

(یادداشت مهندسی)

حل عددی اثر جت عکس‌العملی و نازل جانبی بر ضرایب آیرودینامیکی یک پرتابه ابرصوت بازگشت‌پذیر به جو

حسن ملکی^۱، قاسم حیدری نژاد^۲ و فتح‌امی^۳

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه تربیت مدرس

(تاریخ دریافت: ۸۹/۰۸/۱۹؛ تاریخ پذیرش: ۹۰/۱۲/۱۵)

چکیده

یکی از متداول‌ترین روش‌های هدایت و افزایش مانورپذیری پرتابه‌ها، به‌ویژه پرتابه‌هایی که در ارتفاعات بالا و هوای با چگالی کم حرکت می‌کنند، به‌کارگیری جت عکس‌العملی یا جانبی است. نیروی حاصل از جت جانبی وابسته به عوامل جت و جریان است که برای ایجاد ارتباط بین آنها از روش‌های تحلیلی، تحلیل ابعادی، تجربی و عددی استفاده شده است. در این مقاله، برای ایجاد تغییر مسیر نوسانی یک پرتابه ابرصوت بازگشت‌پذیر به جو (پرواز آزاد) در محدوده جو زمین، روش متعارف جت جانبی با روش به‌کارگیری نازل جانبی (یا جسم پخی مانند کره) مقایسه شده است. برای این منظور، پرتابه‌ای با هندسه مشخص و حداقل شتاب زاویه‌ای لازم برای گردش ۲۰ درجه‌ای پرتابه فرض شده است. بنابراین، می‌توان در مورد عوامل یک جت عکس‌العملی و نازل جانبی مناسب، برای ایجاد تغییر مسیر یک پرتابه ابرصوت تصمیم‌گیری کرد. نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی ناشی از جت و نازل جانبی (یا جسم پخی) که در اثر شتاب زاویه‌ای پرتابه همراه با جت و نازل جانبی حاصل شده، با ایجاد یک شبکه سه‌بعدی روی یک پرتابه طراحی و حل معادلات ناویر-استوکس (با فرض گاز کامل و روند جریانی متناسب با ارتفاع) به‌دست آمده است. نتایج حاصل نشان‌دهنده آن است که برای ایجاد تغییر مسیر نوسانی پرتابه ابرصوت مفروض باید از بیش از یک نازل جت عکس‌العملی استفاده کرد. همچنین، ترکیبی از جت عکس‌العملی و جسم پخی مانند کره نیز می‌تواند هدف مورد نظر را فراهم کند.

واژه‌های کلیدی: آیرودینامیک ابرصوت، پرتابه بازگشت‌پذیر به جو، جت عکس‌العملی، حل عددی

(Engineering Note)

Numerical Solution of Lateral Jet and Nozzle Effects on Aerodynamic Coefficients of a Re-entry Hypersonic Projectile

H. Maleki, Gh. Heydarinejad, and F. Ommi

Mech. Eng. Dep't.

Tarbiat Modarres Univ.

(Received: 10 November, 2010; Accepted: 5 March, 2012)

ABSTRACT

One of the most common methods for controlling and increasing maneuverability of projectiles, especially the ones which move at high altitude and in low density air, is using lateral or reaction jets. The resultant force of the reaction jet is related to the jet and flow parameters. For finding their relation experimental, numerical, and analytical methods have been used. In order to change the pendulous path of a hypersonic projectile, when is returning to the atmosphere (free flight), we compared common lateral jet method with the common ones, using a lateral nozzle (or a blunt body). For this purpose, a projectile with known geometry and minimum angular acceleration for 20 degrees circulation is assumed. Hence, we can decide about parameters of a suitable reaction jet and lateral nozzle for changing the path of a hypersonic projectile. Aerodynamic forces and moments from jet and lateral nozzle (or a blunt body), which are the result of angular acceleration of the projectile with jet and lateral nozzle, are obtained by producing a three-dimensional mesh on a model projectile and solving the Navier-Stocks equations (assuming ideal gas and an appropriate flow regime with respect to height). Results show that in order to change the pendulous path of a hypersonic projectile, more than one nozzle reaction jet should be used and also a combination of a reaction jet and a bluff body (like a sphere) can be used.

Keywords: Hypersonic Aerodynamics, Re-entry Projectile, Lateral Jet, Numerical Solution

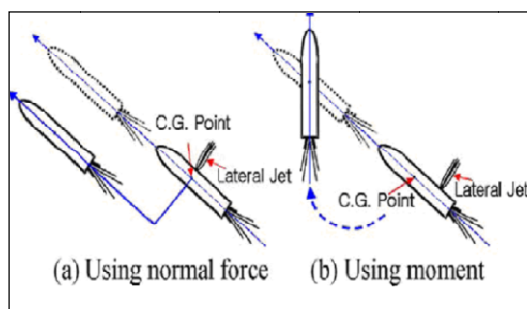
۱- دانشجوی کارشناسی ارشد: hamd121@yahoo.com

۲- استاد (نویسنده پاسخگو): gheidari@modares.ac.ir

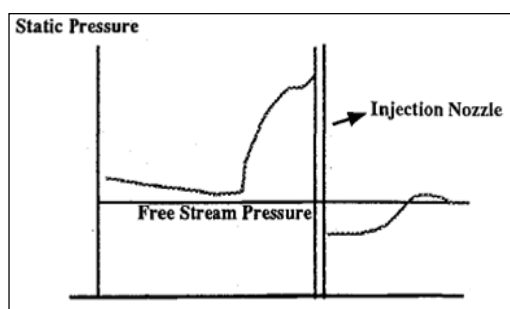
۳- دانشیار: fommi@modares.ac.ir

۱- مقدمه

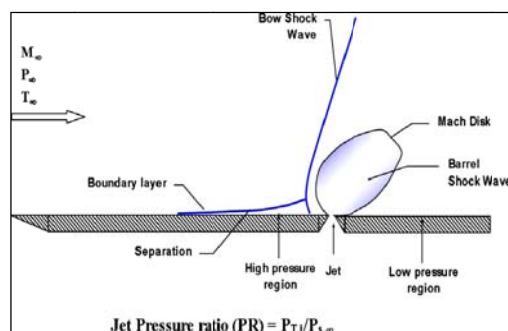
کاهش فشار استاتیک جریان آزاد در پشت محل تزریق جت، دارای دو اثر است؛ یکی کاهش نیروی عمودی جت و دیگری ایجاد گشتاوری که باعث چرخش دماغه جسم به سمت پایین خواهد شد. دمش جت می‌تواند در ابتدا، انتها یا هر موقعیت دیگری از سطح وسیله صورت گیرد. شکل ۳ اثر دمش جت در یک جریان مافوق صوت به صورت دوبعدی و شکل ۴ همین اثر را به صورت سه بعدی نشان می‌دهد [۴].



شکل (۱): تصحیح مسیر خطی (a) و زاویه‌ای (b) با استفاده از جت عرضی [۱].



شکل (۲): نمایش توزیع فشار تداخل جت [۲].



شکل (۳): نمایش دوبعدی تداخل جت با جریان مافوق صوت [۳].

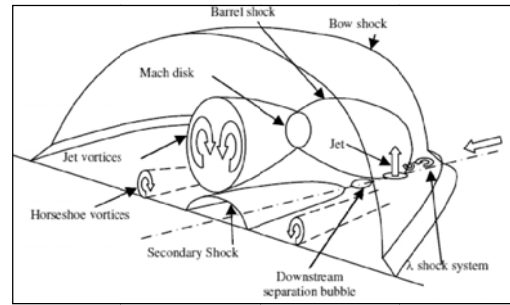
سامانه هدایت، یکی از اجزاء مهم پیکربندی و طراحی بهینه پرتابه است که مستلزم در نظر گرفتن سطوح آیرودینامیکی کارآمد یا جت‌های هدایتی مناسب، برای سهولت هدایت پرتابه و به حداقل رساندن قدرت مورد نیاز است. این سامانه دو وظیفه دارد. اولین وظیفه آن هدایت مرکز جرم جسم در امتداد یک مسیر و دومین وظیفه هدایت وضعیت جسم پرنده در یک حالت پایدار پروازی است. انجام تغییر مسیر یا هدایت موقعیت یک پرتابه، نیازمند تولید نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی برای ایجاد شتاب و سرعت زاویه‌ای لازم برای تغییر مسیر یا حفظ تعادل و هدایت موقعیت پرتابه است. برای تولید این نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی، روش‌های متفاوتی متناسب با شرایط عملکردی و مأموریت پرتابه وجود دارد که روش بهینه، از مقایسه ضرایب آیرودینامیکی آنها به دست می‌آید. روش‌های مرسوم تغییر مسیر پرتابه‌ها شامل استفاده از سطوح هدایتی آیرودینامیکی مانند بال، دم یا هدایت بردار تراست موتور پرتابه است. این روش‌ها، مناسب پرتابه‌های موتوردار و پرتابه‌هایی است که با سرعت فوق صوت و در ارتفاع با دانسیته بالا پرواز می‌کنند. برای این پرتابه‌ها، روش مرسوم استفاده از جت‌های جانبی یا جت عکس‌العملی است که نحوه تصحیح مسیر در شکل ۱ نشان داده شده است [۱].

جت جانبی که در آن محور پاشش جت هم‌راستا با بردار جریان آزاد نیست، دارای کاربردهای متفاوتی است. یکی از کاربردهای آن در زمینه پیش‌ران‌ش و تزریق سوخت در محفظه احتراق موتورهای توربینی و موتورهای رم جت است. کاربرد دیگر آن در زمینه آیرودینامیک است که کارایی آیرودینامیکی یک وسیله پرنده دارای جت جانبی در مرجع [۲] مورد بررسی قرار گرفته است. یکی دیگر از کاربردهای آیرودینامیکی جت جانبی در وسایل پرنده با قابلیت برخاستن و نشست کوتاه است. اما کاربرد دیگری از جت جانبی که اکثر تحقیقات سال‌های اخیر بر آن متمرکز شده است، کاربرد آن در هدایت و افزایش مانورپذیری وسایل پرنده است [۳-۲]. موضوع جالب توجه در این کاربرد، اختلال در توزیع فشار روی سطح وسیله پرنده در اثر دمش جت است که به آن تداخل جت گویند (شکل ۲).

برای بررسی تداخل جت صوتی خارج شده از مقطع دایره‌ای و مستطیل شکل، با جریان مافوق صوت در مرجع [۷] به‌دست آمده است. در مراجع [۸-۹] اثر عوامل جت، شکل نازل جت و عدد ماخ جت بر تداخل جت با جریان ابرصوت به‌صورت تجربی بررسی شده است. همچنین در مرجع [۱۰] تداخل جت جانبی صوتی خروجی از نازل دایروی با پرتابه نوک پخ در جریان ابرصوت به‌صورت عددی بررسی شده است.

امروزه با به‌کارگیری دینامیک سیالات محاسباتی مطالعات بسیاری در مورد بررسی پدیده تداخل جت انجام شده و نتایج خوبی نیز به‌دست آمده است، ولی آنچه در این تحقیق انجام شده مسئله جدیدی بوده و نیازمند تحقیقات بیشتر نیز است.

به‌طور کلی روش‌های تحلیل عددی آیرودینامیک ابرصوت و تعیین ضرایب آیرودینامیک پرتابه ابرصوت شامل حل عددی معادلات کامل یا تقریبی ناویر-استوکس است [۱۱]. در سال ۱۹۸۶ حل عددی معادلات کامل ناویر-استوکس توسط جو شانگ^۲ برای یک هواپیمای آزمایشی ابرصوت بازگشت‌پذیر به جو انجام شد [۱۲]. در سال ۱۹۹۱ روش حل عددی معادلات ناویر-استوکس لایه نازک با روش گسسته‌سازی بیم وارمینگ برای مخروط نوک پخ در جریان لزج ابرصوت ارائه شد [۱۳]. یکی از روش‌های تحلیل عددی جریان ابرصوت اطراف اجسام پخ که از دقت، پایداری و سرعت بیشتر نسبت به روش معادلات ناویر-استوکس لایه نازک و روش معادلات ناویر-استوکس سهموی شده دارد، کد توأم^۳ این دو روش است [۱۴]. در این روش، معادلات ناویر-استوکس لایه نازک برای محدوده دماغه پخ یک مخروط پخ حل شده و داده‌های اولیه برای حل معادلات سهموی شده که برای باقیمانده جسم پخ به‌کار گرفته شده را فراهم کرده است. در این مقاله، برای یافتن جت جانبی بهینه (جت عکس‌العملی) - نازل (یا جسم پخ جانبی) برای مانورپذیری یک پرتابه ابرصوت، معادلات حاکم روی پرتابه‌ای با هندسه مشخص و حداقل شتاب زاویه‌ای ۰/۰۴۵ رادیان بر مجذور ثانیه (گردش ۲۰ درجه‌ای در ۴ ثانیه)، با ایجاد یک



شکل (۴): نمایش سه‌بعدی تداخل جت با جریان مافوق صوت [۴].

در اثر دمش جت، مسیر جریان آزاد مسدود و لایه مرزی در اثر گرادیان فشار زیاد ایجاد شده شروع به رشد سریع نموده است. در نتیجه، یک شوک خمیده در جریان اصلی تولید که باعث متراکم شدن جریان پایین خواهد شد. انتشار این اغتشاش در لایه مرزی بالا، موجب به‌وجود آمدن گرادیان فشار معکوس، ایجاد منطقه گوه‌ای شکل و جدایی لایه مرزی جلوی محل تزریق شوک خواهد شد.

در مرجع [۱] با استفاده از روش عددی، اثر عدد ماخ و نسبت فشار جت بر تداخل جت با جریان مافوق صوت اطراف استوانه بررسی شده و کارایی آیرودینامیکی یک وسیله پرنده با جت جانبی نیز در مرجع [۲] مورد بررسی قرار گرفته است. همچنین در مراجع [۳-۴] تحلیل عددی سه‌بعدی برای جت خروجی از صفحه تخت در جریان مافوق صوت انجام شده است.

مطالعه در زمینه تداخل جت، در سال ۱۹۴۸ در دانشگاه میشیگان [۵] آغاز شده و با انجام تحلیل ابعادی برای مسئله صفحه تخت با فرض جریان غیرلزج، عوامل بی‌بعدی برای ساده‌تر کردن مسئله استخراج شد. سپس با ساده‌سازی (فرض غیرلزج)، روابط تحلیلی، تداخل جت با جریان مافوق صوت اطراف استوانه به‌دست آمد که به‌وسیله آنها، نیروی ناشی از تداخل جت با جریان اطراف استوانه قابل محاسبه است. نتایج به‌دست آمده از روابط تحلیلی با آزمایش‌های ساده‌ای که با امکانات کم انجام شده بود، مقایسه و میزان اعتماد به روابط تحلیلی در مرجع [۶] مشخص شد. همچنین روابط تحلیلی با استفاده از تحلیل تشابهی تجربی - تئوری

2 - Shang
3 - Dual-Code

1- Bow Shock

نظر طبق شکل ۵ برابر با $0/1541$ متر است. در نتیجه عدد نادسون برای این پرتابه در ارتفاع 100 کیلومتری برابر با $1/5906$ و برای ارتفاع 90 کیلومتری، $0/0896$ است. با کاهش ارتفاع از ورود به جو تا سطح زمین این عدد نیز کاهش خواهد یافت. بنابراین براساس مرجع [۱۶]، از ارتفاع سطح دریا تا ارتفاع 90 کیلومتری برای پرتابه مفروض شرط پیوستگی صادق بوده و در نتیجه معادلات حاکم بر مسئله همان معادلات اوپلر و ناویر-استوکس هستند.

۲- روندهای جریان: با توجه به تغییرات چگالی برحسب ارتفاع و تخمین سرعت پرتابه و عدد رینولدز آن در مرجع [۱۶]، روندهای جریان به صورت زیر فرض شده‌اند:

- از ارتفاع سطح دریا تا ارتفاع 40 کیلومتری جریان مغشوش است.

- از ارتفاع 40 کیلومتری تا ارتفاع 60 کیلومتری جریان، آرام لزج است.

- از ارتفاع 60 کیلومتری تا ارتفاع 90 کیلومتری جریان، غیرلزج است.

۳- فرض گاز کامل: با توجه به اینکه در این مقاله هدف، تخمین ضرایب آیرودینامیکی است و نه تحلیل حرارتی، با توجه به مرجع [۱۷] با فرض گاز کامل و گاز حقیقی با تعادل شیمیایی برای جسم پخ، صفحه تخت و گوه در جریان ابرصوت به شش روش عددی مختلف بررسی شده است. در صورتی که طراحی آیرودینامیکی و محاسبه توزیع نیروهای وارد بر وسیله پرنده مورد نظر باشد، فرض گاز کامل جواب‌های مناسبی را به دست می‌دهد.

۳- معادلات حاکم بر حرکت پرتابه

با توجه به اینکه پرتابه به صورت بالستیک (بدون نیروی برآ) وارد جو زمین شده، معادلات حاکم بر حرکت پرتابه براساس دستگاه شکل ۶ و با فرض نبود چرخش پرتابه به صورت زیر است [۱۱]:

$$W \sin \theta - D = m \frac{dv}{dt}, \quad (3)$$

$$W \cos \theta = mv \frac{d\theta}{dt}, \quad (4)$$

$$v \cos \theta = \frac{dx}{dt}, \quad (5)$$

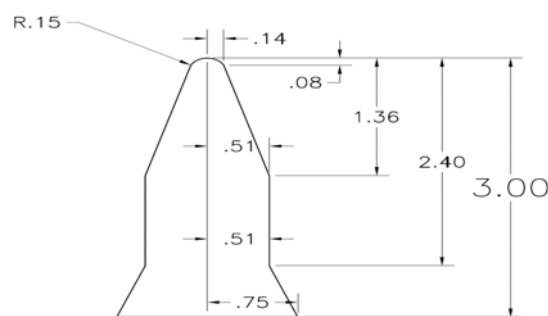
شبهه سه‌بعدی بر روی پرتابه به وسیله کد دینامیک سیالات محاسباتی فلونت حل شده است (حل عددی معادلات کامل ناویر-استوکس).

۲- تحلیل مسئله

در این قسمت هندسه و مشخصات پرتابه هم‌چنین فرضیات مسئله بیان می‌شود.

۲-۱- هندسه و مشخصات پرتابه

هندسه پرتابه مورد نظر متشکل از یک مخروط سه‌گانه^۱ است که در شکل ۵ نشان داده شده است. جرم پرتابه یک تن، سرعت پرتابه هنگام ورود به جو $3,000$ متر بر ثانیه، زاویه ورود به جو 45 درجه زیر افق و ارتفاع ورود به جو 100 کیلومتر در نظر گرفته شده است.



شکل (۵): هندسه پرتابه (ابعاد به متر).

۲-۲- فرضیات

۱- فرض محیط پیوسته: معرف محیط پیوسته سیال است که در آن محیط معادلات اوپلر و ناویر-استوکس حاکم هستند. برای یک جسم پخ، عدد نادسون به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۵]:

$$Kn = \frac{\lambda}{R_N}, \quad (1)$$

که در آن، λ طول میانگین آزاد مولکولی است که به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۶]:

$$\lambda = \frac{16\mu}{5\rho\sqrt{2\pi RT}}. \quad (2)$$

در رابطه (۲)، R_N شعاع پخ دماغه است که برای پرتابه مورد

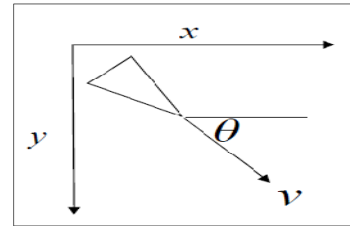
میدان را در راستای محور پرتابه تا رسیدن به تغییرات ضریب پسا به مقدار کمتر از $0/001$ افزایش داده تا استقلال از مرز در راستای افقی حاصل شود. برای همه این حالات از شبکه‌ای با تعداد مش 140×45 استفاده شده است. مشاهده شد که با نزدیکی مرز میدان حل به پرتابه، علاوه بر افزایش ضریب پسا، همگرایی نیز در اثر برخورد موج ضربه‌ای با مرز میدان حل در تعداد تکرار بالاتری اتفاق می‌افتد. در نتیجه با توجه به جدول‌های (۲-۱)، ابعاد میدان جریان به اندازه پنج برابر قطر پرتابه در راستای محور پرتابه از قاعده پرتابه و به اندازه دو برابر قطر پرتابه در راستای عمود بر محور پرتابه، میدان حل در نظر گرفته شد (شکل ۷). برای تولید شبکه با استفاده از نرم‌افزار گمبیت^۱، طبق شکل ۸، ابتدا شبکه‌ای با سازمان به تعداد 140×45 مش ایجاد شد. سپس تا رسیدن به تغییرات ضریب پسا به مقدار کمتر از $0/001$ ، براساس جدول ۳ تعداد مش‌ها به $2/25$ برابر مقدار قبل افزایش داده شد. پس از استقلال مش ویژگی‌های شبکه با خصوصیات ارائه شده در مرجع [۱۸] که در مورد تولید شبکه مناسب جریان ابرصوت است مقایسه شد. در شکل ۹ توزیع \bar{y} روی دیواره در ارتفاع ۱۰ کیلومتری نشان داده شده است. مشاهده شد که حداکثر \bar{y} کمتر از ۴ است که با توجه به معیار گفته شده نشان‌دهنده درستی شبکه‌بندی است. پس از برابری این معیارها، شبکه مورد نظر تأیید شد.

روش حجم محدود و گسسته‌سازی به‌روش شارو^۲ برای حل عددی توسط کد محاسباتی فلوئنت به‌کار گرفته شد. برای ارتفاع ۹۰ کیلومتری، معادلات اولر به‌روش صریح باد بالا^۳ مرتبه اول با عدد کورانت $0/75$ حل شد و برای ارتفاع‌هایی با رژیم جریان توربولانس از طرح توربولانسی اسپالارت-آلمراس^۴ استفاده شد [۱۹]. در شکل ۱۰ نمایشی از لایه مرزی نشان داده شده است که در آن بیش از ۱۵ مش وجود دارد. ضریب پسای محاسبه شده در این حالت برابر $0/32$ است.

$$v \sin \theta = \frac{dy}{dt}, \quad (6)$$

$$D = 0.5 \rho v^2 C_D S. \quad (7)$$

که در این روابط، D نیروی پسا، m, W, v به‌ترتیب سرعت، جرم و وزن پرتابه بوده و θ زاویه بردار سرعت با افق است (شکل ۶).



شکل (۶): دستگاه مختصات معادلات (۷-۳).

با توجه به معادلات حاکم (روابط ۷-۳)، برای تعیین دقیق سرعت و موقعیت پرتابه در هر لحظه، نیاز به تخمین مناسبی از نیروی پسا است. نیروی پسا با توجه به روش‌های تحلیل آیرودینامیک ابرصوت مطرح شده، به‌صورت تحلیل عددی محاسبه شده است. معادلات حاکم بر جریان ابرصوت با توجه به فرضیات مطرح شده، معادلات ناویر-استوکس هستند که به‌روش حل عددی معادلات ناویر-استوکس کامل و به‌وسیله کد دینامیک سیالات محاسباتی فلوئنت حل شده‌اند.

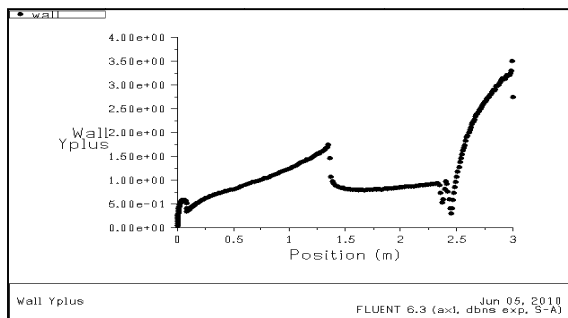
۴- نتایج

در این قسمت نتایج حل مسئله توسط نرم‌افزار فلوئنت شامل نمودار و کانتورها ارائه می‌شود.

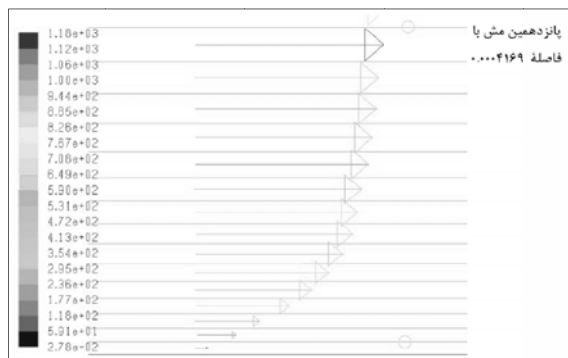
۴-۱- تعیین مسیر پرتابه

برای تعیین مسیر پرتابه با توجه به اینکه پرتابه مسیر ورود به جو تا رسیدن به سطح زمین را با زاویه حمله صفر می‌پیماید (بردار سرعت در راستای محور پرتابه است)، می‌توان از طرح تقارن محوری در شبیه‌سازی تحلیل آیرودینامیکی پرتابه استفاده کرد. برای تعیین ابعاد میدان جریان، ابتدا میدانی با فاصله ۱ برابر قطر پرتابه در راستای محور پرتابه از قاعده پرتابه و با فاصله $0/75$ برابر قطر پرتابه در راستای عمود بر محور پرتابه، در نظر گرفته شد. سپس ابعاد میدان را در راستای عمود بر محور پرتابه تا رسیدن به تغییرات ضریب پسا به مقدار کمتر از $0/001$ افزایش داده تا استقلال از مرز در راستای قائم حاصل شود. پس از آن ابعاد

1-GAMBIT
2- Roe Flux
3- Up Wind
4- Spalart-Allmaras



شکل (۹): توزیع Y^+ روی دیواره در ارتفاع ۱۰ کیلومتری.

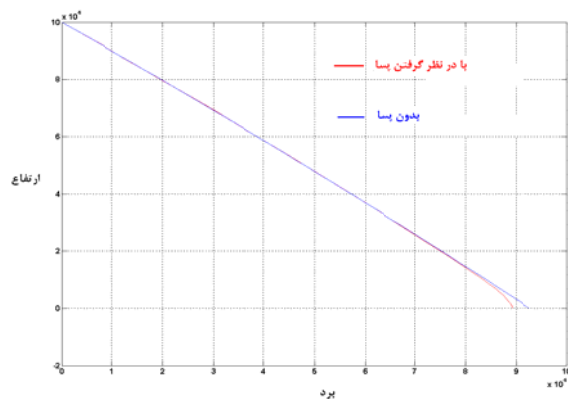


شکل (۱۰): نمایش بردار سرعت در لایه مرزی.

با مشخص شدن ضرایب آیرودینامیکی، می توان دستگاه معادلات (۷-۳) را حل و مسیر پرتابه را تعیین کرد که نتیجه آن در شکل ۱۱ نمایش داده شده است. مشاهده شد که تا ارتفاع ۱۰ کیلومتری از سطح زمین مسیر حرکت پرتابه در دو حالت بدون پسا و با پسا یکسان است.

۲-۴- ایجاد تغییر مسیر

در این قسمت استفاده از جت عکس‌عملی و نازل (جسم پخ) برای ایجاد تغییر مسیر بیان می‌شود.



شکل (۱۱): نمایش مسیر پرتابه.

جدول (۱): بررسی استقلال از مرز در راستای عمودی

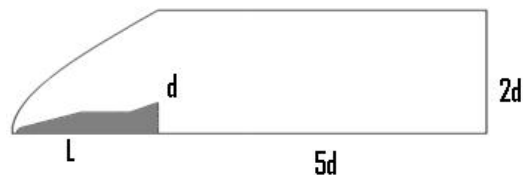
براساس همگرایی ضریب پسا.

| فاصله مرز با قاعده پرتابه (افقی) | فاصله مرز با محور پرتابه (عمودی) | C_D | ΔC_D |
|----------------------------------|----------------------------------|--------|--------------|
| ۱ برابر قطر | ۰/۷۵ برابر قطر | ۰/۱۹۴۱ | - |
| ۱ برابر قطر | ۱/۵ برابر قطر | ۰/۱۷۴۵ | ۰/۰۱۹۶ |
| ۱ برابر قطر | ۲ برابر قطر | ۰/۱۷۳۷ | ۰/۰۰۰۸ |

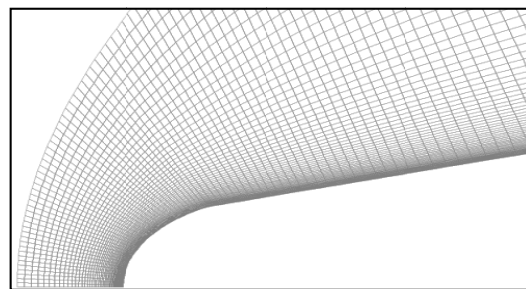
جدول (۲): بررسی استقلال از مرز در راستای افقی براساس

همگرایی ضریب پسا.

| فاصله مرز با قاعده پرتابه (افقی) | فاصله مرز با محور پرتابه (عمودی) | C_D | ΔC_D |
|----------------------------------|----------------------------------|--------|--------------|
| ۱ برابر قطر | ۲ برابر قطر | ۰/۱۷۳۷ | - |
| ۳ برابر قطر | ۲ برابر قطر | ۰/۱۷۲۶ | ۰/۰۰۱۱ |
| ۵ برابر قطر | ۲ برابر قطر | ۰/۱۷۱۷ | ۰/۰۰۰۹ |



شکل (۷): نمایش میدان حل.



شکل (۸): نمایش شبکه با سازمان به تعداد ۱۴۰×۴۵ گره.

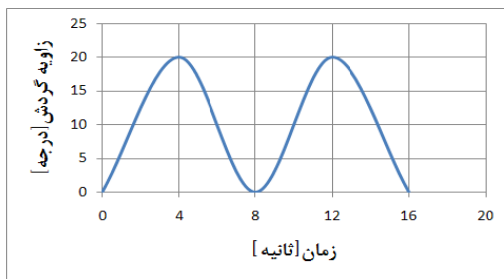
جدول (۳): بررسی استقلال مش براساس

همگرایی ضریب پسا.

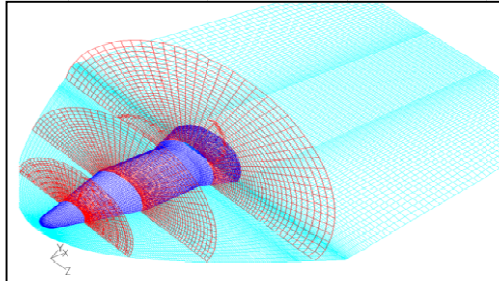
| تعداد گره | C_D | ΔC_D |
|-----------|--------|--------------|
| ۱۴۰×۴۵ | ۰/۱۷۱۷ | - |
| ۲۱۰×۶۸ | ۰/۱۷۰۶ | ۰/۰۰۱۱ |
| ۳۱۵×۱۰۲ | ۰/۱۷۰۳ | ۰/۰۰۰۳ |

$$F_j = \frac{.92}{\sqrt{\frac{P_{0j} \times d}{P_{\infty} \times D}}} \times (2 \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\gamma+1} P_{0j} A_j) \quad (8)$$

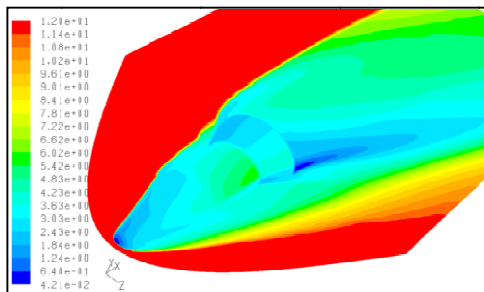
با توجه به اینکه جت صوتی از جت‌های مافوق صوت مناسب‌تر است [۱]، بنابراین با در نظر گرفتن عدد ماخ یک در خروجی جت، مقدار فشار استاتیک جت برابر ۳/۱۳ مگاپاسکال به دست خواهد آمد. با داشتن این شرایط مرزی و ایجاد یک شبکه سه‌بعدی اطراف جت نیروی جت و شتاب زاویه‌ای پرتابه در هر ارتفاع به دست خواهد آمد.



شکل (۱۳): تغییر مسیر متناوب پرتابه.



شکل (۱۴): شبکه سه‌بعدی اطراف پرتابه.



شکل (۱۵): کانتور ماخ پرتابه با چرخش ۲۰ درجه اطراف محور y (محور گردش) در ارتفاع ۹۰ کیلومتری.

۱-۲-۴- استفاده از جت عکس‌عملی

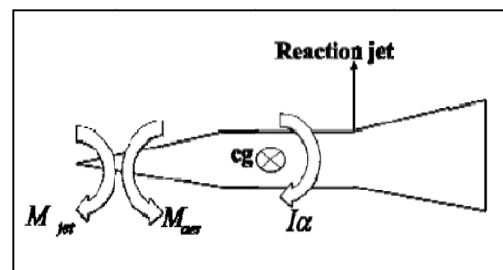
برای ایجاد تغییر مسیر در پرتابه باید نیرویی بر آن اعمال شود که بتواند گشتاور مورد نیاز را با توجه به شتاب زاویه‌ای مفروض ایجاد کند. در شکل ۱۲ نمودار جسم آزاد پرتابه برای این هدف نشان داده شده است. معادله حاکم برای حرکت مورد نظر به صورت رابطه (۱۲) به دست آمده است:

$$F_{jet} l_{jet} = I \alpha + (M_{aer})_{cg} \quad (12)$$

که در آن، F_{jet} نیروی جت، l_{jet} فاصله جت تا مرکز جرم پرتابه، I ممان اینرسی پرتابه، α شتاب زاویه‌ای و M_{aer} گشتاور آیرودینامیکی است.

از آنجا که تغییر مسیر متناوب پرتابه حرکتی مطابق با نمودار شکل ۱۳ است، بنابراین فرکانس حرکت برابر ۰/۱۲۵ هرتز است. در این صورت عدد کاهش فرکانسی این حرکت برابر ۰/۰۰۰،۴ است. در نتیجه حرکت را می‌توان مداوم فرض کرد. با ایجاد یک شبکه سه‌بعدی و تحلیل عددی مقدار گشتاور آیرودینامیکی بر حسب ارتفاع به دست آمده است.

در شکل ۱۴ شبکه سه‌بعدی، پیرامون پرتابه و در شکل ۱۵ کانتور ماخ پرتابه با چرخش ۲۰ درجه اطراف محور y در ارتفاع ۹۰ کیلومتری نشان داده شده است. مقدار گشتاور آیرودینامیکی بر حسب ارتفاع نیز در شکل ۱۶ نشان داده شده است. با محاسبه مقدار گشتاور آیرودینامیکی و در نظر گرفتن بازوی ۱/۲ متر برای جت با توجه به رابطه (۱۲) نیروی جت محاسبه خواهد شد. مقدار فشار کل جت طبق رابطه (۸) در مرجع [۶] برابر ۵/۹۵ مگاپاسکال به دست آمده است.

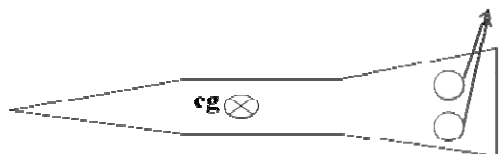


شکل (۱۲): دیاگرام آزاد پرتابه همراه با جت.

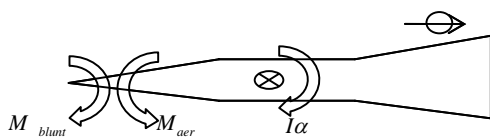
۲-۲-۴ استفاده نازل (جسم پخ)

این کره‌ها با فاصله از بدنه پرتابه طبق شکل‌های ۲۰-۱۹ نصب و قبل از ورود پرتابه به جو درون بدنه جاسازی شده و با ورود پرتابه به جو توسط اهرمی در بیرون بدنه قرار گرفته‌اند. با تغییر موقعیت کره، مقدار نیروی آن تغییر کرده و باعث تغییر مسیر متناوب پرتابه در صفحه عرضی می‌شود. اگر کره در موقعیتی به غیر از قسمت انتهایی پرتابه قرار داده شود، فضای بین پرتابه و کره یک کانال با سطح مقطع متغیر معکوس با کره موجود را تشکیل داده و باعث خنثی شدن نیروی تولید شده خواهد شد. بنابراین همان‌طور که در شکل ۲۱ نشان داده شده، موقعیت مناسب قرار گرفتن کره‌ها برای جلوگیری از تشکیل نازل القایی، در انتهایی‌ترین قسمت پرتابه است. برای جلوگیری از تداخل کره با لایه مرزی پرتابه و عدم تداخل شوک‌های کره با موج شوک پرتابه و قرار گرفتن کره در جریان آزاد و همچنین داشتن بازوی مناسب برای اعمال گشتاور لازم، فاصله محور نازل تا محور طولی پرتابه ۱/۵ متر در نظر گرفته شده است.

Blunt Body



شکل (۱۹): قبل از ورود به جو و به کارگیری کره.



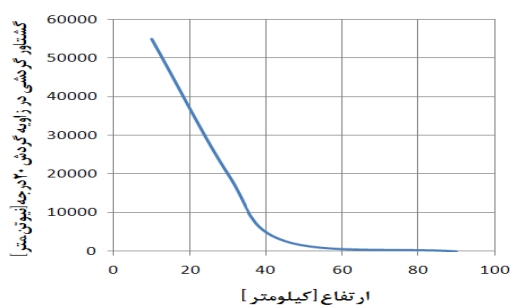
شکل (۲۰): پس از ورود به جو و به کارگیری نازل‌ها.

Nozzle (نازل القایی)

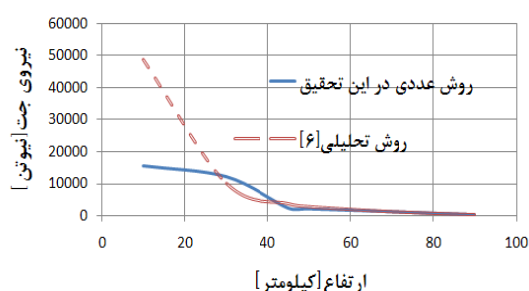


شکل (۲۱): تشکیل کانال با سطح مقطع متغیر

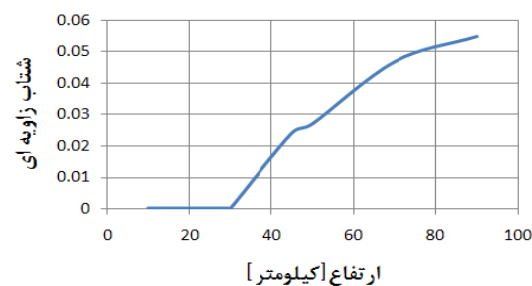
(نازل القایی) بین پرتابه و نازل.



شکل (۱۶): نمایش گشتاور M_{aer} بر حسب ارتفاع برای گردش ۲۰ درجه‌ای.



شکل (۱۷): مقایسه تغییرات نیروی جت بر حسب ارتفاع حاصل از حل عددی و رابطه (۸).



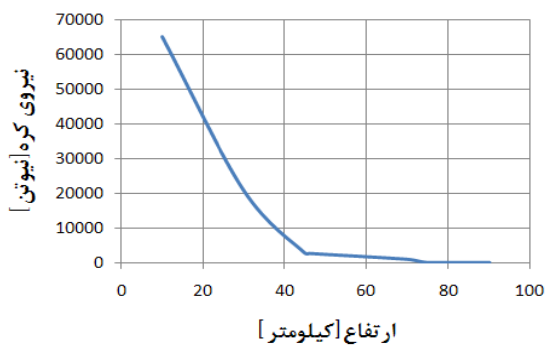
شکل (۱۸): شتاب زاویه‌ای پرتابه با جت بر حسب ارتفاع پرواز.

در شکل ۱۷ تغییرات نیروی جت حاصل حل عددی و رابطه (۸) بر حسب ارتفاع مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهد که حل تحلیلی و عددی در ارتفاعات بالای ۴۰ کیلومتر هم‌خوانی خوبی داشته ولی در ارتفاعات کمتر از این مقدار، حل تحلیلی و حل عددی از هم فاصله خواهند گرفت. در شکل ۱۸ شتاب زاویه‌ای پرتابه بر حسب ارتفاع پرواز آن رسم شده است.

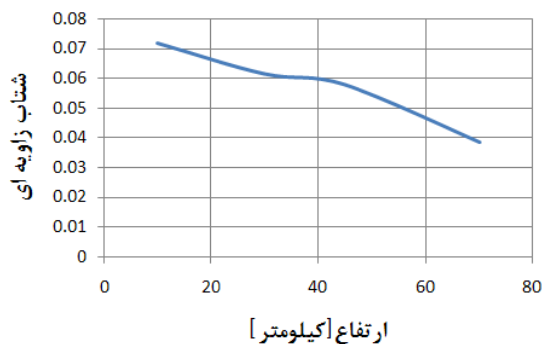
در نمودار شکل ۲۴ تغییر نیروی کره برحسب ارتفاع پرواز در این حالت نشان داده شده است. در شکل ۲۵ شتاب زاویه‌ای پرتابه در اثر وجود کره نشان داده شده است. در شکل ۲۶ نیروی حاصل از جت و کره برحسب ارتفاع با یکدیگر مقایسه شده است. در ارتفاعات بیش از ۵۰ کیلومتر، جت و کره نیروی یکسانی تولید کرده ولی در ارتفاعات کمتر از این مقدار، کره نیروی بیش‌تری تولید خواهد کرد.

جدول (۴): مقایسه ضرایب پرتابه با کره.

| وضعیت پرتابه | نیروی پسا (نیوتن) | گشتاور گردشی اطراف مرکز جرم (نیوتن متر) |
|-----------------|-------------------|---|
| پرتابه بدون کره | ۳۶۶ | ۰ |
| پرتابه با کره | ۱۲۹۰ | ۱۳۸۷/۵ |



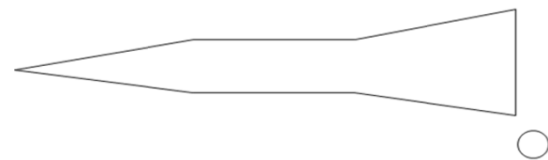
شکل (۲۴): نیروی کره برحسب ارتفاع پرواز.



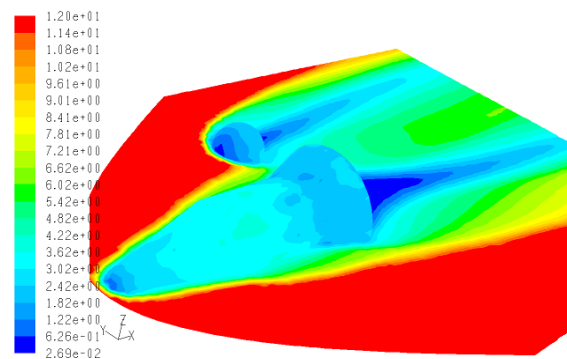
شکل (۲۵): شتاب زاویه‌ای پرتابه همراه با کره برحسب ارتفاع پرواز.

با توجه به اینکه از ۹۰ ارتفاع کیلومتری تا ارتفاع ۷۰ کیلومتری چگالی کمتر از 0.001 کیلوگرم بر متر مکعب است، مسئله برای ارتفاع ۷۰ کیلومتری به پایین حل شده است. برای تخمین اولیه، ابتدا کره‌ای به قطر ۴۵ سانتی‌متر در نظر گرفته شده و بعد از حل، نیروی پسای حاصل به دست آمد. در شکل ۲۳ کانتور عدد ماخ اطراف پرتابه با کره در ارتفاع ۷۰ کیلومتری از سطح زمین نشان داده شده است.

نیروی پسای به دست آمده برابر ۶۴۸ نیوتن بود که این نیرو شتاب زاویه‌ای مطلوب را ایجاد نکرد. بنابراین قطر کره به ۶۵ سانتی‌متر افزایش داده شد که در این حالت نیروی پسا به مقدار ۹۲۵ نیوتن افزایش یافت. نیروی پسا در دو حالت بدون کره و با کره، طبق جدول ۴ به دست آمد. بنابراین با به‌کارگیری کره در این ارتفاع، پرتابه شتاب زاویه‌ای 0.38 را خواهد گرفت که توسط این شتاب تغییر گردش ۲۰ درجه‌ای را طی مدت $4/28$ ثانیه انجام داده، بعد از این زمان کره توسط روشی جمع شده و از سمت دیگر پرتابه درست نقطه قطری مقابل موقعیت قبلی بیرون آمده و باعث تغییر متناوب مسیر پرتابه خواهد شد.



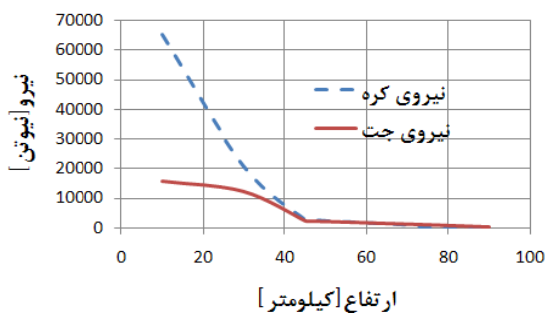
شکل (۲۲): مکان مناسب قرار گرفتن نازل.



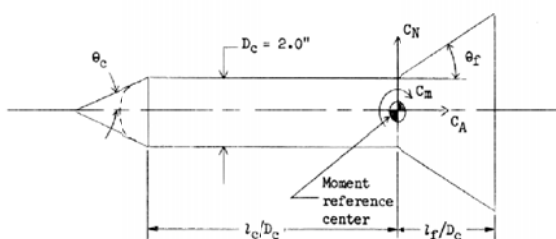
Contours of Mach Number

Aug 15, 2011, FLUENT 6.3 (3d, dbns exp, 5-8)

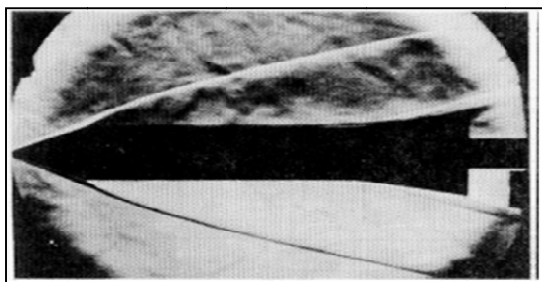
شکل (۲۳): کانتور ماخ اطراف پرتابه با کره به قطر ۴۵ سانتی‌متر در ارتفاع ۷۰ کیلومتری.



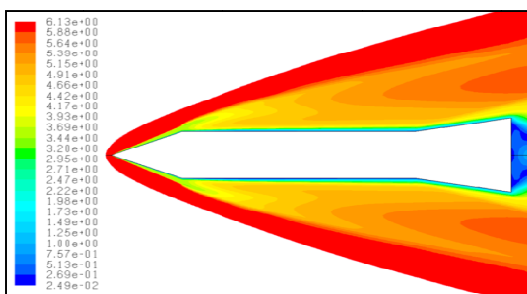
شکل (۲۶): مقایسه نیروی کره با جت برحسب ارتفاع پرواز.



شکل (۲۷): نمایش هندسه مخروط نوک تیز [۲۰].



الف): نتایج تجربی مرجع [۲۰].



ب): تحلیل عددی.

(شبکه ۲۲۰×۶۰ - طرح توربولانسی SA)

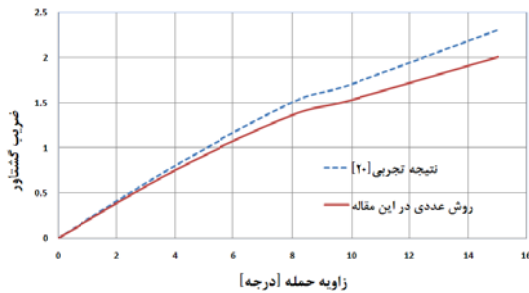
شکل (۲۸): کانتور ماخ برای زاویه حمله صفر درجه.

۵- بررسی درستی نتایج

برای مقایسه چگونگی روش حل عددی، دو تحلیل جریان ابرصوت زیر انجام شد:

۵-۱- تحلیل جریان ابرصوت اطراف مخروط سه‌گانه

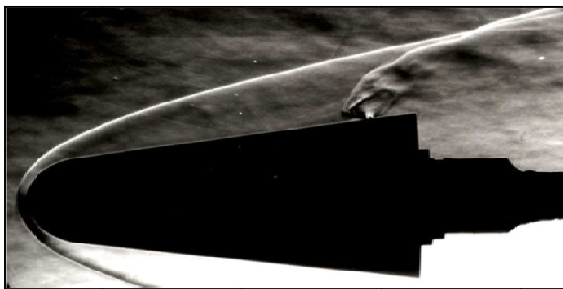
این تحلیل در عدد ماخ ۶، فشار استاتیک ۲،۴۰۰ پاسکال و دمای استاتیک ۳۳۰ کلوین براساس شرایط مرجع [۲۰] انجام شد. هندسه طرح نیز در شکل ۲۷ نشان داده شده که در این شکل، θ_c برابر ۲۲/۵ درجه، θ_f برابر ۱۰ درجه، l_c/D_c برابر ۴ و l_f/D_c برابر ۱/۶۴۵ است. ابعاد بخش آزمایش تونل باد، ۲۰ اینچ در ۲۰ اینچ است. برای درستی نظریه‌ای که در بخش ۴-۱ مقاله حاضر در مورد ابعاد میدان ذکر شد، برای ابعاد میدان جریان، به اندازه پنج برابر قطر پرتابه در راستای محور پرتابه از قاعده فاصله گرفته شد. همچنین به اندازه دو برابر قطر پرتابه در راستای عمود بر محور پرتابه فاصله در نظر گرفته شد. بنابراین با همین روش و با توجه به ابعاد پرتابه (۱۳/۷ اینچ طول و ۳/۱۵۷ اینچ قطر بیشینه) ابعاد میدان معادل ۲۹/۴۸ طول و ۱۶/۰۳۷ اینچ ارتفاع در نظر گرفته شد. در شبکه نهایی تولید شده در بخش (۴-۱) فاصله اولین گره تا دیواره برابر $10^{-6} \times 15/7$ متر (یعنی $10^{-6} \times 10/4$ برابر قطر پرتابه) و نسبت بزرگ‌نمایی آن $10^{-6} \times 1/0.75$ است. همچنین در مورد مش‌های طولی، کوچک‌ترین مش برای مش‌های نزدیک به محل تقاطع بخش استوانه‌ای شکل با بخش واگرا برابر $10^{-3} \times 1/2$ متر (یعنی $10^{-4} \times 8$ برابر قطر پرتابه) و نسبت بزرگ‌نمایی آن ۰/۰۳۵ است. برای تولید شبکه در این حالت نیز از این اندازه‌ها برای رعایت تشابه استفاده می‌شود. بنابراین ابتدا طرح تقارن محوری با تعداد مش (۲۲۰×۶۰) بررسی شده و ضریب پسای به‌دست آمده در این حالت ۰/۴۴۹ است که در مقایسه با نتیجه تجربی ارائه شده در شکل ۲۵، معادل ۰/۰۰۱ اختلاف مشاهده می‌شود. در شکل ۲۸ کانتور عدد ماخ حاصل از آزمایش برای زاویه حمله صفر درجه در مرجع [۲۰] و همچنین نتایج حل عددی نشان داده شده است. در این شکل تشابه زوایای شوک در بخش مخروطی و گوه‌ای پرتابه به‌خوبی قابل مشاهده است.



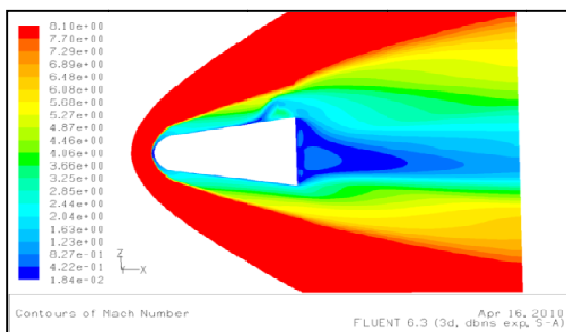
شکل (۳۰): مقایسه توزیع ضرب گشتاور برحسب زاویه حمله (نتایج تجربی از مرجع [۲۰]).

جدول (۵): مشخصات جریان و جت [۱۰].

| مشخصات جریان | | مشخصات جت | |
|---------------|---------------------------|-----------|-------------------------|
| $P_{0\infty}$ | ۴/۰ MPA | P_{0j} | ۰/۷۱ MPA |
| $T_{0\infty}$ | ۹۰۰ K | T_{0j} | ۲۸۸ K |
| P_∞ | ۳۷۰/۶ pa | P_j | ۰/۳۷۳ pa |
| T_∞ | ۶۳/۷۶ k | T_j | ۲۴۰ k |
| ρ_∞ | ۰/۰۲۰۲۶ kg/m ³ | ρ_j | ۵/۴۱۳ kg/m ³ |
| M_∞ | ۸/۱ | M_j | ۱/۰ |



الف) آزمایش تونل باد [۱۰].



ب): حل عددی (۱۲۰×۴۵×۴۰)

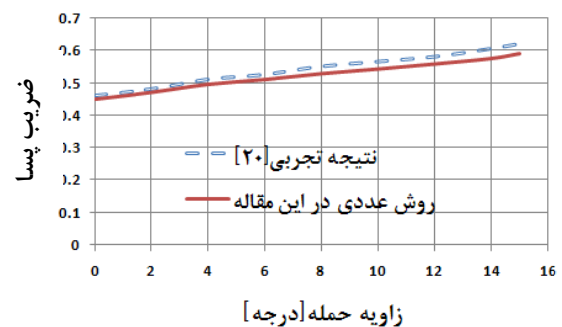
شکل (۳۱): کانتور ماخ در زاویه حمله صفر درجه و مشخصات جدول ۵.

برای به دست آوردن نتایج در زوایای حمله غیر صفر طرح سه بعدی فرض شده است. برای زوایای حمله (۴، ۸، ۱۰ و ۱۵) از طرح سه بعدی ۲۲۰×۶۰×۴۰ استفاده و نتایج آن در شکل ۲۹ نشان شده است. مقایسه بین ضرب گشتاور به دست آمده از تحلیل عددی و آزمایشگاهی در مرجع [۲۰] در شکل ۳۰ ارائه شده است. همان طور که مشاهده می شود، حل عددی تا زاویه حمله شش درجه از دقت خوبی برخوردار است.

۲-۵- تحلیل تداخل جت با جریان ابرصوت

تحلیل تداخل جت با جریان ابرصوت با مشخصات جدول ۵ که از مرجع [۱۰] استخراج شده انجام و نتایج حاصل با نتایج همان مرجع مقایسه شد. در شکل ۳۱ کانتور عدد ماخ حاصل از حل عددی و تجربی نشان داده شده است. تشابه زاویای شوک اطراف پرتابه و جت به خوبی قابل مشاهده است.

در شکل های (۳۲-۳۳) توزیع نسبت فشار استاتیک روی سطح پرتابه به فشار استاتیک محیط در راستای طول پرتابه (به ترتیب ارائه شده در مرجع [۱۰] و به دست آمده از این مقاله) با یکدیگر مقایسه شده است. همان طور که مشاهده می شود، در موقعیت جت (X/L صفر) در هر دو نمودار برابر ۲۵ است و در ضمن نمودار شکل ۳۳ در قسمت انتهایی برابری خوبی با شکل ۳۲ دارد.



شکل (۲۹): مقایسه توزیع ضرب نیروی محوری برحسب زاویه حمله (نتایج تجربی مرجع [۲۰]).

دینامیکی در اثر افزایش شدید دانسیته، تغییرات نیروی پسای کره و گشتاور آیرودینامیکی تقریباً یکسان است. در نتیجه با استفاده از کره در ارتفاع ۱۰ تا ۷۰ کیلومتری می‌توان شتاب زاویه‌ای مطلوب را تولید کرد (شکل‌های ۲۰ - ۲۱).

۵- برای تولید شتاب زاویه‌ای مطلوب توسط جت در ارتفاع ۱۰ تا ۴۰ کیلومتری یا باید روش تولید جت با ویژگی‌های متغیر نسبت به ارتفاع استفاده شود و یا تعداد نازل جت بیش‌تری مورد استفاده قرار گیرد.

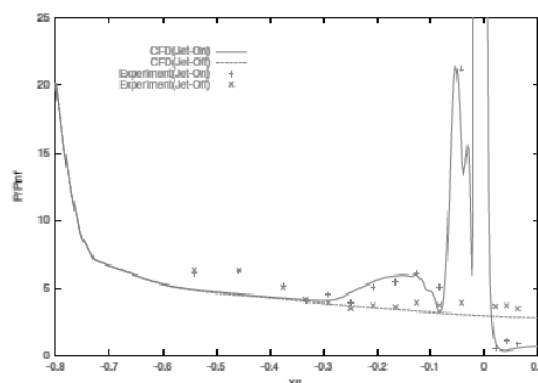
۶- رابطه تحلیلی ارائه شده در مرجع [۶] برای طراحی اولیه جت با فرض جریان غیر لزج دقت خوبی دارد.

۷- در تحلیل جریان ابرصوت مغشوش در صورت تولید شبکه با γ کمتر از ۵ و استفاده از طرح توربولانس اسپالرت-آلمراس نتایج قابل قبولی حاصل می‌شود و

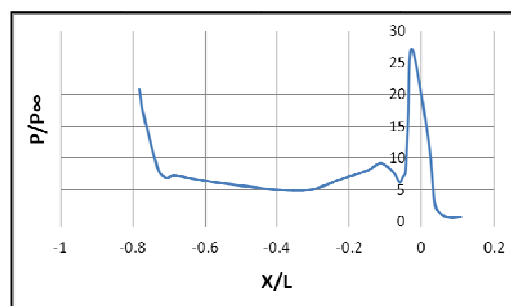
۸- روش استفاده از کره ساده‌تر و ارزان‌تر از جت است.

مراجع

1. Young, M.B., Woo, L.J., and Hwam, B.Y. "Numerical Investigation of the Shock Interaction Effect on the Lateral Jet Controlled Missile", Aerospace Sci. and Tech., Vol. 10, No. 5, pp. 385-393, 2006.
2. Champigny, P. and Lacau, R.G. "Lateral Jet Control for Tactical Missiles", AGARD-R-804, Paper No. 3, 1994.
3. Viti, V., Neel, R., and Schetz, J.A. "Detailed Flow Physics of Supersonic Jet Interaction Flow Field", Physics of Fluids, Vol. 21, No. 4, pp. 1-16, 2009.
4. Dickmann, D.A., Lu, F.K. "Shock/Boundary Layer Interaction Effects on Transverse Jets in Crossflow over a Flat Plate", AIAA 38th Fluid Dynamics Conf. and Exhibit. 2008, Seattle, Washington, pp. 3723-3735, 2008.
5. Morkovin, M. "Interaction of a Side Jet with a Supersonic Main Stream", Ph.D. Dissertation, Univ. of Michigan, 1952.
6. Vinson, E. "Interaction Effects Produced by Exhausting Laterally Near Base of Ogive-Cylinder Model in Supersonic Main Stream", Ph.D. Dissertation, Univ. of Michigan, 1957.
7. Spaid, F. "A Study of Secondary Injection of Gases into a Supersonic Flow", Ph.D. Dissertation, California Institute of Tech., 1964.
8. Kumar, D. "Hypersonic Control Effectiveness", Ph.D. Dissertation, Cranfeild Univ., 1995.



شکل (۳۲): توزیع نسبت فشار استاتیک روی سطح پرتابه به فشار استاتیک محیط در راستای طول پرتابه [۱۰].



شکل (۳۳): توزیع نسبت فشار استاتیک روی سطح پرتابه به فشار استاتیک محیط در راستای طول پرتابه.

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله با استفاده از حل عددی تأثیر جت عکس‌العملی و نازل جانبی (کره) بر ضرایب آیرودینامیکی یک پرتابه ابر صوت وارد شونده به جو زمین بررسی و مقایسه شد که خلاصه نتایج به‌صورت زیر است:

۱- برای تولید شتاب زاویه‌ای مفروض در صورت استفاده از کره، پسای کل مجموعه پرتابه همراه با کره بیشتر از پسای کل پرتابه همراه با جت است که این موجب کاهش سرعت پرتابه خواهد شد.

۲- در ارتفاعات ۷۰ تا ۱۰۰ کیلومتری به‌دلیل ناچیز بودن دانسیته و فشار هوا استفاده از کره امکان‌پذیر نیست.

۳- در ارتفاع کمتر از ۴۰ کیلومتر افزایش گشتاور آیرودینامیکی، شدیدتر از افزایش نیروی جت است. بنابراین شتاب زاویه‌ای ناشی از جت کاهش چشمگیری دارد.

۴- در ارتفاع کمتر از ۴۰ کیلومتر به‌دلیل افزایش فشار

15. Harmon, W. "High-altitude Hypersonic Aerodynamics of Blunt Bodies", Ph.D. Dissertation, Univ. of Texas, 1990.
16. Bertin, J. "Hypersonic Aerothermodynamics", AIAA Education Series, 1994.
17. Vafadar Moradi, H. "Numerical Simulation of Hypersonic Flow with Effect of Real Gas", M.Sc. Thesis, IUST, 1385 (In Persian).
18. Papadopoulos, P., Venkatapathy, E., Prabhu, D., Loomis, M.P., and Olynick, D. "Current Grid-Generation Strategies and Future Requirements in Hypersonic Vehicle Design, Analysis and Testing", Applied Mathematical Modeling, Vol. 23, No. 19, pp. 705-735, 1999.
19. Roy, J., Fredrick, G. "Review and Assessment of Turbulence Models for Hypersonic Flows", Progress in Aerospace Sci., Vol. 42, No. 4, pp. 469-530, 2006.
20. Ashby, G.C. and Cary, A.M. "A Parametric Study of the Aerodynamic Characteristics of Nose-cylinder-flare Bodies at a Mach Number of 6", NASA -TND-2854, 1965.
9. Brandies, J. and Gill, J. "Experimental Investigation of Side-Jet Steering for Supersonic and Hypersonic Missiles", J. Spacecraft and Rockets, Vol. 33, No. 3, pp. 346-353, 1996.
10. Nakamura, T., Kaneko, M. "Numerical Simulation on Aerodynamic Interaction between a Side Jet and Flow around a Blunt Body in Hypersonic Flow", AIAA 41st Meeting and Exhibit., Nevada, pp. 1135-1143, 2003.
11. Anderson, J.D. "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", McGraw-Hill, Chicago, 1989.
12. Shang, J. and Scherr, S. "Navier-Stokes Solution for a Complete Re-entry Configuration", J. Aircraft, Vol. 23, No. 12, pp. 881-886, 1986.
13. Esfahanian, V. "Computation and Stability Analysis of Laminar Flow over a Blunt Cone in Hypersonic Flow", Ph.D. Dissertation, Ohio State Univ., 1991.
14. Moghadam, R., Hejranfar, K., "Dual-code Solution Procedure for Efficient Computing Equilibrium Hypersonic Axisymmetric Laminar Flows", Aerospace Sci. and Tech., Vol. 13, No. 12, pp. 1-15, 2007.