Variations Diminishing
2- Multi-block
3- Moving Boundary



شکل (۳): دامنه محاسباتی و هندسه مسئله.

۵- نتایج و بحث

در این قسمت به مقایسه دو جریان آرام و آشفته پرداخته شده است. صحت برنامه کامپیوتری تدوین شده در مراجع [۹-۱۱] مورد بررسی قرار گرفته اند.

۵-۱- بررسی جریان آرام

فشار سکون و چگالی سیال پشت پرتابه، به ترتیب ۲۵ و ۵ برابر فشار و چگالی محیط در نظر گرفته شده است. حرکت پرتابه با عدد ماخ بالا درون لوله و خروج آن، جریان بسیار پیچیده‌ای را در جلو و پشت پرتابه به وجود خواهد آورد. برای توصیف بهتر جریان، خطوط همتراز ماخ و چگالی، در زمان و موقعیت‌های مختلف پرتابه در شکل ۴ نشان داده شده است. این شکل از لحظه خروج پرتابه از لوله را تا هنگامی که شتاب پرتابه ثابت می‌شود، نشان می‌دهد.

در شکل ۴-a خطوط همتراز ماخ (نیمه بالایی) و چگالی (نیمه پایینی) در زمان $t = 77/562 \mu s$ ترسیم شده است. در این شکل پرتابه در دهانه خروجی لوله قرار داشته و موج ضربه‌ای پیشرو^۱ در محیط بیرون قرار دارد. در این زمان که پرتابه به انتهای لوله رسیده است، خروج جریان هوای داخل لوله، موجب تشکیل یک جت در نزدیکی دهانه خروجی لوله می‌شود. در این موقعیت علاوه بر موج ضربه‌ای پیشرو، موج ضربه‌ای ثانویه^۲ و سطح تماس^۳ نیز در جلوی جسم تشکیل می‌شود. این مجموعه،

سمت چپ پرتابه اعمال می‌شود. دلیل این کار، این است که نباید جرمی به پرتابه وارد شود تا شبیه‌سازی برای پرتابه متحرک به عنوان یک جسم صلب متحرک درست باشد. در واقع با این کار وجه سمت راست و دو سلول در دو طرف وجه دارای سرعت یکسانی خواهند بود و هیچ‌گونه شار جرمی در این وجه نخواهیم داشت و شرط جسم جامد برای پرتابه اعمال شده است. در روی سطوح بالا و پایین پرتابه مؤلفه سرعت u برابر سرعت پرتابه و مؤلفه سرعت v برابر صفر قرار داده شده است. فشار و چگالی نیز از نقاط خارج پرتابه برون-یابی مرتبه صفر می‌شوند. یعنی در این مسئله شبکه اصلی ثابت است و فقط نقاط مرزی پرتابه طوری اعمال می‌شود که حرکت پرتابه در شبکه ثابت شبیه‌سازی شود.



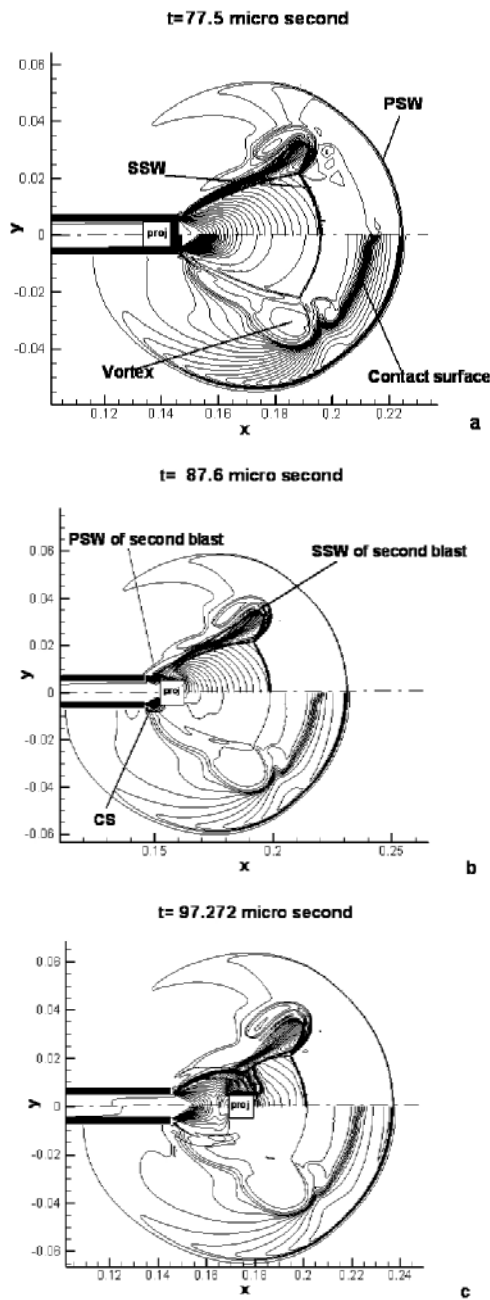
شکل (۴): شکل شماتیک شرایط مرز متحرک

سطح جلویی پرتابه.

دامنه محاسباتی که در این مسئله مورد استفاده قرار گرفته، در شکل ۳ نشان داده شده است. وقتی پرتابه به طرف پایین دست لوله حرکت می‌کند، شرایط درون لوله، جلو و پشت پرتابه را یکسان فرض می‌کنیم. در واقع پرتابه را درون گازی متراکم و با فشار بالا قرار داده‌ایم. شرایط هوای محیط $P_a = 1 \text{ atm}$, $T_a = 297 \text{ K}$ است. شرایط اولیه درون لوله را می‌توان با توجه به روابط گاز آیزنتروپیک به دست آورد. برای این مسئله عدد ماخ پرتابه نسبت به سرعت صوت در محیط بیرون برابر ۵ در نظر گرفته شده است. با توجه به شکل ۳، $D = 40 \text{ cm}$, $L = 50 \text{ cm}$, $d_2 = 1/5 \text{ cm}$, $d_1 = 1 \text{ cm}$ و $L_1 = 14/6 \text{ cm}$ در نظر گرفته شده است. جرم پرتابه ۵۰ گرم و طول آن ۱ cm است. در ضمن پرتابه چسبیده به دیواره لوله حرکت می‌کند و از اصطکاک بین پرتابه و دیواره لوله صرف نظر شده است.

1-Precuresure Shock Wave(PSW)
2- Secondary Shock Wave(SSW)
3- Contact Surface(CS)

می‌کند، سپس امواج ضربه‌ای منکسر شده در محور تقارن به هم می‌پیوندند شکل های **۷-b** تا **۷-d**. با توجه به شکل **۴-d** به دلیل اینکه پرتابه با سرعتی برابر سرعت سیال پشت خود از یک ناحیه با سرعت بالای گاز به یک ناحیه با سرعت کمتر نفوذ می‌کند و به دلیل فراصوتی بودن سرعت پرتابه نسبت به سیال جلو خود، باعث به وجود آمدن موج ضربه‌ای خمیده در جلو خود می‌شود.



شکل (۴): خطوط هم‌تراز عدد ماخ (نیمه بالایی) خطوط

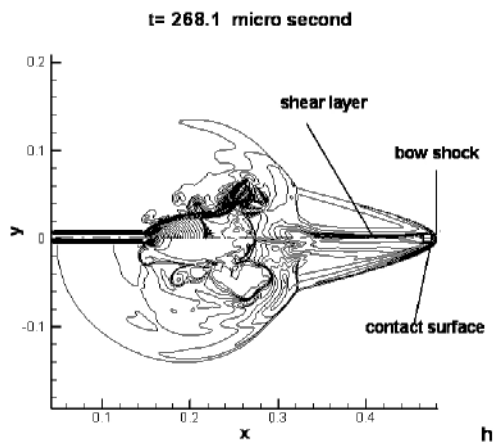
هم‌تراز چگالی (نیمه پایینی) در جریان آرام.

موج انفجاری^۱ اول را تشکیل می‌دهند. به دلیل وارد شدن جت اولیه در فضای بیرون و برخورد با سیال ساکن بیرون، چرخش‌هایی در فصل مشترک دو سیال با سرعت‌های متفاوت تشکیل می‌شود. بردارهای سرعت نشان داده شده در شکل ۵ گویای این واقعیت است که قسمتی از این خط، که عدد ماخ آن ۱ است، می‌تواند موج ضربه‌ای باشد. آن قسمت از خط که جهت بردارهای سرعت در آنجا از محیط با ماخ بیشتر از یک (درون منحنی نشان داده شده در شکل) به محیط با ماخ پایین است، می‌تواند موج ضربه‌ای باشد و قسمت‌های دیگر به دلیل اینکه جهت جریان از ناحیه کم سرعت (ماخ پایین) به ناحیه سرعت بالا (ماخ بالا) می‌باشد، جریان آیزنتروپیک است و هیچ گونه موج ضربه‌ای تشکیل نمی‌شود.

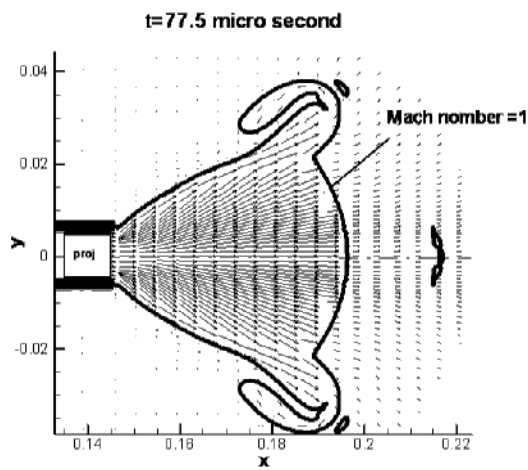
هنگامی که پرتابه از لوله خارج می‌شود شکل **۴-b**، گاز با فشار زیاد در پشت پرتابه به طرف بیرون رانده می‌شود. در این هنگام به دلیل انبساط گاز موج انفجاری دوم تشکیل می‌شود. همان طور که در این شکل دیده می‌شود، موج ضربه‌ای پیشرو و موج ضربه‌ای ثانویه نیز در این مجموعه انفجاری تشکیل شده‌اند که بین این دو موج ضربه‌ای یک سطح تماس به وجود آمده است. در این مرحله جت دوم به وجود می‌آید که نمی‌تواند وارد ناحیه جریان به وجود آمده از حرکت پرتابه و جت اولیه شود. این موضوع در بردارهای سرعت نشان داده شده در شکل ۶ به خوبی قابل مشاهده است.

شکل **۴-c** لحظه $t = 116/08 \mu s$ را نشان می‌دهد که پرتابه پس از برخورد با موج ضربه‌ای ثانویه از موج انفجاری اول، از درون آن گذشته و باعث می‌شود که این موج ضربه‌ای شکسته شود و موج ضربه‌ای شکسته شده^۲ را پدید آورد. این موج شکسته شده، به صورت یک رویه در پشت پرتابه قرار می‌گیرد. برای اینکه این موضوع به خوبی روشن شود، شکل ۷ در نظر گرفته شده است. همان طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، پرتابه با موج ضربه‌ای ثانویه مجموعه انفجاری اول برخورد کرده شکل **۷-a** و از آن می‌گذرد، در این حالت، امواج ضربه‌ای منکسر شده و با موج ضربه‌ای حاصل از مجموعه امواج انفجاری دوم برخورد

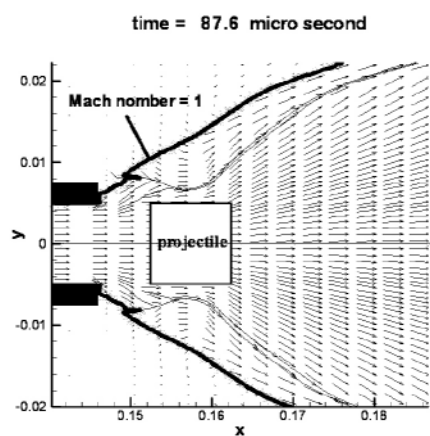
1- Blast Wave
2- Diffraction Shock Wave(DSW)



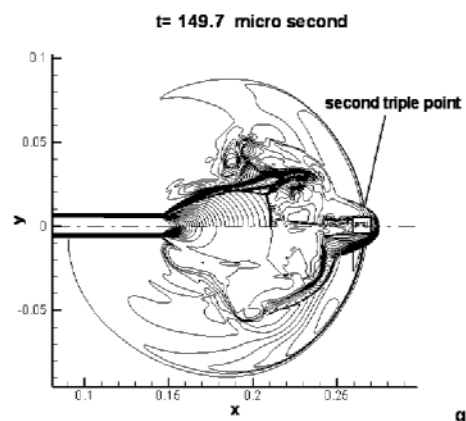
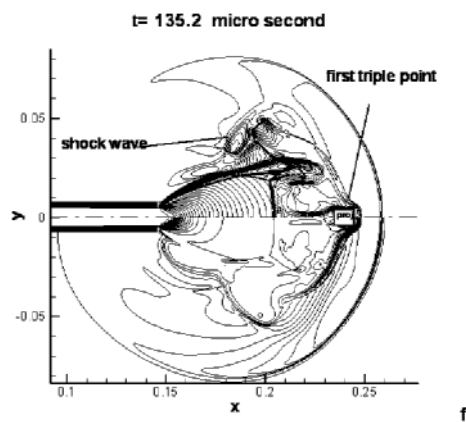
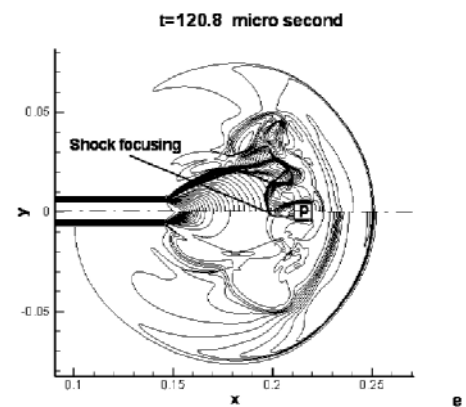
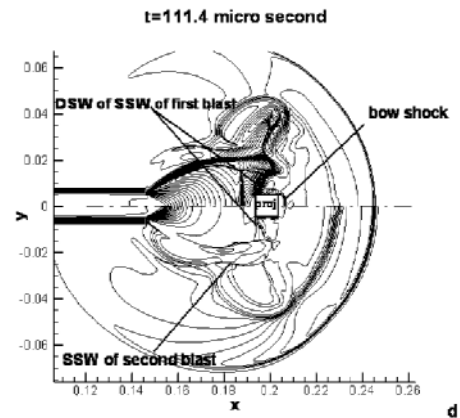
شکل (۴): ادامه.



شکل (۵): بردارهای هنگام خروج پرتابه از لوله و تشکیل جت اولیه جریان.



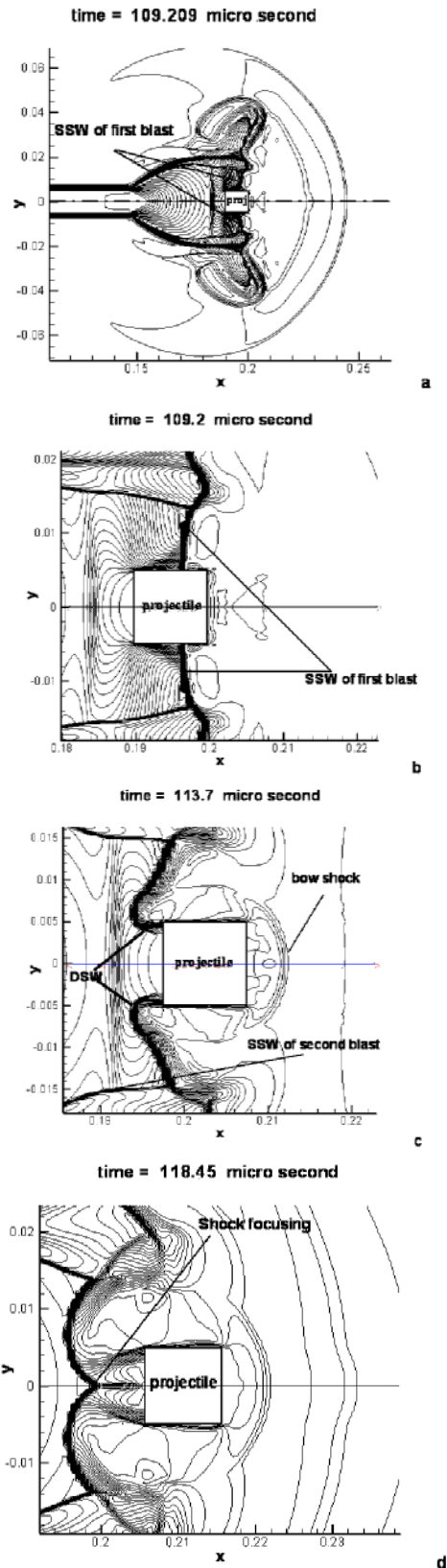
شکل (۶): بردارهای سرعت، هنگام خروج پرتابه از لوله و تشکیل جت دوم.



شکل (۴): ادامه.

همان‌طور که توضیح داده شد، اندرکنش‌های فراوانی میان پرتابه و امواج ضربه‌ای و همچنین میان خود امواج ضربه‌ای روی می‌دهد که باعث وارد شدن نیروهای متعددی در زمان بسیار کم به پرتابه می‌شود که نتیجه این اندرکنش‌ها و نیروهای وارده به پرتابه، تغییر شدید شتاب پرتابه در این فاصله زمانی کم و ارتعاش پرتابه می‌شود.

در شکل ۸ تاریخچه حرکت شتابدار و بدون شتاب پرتابه نشان داده شده است که بینش خوبی از حرکت پرتابه را برای ما آشکار می‌سازد. هنگامی که پرتابه درون لوله، شروع به حرکت می‌کند، به دلیل یکسان بودن فشار در دو طرف پرتابه و صرف نظر کردن از اصطکاک بین پرتابه و لوله، شتاب پرتابه در این بازه زمانی و مکانی که در لوله قرار دارد، صفر است (نقطه a). اما هنگامی که جلوی پرتابه وارد فضای بیرون می‌شود شکل ۲-۴، شتاب پرتابه افزایش می‌یابد تا به بیشترین مقدار خود در هنگام خروج ته پرتابه از لوله برسد (نقطه b). دلیل این افزایش ناگهانی شتاب، بالا بودن فشار پشت پرتابه و همچنین پایین بودن فشار در جلو پرتابه، به دلیل منبسط شدن گاز قبل از خروج پرتابه است. هنگامی که انتهای پرتابه به بیرون رانده می‌شود، گاز فشار بالای پشت پرتابه در محیط بیرون منبسط می‌شود و فشار پشت پرتابه به شدت کاهش می‌یابد. این کاهش شتاب پرتابه تا رسیدن سر پرتابه به موج ضربه‌ای ثانویه حاصل از موج انفجاری اول ادامه دارد (نقطه c در شکل ۹ و مطابق با شکل ۴-۴). از این نقطه به بعد، کاهش شتاب با شدت بیشتری ادامه می‌یابد تا به نقطه d می‌رسد. هنگامی که پرتابه به درون موج ضربه‌ای ثانویه حاصل از انفجار اول نفوذ می‌کند، این موج ضربه‌ای به پرتابه نیرو بازدارندگی شدیدی وارد می‌کند و شتاب آن را کاهش می‌دهد. نیروی بازدارنده وارد شده به پرتابه به دو دلیل می‌باشد. یکی به دلیل اینکه فشار جلوی موج ضربه‌ای بیشتر از فشار پشت موج ضربه‌ای است. پس هنگامی که پرتابه وارد آن ناحیه می‌شود، فشار جلوی پرتابه افزایش می‌یابد. دیگری به دلیل فشار کم و سرعت بالای سیال در پشت پرتابه، نیروی بازدارندگی افزایش یافته است.

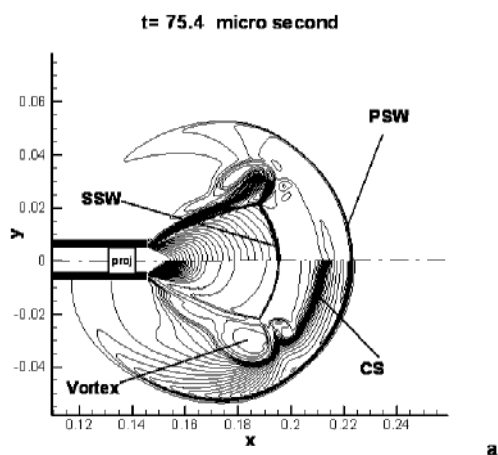


شکل (۷): خطوط هم‌تراز عدد ماخ هنگام گذر پرتابه از موج ضربه‌ای ثانویه انفجاری اول.

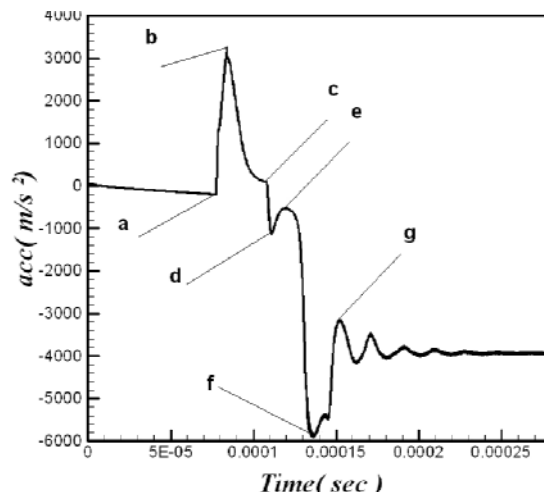
افزایش یافته و شتاب کاهش می‌یابد. در این هنگام اولین نقطه سه گانه در f پدید می‌آید (اولین نقطه سه گانه به دلیل تماس موج ضربه‌ای خمیده با سطح تماس به وجود می‌آید). بعد از تشکیل این نقطه، فشار جلوی پرتابه به آرامی کم می‌شود و شتاب پرتابه افزایش می‌یابد. و در دو طرف سطح تماس، فقط دما و چگالی اختلاف زیاد دارند و فشار و سرعت چندان اختلافی ندارند، پس به همین دلیل بعد از اینکه پرتابه با سطح تماس برخورد کرد و از آن پیشی گرفت، دمای سیال جلوی پرتابه به آرامی کاهش یافته، چگالی نیز کاهش می‌یابد و در نتیجه فشار جلوی پرتابه کاهش یافته و تا رسیدن به نقطه g شتاب افزایش می‌یابد. پس از آن هنگامی که موج ضربه‌ای خمیده به موج ضربه‌ای پیشرو حاصل از انفجار اول برخورد می‌کند، چون فشار پشت این موج کم است، دوباره شتاب افزایش یافته تا بالاخره شتاب به مقدار ثابت و منفی خود برسد.

۵-۲- بررسی اثر مدل اغتشاشی

برای بررسی اثر اغتشاش، شرایط مورد ۵-۱ مسئله دوباره حل می‌شود. مدل اغتشاشی که در این مسئله استفاده شده است، مدل دردورف [۶] می‌باشد. در شکل ۹، خطوط همتراز عدد ماخ و چگالی در حالت جریان آشفته نشان داده شده است. با مقایسه دو حالت جریان آرام و آشفته، به این نتیجه می‌رسیم که آرایش جریان در دو حالت تقریباً مشابه هستند.



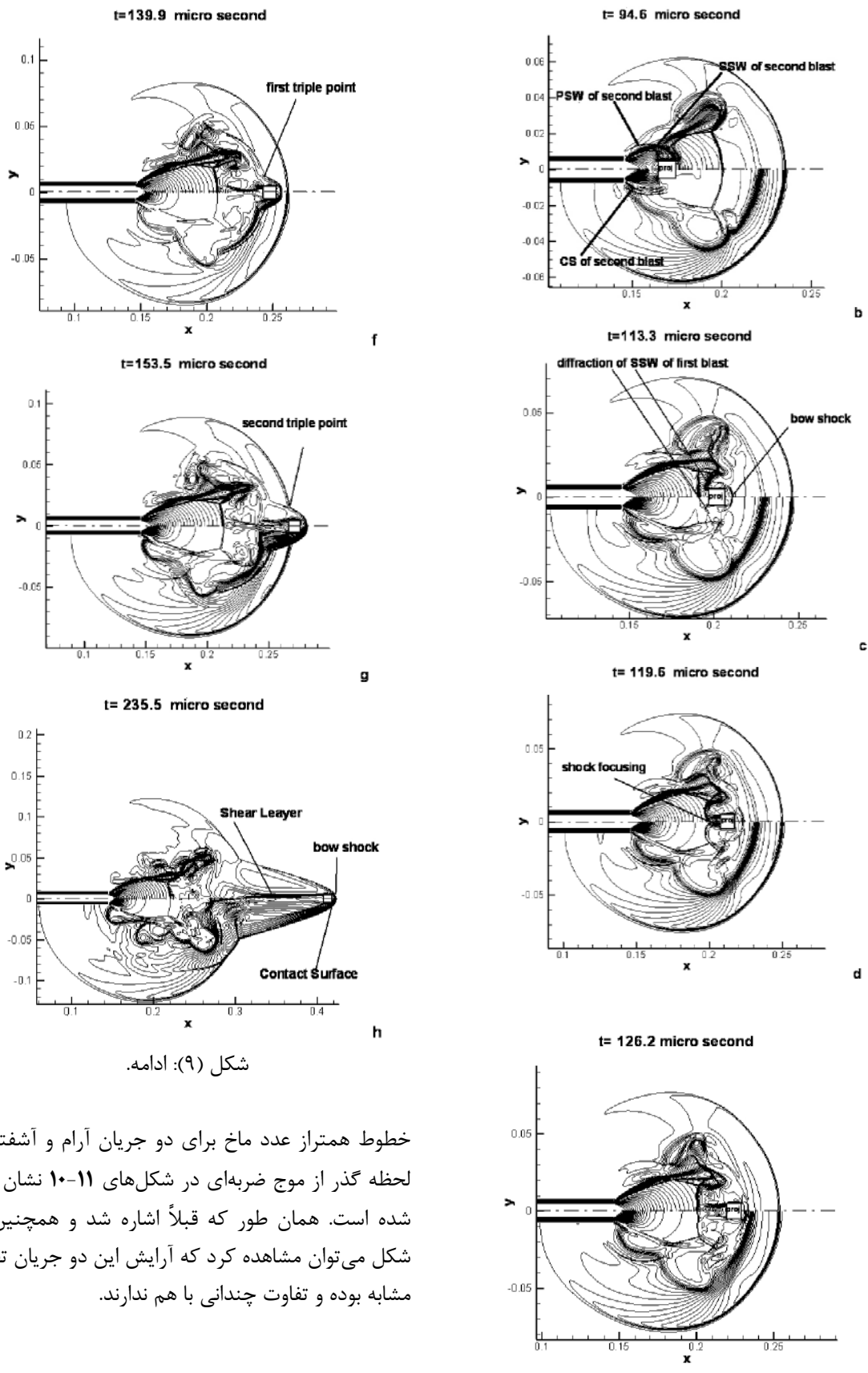
شکل (۹): خطوط همتراز ماخ (نیمه بالایی) خطوط همتراز چگالی (نیمه پایینی) در جریان آشفته.



شکل (۸): نمودار شتاب پرتابه از آغاز حرکت تا لحظه پایدار شدن جریان در جریان آرام.

وقتی پرتابه به حرکت خود ادامه می‌دهد، در جلو خود موج ضربه‌ای خمیده را به وجود می‌آورد. از لحظه تشکیل اولیه موج خمیده تا هنگامی که این موج به صورت کامل تشکیل شود، فشار جلوی پرتابه شروع به کاهش می‌کند.

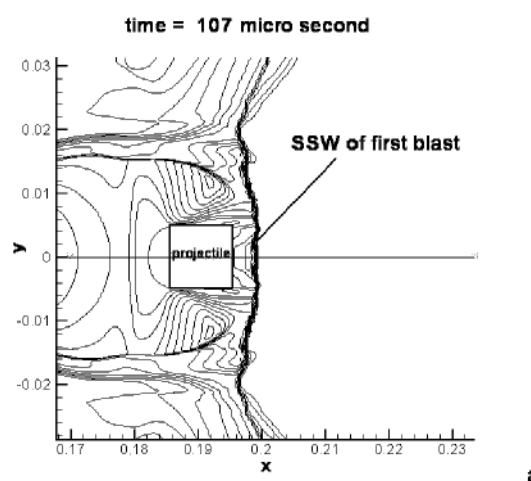
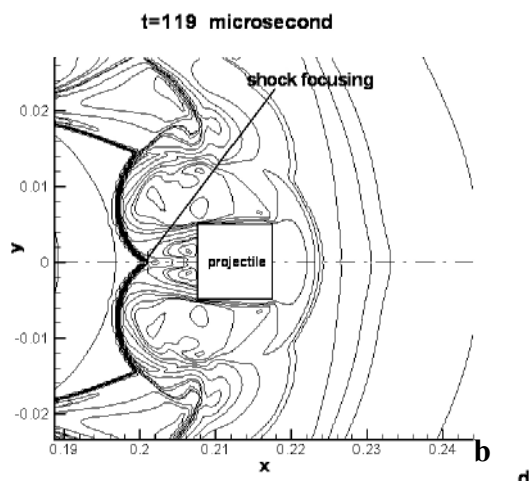
در حالی که موج خمیده جلو پرتابه در حال تشکیل است، در پشت پرتابه نیز دو موج ضربه‌ای به هم می‌پیوندند. این دو موج در واقع همان امواج ضربه‌ای ثانویه حاصل از انفجار اول هستند که پس از برخورد با پرتابه از هم دور و شکسته شده بودند و در این لحظه به هم می‌رسند (موج ضربه‌ای متمرکز در این لحظه تشکیل می‌شود) و فشار پشت موج تشکیل شده جدید و پشت پرتابه را افزایش می‌دهند. به همین دلیل نیروی وارد شده به پرتابه و به دنبال آن شتاب پرتابه افزایش می‌یابد. هنگامی که پرتابه در نقطه f قرار دارد، اولین نقطه سه گانه تشکیل می‌شود، اما به دلیل افزایش فشار جلوی پرتابه در این فاصله شتاب کاهش می‌یابد. در فاصله زمانی بین نقاط e تا f پرتابه با سرعت بالایی نسبت به سیال مجاور خود در حال حرکت است. به طوری که سیال کم سرعت مجاور پرتابه، دارای فشار بالایی است و نیروی بازدارندگی فشاری بسیار بالایی به پرتابه وارد می‌کند و شتاب آن را به شدت کاهش می‌دهد. هنگامی که موج ضربه‌ای خمیده به سطح تماس برخورد می‌کند، چگالی سیال بین پرتابه و موج خمیده به شدت افزایش می‌یابد، و به دلیل اینکه قبل از موج ضربه‌ای جریان آیزنروپیک می‌باشد، از معادله حالت گاز کامل استفاده می‌کنیم، دما و به دنبال آن فشار



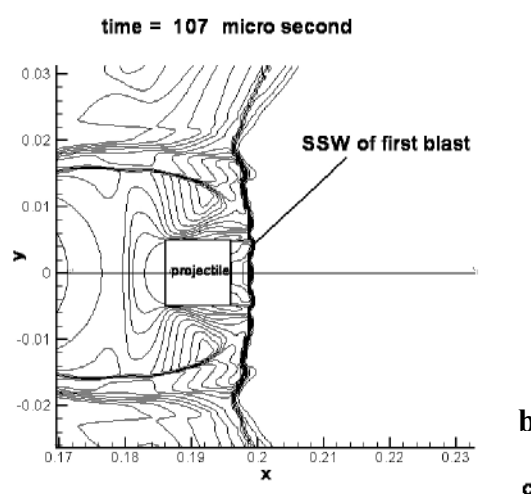
شکل (۹): ادامه.

خطوط همتراز عدد ماخ برای دو جریان آرام و آشفته در لحظه گذر از موج ضربه‌ای در شکل‌های ۱۰-۱۱ نشان داده شده است. همان طور که قبلاً اشاره شد و همچنین در شکل می‌توان مشاهده کرد که آرایش این دو جریان تقریباً مشابه بوده و تفاوت چندانی با هم ندارند.

شکل (۹): ادامه.

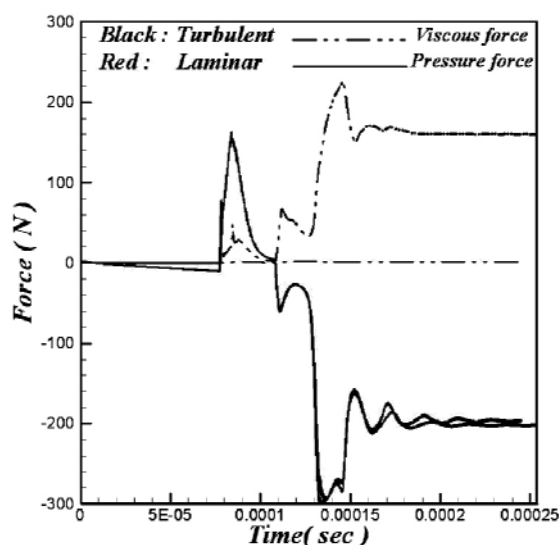


شکل (۱۱): مقایسه خطوط همتراز در جریان های آرام و آشفته بعد از گذشتن از موج ضربه ای ثانویه. a برای جریان آرام و b برای جریان آشفته.

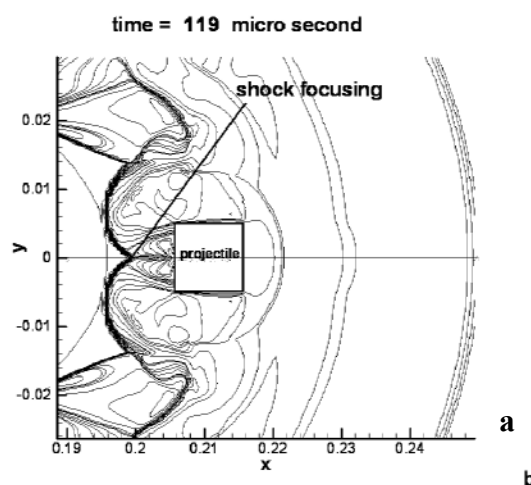


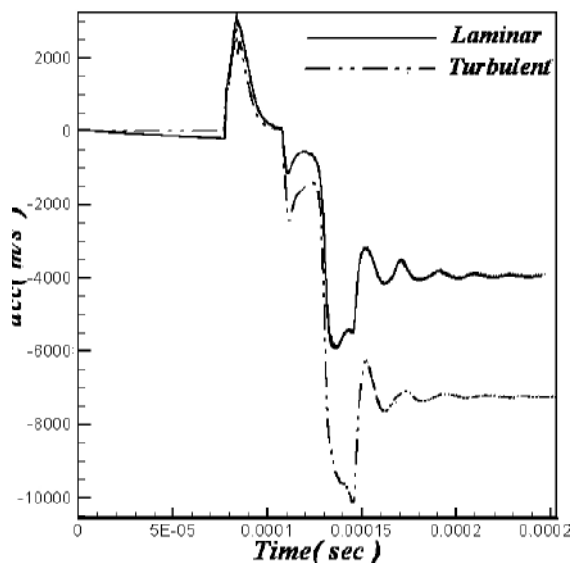
شکل ۱۲ منحنی نیروهای مختلف وارده به پرتابه بر حسب زمان را برای دو جریان آرام و آشفته نشان می دهد. همان طور که در شکل می توان مشاهده کرد، در جریان آرام نیروی اصطکاکی وارده به پرتابه خیلی کم است و در واقع تنها نیروی وارده به پرتابه را می توان فشاری در نظر گرفت اما در مورد جریان آشفته این گونه نیست زیرا نیروی اصطکاکی به دلیل بالا بودن ویسکوزیته، بالا رفته و نیروی بازدارندگی کل وارده به پرتابه در مقایسه با جریان آرام، افزایش یافته است. با توجه به شکل، اختلاف نیروهای فشاری در دو مورد آرام و آشفته بسیار ناچیز است.

شکل (۱۰): مقایسه خطوط همتراز در جریان های آرام و آشفته در هنگام گذر از موج ضربه ای ثانویه. a برای جریان آرام و b برای جریان آشفته.



شکل (۱۲): مقایسه نیرو های اصطکاکی و فشاری وارده به پرتابه در جریان آشفته و آرام.





شکل (۱۳): مقایسه نمودار شتاب بر حسب زمان برای دو مورد آشفتگی و آرام.

۶- جمع بندی

در این مقاله، حرکت پرتابه در هنگام خروج از لوله ساکن مورد بررسی قرار گرفته است. عدد ماخ پرتابه ۵ در نظر گرفته شده و از اصطکاک پرتابه و دیوار صرف نظر شده است. برای شبیه‌سازی جریان، معادلات ناویر-استوکس غیر دائم با شرط مرزی متحرک به روش ون-لیبر با دقت مکانی و زمانی مرتبه دوم به صورت عددی حل شده است و در دو حالت، جریان آرام و آشفتگی مقایسه شده‌اند. به دلیل پیچیدگی، هندسه جریان الگوریتم چند بلوکی مورد استفاده قرار گرفته است. آرایش جریان به دست آمده نشان دهنده جریان پیچیده‌ای از امواج ضربه‌ای، انبساطی، جریان چرخشی پشت جسم و لایه برشی است. اندرکنش-های مختلف امواج ضربه‌ای و انبساطی با یکدیگر و برخورد آنها با لایه برشی و جریان چرخشی پشت جسم و لایه مرزی روی جسم، پیچیدگی جریان را بیشتر کرده است. تغییر شکل سریع این امواج موجب تغییرات شدید نیرو و شتاب وارد آمده به پرتابه شده که می‌تواند مسیر حرکت آن را در لحظه خروج پرتابه از لوله تغییر دهد. نتایج نشان می‌دهند که در لحظه اولیه خروج پرتابه از لوله، نیروی مقاوم مثبت است و پرتابه به سمت جلو شتاب می‌گیرد، اما بلافاصله کمی پس از خروج پرتابه از لوله، شتاب منفی شده و نیروی مقاوم افزایش می‌یابد و سپس به حالت

در شکل ۱۳، نمودار شتاب بر حسب زمان برای دو مورد آرام و آشفتگی مقایسه شده است. در لحظه خروج سر پرتابه از لوله، نیروهای فشاری به پرتابه افزایش یافته و نیروی اصطکاکی نیز به دلیل افزایش گرادیان سرعت روی سطح پرتابه و بالا رفتن ویسکوزیته جریان آشفتگی، افزایش می‌یابد. نیروی فشاری تا لحظه‌ای که کل پرتابه از لوله خارج می‌شود، افزایش می‌یابد (همانند جریان آرام). نیروی اصطکاکی نیز به دلیل افزایش گرادیان سرعت و افزایش سطح تماس پرتابه افزایش یافته و به دنبال آن نیروی کل وارد شده به پرتابه کاهش می‌یابد. زیرا نیروی کل حاصل تفاوت دو نیروی فشاری و اصطکاکی است. به محض اینکه پرتابه به صورت کامل از لوله خارج شد، به دلیل اینکه پرتابه در یک گاز انبساط یافته قرار می‌گیرد، نیروی وارد شده به آن کاهش می‌یابد تا اینکه با موج ضربه‌ای انفجار اول روبه رو می‌شود. در این هنگام موج به پرتابه نیرو وارد کرده و نیروی فشاری آن را کاهش می‌دهد، زیرا فشار پشت موج بالاست و پرتابه به محض وارد شدن در آن ناحیه با نیروی فشاری زیادی مواجه می‌شود. هنگامی که پرتابه از موج می‌گذرد به دلیل ویسکوزیته اغتشاشی زیاد جریان در آن ناحیه، نیروی اصطکاکی افزایش می‌یابد که این افزایش نیروی اصطکاکی تا لحظه‌ای که پرتابه به طور کامل از موج ضربه‌ای عبور کند، ادامه خواهد داشت. اما به محض اینکه پرتابه از موج ضربه‌ای عبور کرد نیروی اصطکاکی نیز کاهش می‌یابد تا اینکه نقطه سه‌گانه اول به وجود آید. چون نقطه سه‌گانه در اثر برخورد موج خمیده با سطح تماس به وجود می‌آید، دما و چگالی کاهش یافته ادی-لزجت جریان آشفتگی، به دلیل بالا بودن گرادیان سرعت، زیاد می‌شود و نیروی اصطکاکی نیز افزایش می‌یابد. توضیح در مورد نیروی فشاری دقیقاً مشابه مورد پیشین جریان آرام با توجه به شکل ۴ است. تفاوت‌هایی که در این دو جریان آرام و آشفتگی به خوبی می‌توان مشاهده کرد، به دلیل بالا بودن نیروی اصطکاکی در جریان آشفتگی نسبت به جریان آرام می‌باشد. همان طور که از پیش نیز می‌توانستیم پیش بینی کنیم، در جریان آشفتگی، شتابی که در نهایت به پرتابه وارد می‌شود، خیلی کمتر از شتاب نهایی وارده به پرتابه در جریان آرام است که به دلیل وجود نیروهای اصطکاکی بالا می‌باشد.

پایدار می‌رسد. مقایسه جریان‌های آرام و آشفته نشان می‌دهد که شکل کلی آرایش جریان در مورد خطوط هم‌تراز چگالی، فشار و عدد ماخ تغییر قابل توجهی ندارند، اما به دلیل افزایش نیروی اصطکاکی در جریان آشفته، نیروی مقاوم کل وارده به پرتابه تفاوت قابل ملاحظه‌ای با جریان آرام دارد.

مراجع

- Schmidt, E. and Shear, E. "Optical Measurements of Muzzle Blast," AIAA J., Vol. 13, No. 1, pp. 1086-1092, 1975.
- Erdoş, J.I. and Del-Guidice, P.D. "Calculation of Muzzle Blast Flow Fields", AIAA J., Vol. 13, No. 1, pp. 1048-1055, 1975.
- Jiang, Z. "Study on the Finite Difference Theory and Numerical Methods of Weak Solution Problems", PhD Dissertation, Mech. Eng. Dep't., Peking Univ., Beijing, China, 1993.
- Jiang Z., Takayama K., and Skews. B.W. "Numerical Study on Blast Flowfields Induced by Supersonic Projectiles Discharged from Shock Tubes". J. Phys. Fluids, Vol. 10, No. 1, pp. 277-288, 1997.
- Hoffmann, K.A. and Chiang, S.T., "Computational Fluid Dynamics For Engineers", Eng. Education System, Michigan, USA, 1993.
- Deardorff, J.W. "A Numerical Study of 3-D Turbulent Channel Flow at Large Reynolds". J. Fluid Mechanics, Vol. 41, No. 1, pp. 453-480, 1970.
- Van-Leer, B. "Flux Vector Splitting for the Euler Equations", The 8th Int. Conf. on Numerical Methods in Fluid Dynamics, Springer Verlag, Berlin, 1982.
- Van-Leer, B., "Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme, II, Monotonicity and Conservation Combined in a Second Order Scheme", J. Computational Physics, Vol. 14, No. 2, pp. 361-370, 1974.
۹. طالبی، ش. و احمدی کیا، ح. "شبییه سازی جریان تراکم پذیر و متلاطم بر روی موشک با پلوم خروجی"، طرح تحقیقاتی بین دانشگاهی بوعلی سینا و یزد، تابستان ۱۳۸۴.
۱۰. احمدی کیا، ح. و پیشه‌ور، ا.ر. "اندرکنش پلوم خروجی از نازل ثابت و متحرک با دیوار صلب" نشریه مکانیک و هوا فضا، جلد ۳، شماره ۱، ۱۳۸۶.
- Ahmadikia, H. and Shirani, E. "Diffraction of Moving Shock Waves over Stationary and Moving Bodies" Iranian J. Science and Tech., Transaction B., Vol. 27, No. B3, pp. 563-549, 2003.