

بازیابی نرم یک راکت مافوق صوت به کمک ناپایدارسازی

خلقانی، عباس^{۱*}، جوارشکیان، محمد حسن^۲ و پسندیده فرد، محمود^۳

۱- دانشجوی دکتری مکانیک، دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی مشهد

۲- دانشیار گروه مکانیک، دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی مشهد

۳- دانشیار گروه مکانیک، دانشکده مهندسی دانشگاه فردوسی مشهد

(دریافت مقاله: ۱۳۹۰/۰۳/۲۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۰/۱۲/۱۵)

چکیده

در این تحقیق بازیابی نرم یک راکت مافوق صوت به کمک ناپایدارسازی، توسط یک روش عددی حجم محدود و روش تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. در روش عددی مذکور معادلات ناویر استوکس پس از گسسته‌سازی به روش حجم محدود با استفاده از الگوریتم فشار مبنا توسط یک حل کننده ضمنی حل شده است. در روند حل از ایده برون یا درون یابی مرتبه دوم بالا دست استفاده شده و برای در نظر گرفتن اثر آشفتگی مدل اسپالارت الماراس بکار برده شده است. در روش تجربی یک رادار داپلر بر روی مسیر پرواز پیش‌بینی شده تنظیم شده و منحنی سرعت-زمان پرتابه هنگامی که از مقابل رادار می‌گذرد ثبت گردیده است. با توجه به شبیه‌سازی عددی، ابتدا ضرایب آیرودینامیکی راکت ناپایدار، در سرعت‌های و زوایای مختلف چرخش محاسبه شده. سپس مدل‌سازی دینامیک پرواز راکت ناپایدار، با توجه به ضرایب آیرودینامیکی انجام گرفته است. در انتها نتایج تئوریک مذکور با منحنیهای تجربی سرعت که توسط رادار داپلر ثبت گردیده، مقایسه شده است.

واژه‌های کلیدی: آیرودینامیک، پرتابه، ناپایداری، بازیابی نرم، زاویه حمله بالا، مافوق صوت

مقدمه

در تمام مراحل طراحی و ساخت یک پرتابه، تست‌های مکرر میدانی نه تنها پرهزینه و طاقت فرسا است، بلکه نشان دهنده تعداد اندکی از خطاهای سیستم خواهد بود. استنتاج علل خطا از روی بازمانده‌های پرتابه‌ای که متلاشی شده است دور از انتظار است. بنابراین بازیافت نرم پرتابه‌ها از دیرباز مورد توجه بوده است، ولی با پیشرفت تکنولوژی، این مسئله ابعاد جدیدی یافته است. طرح‌های فراوان و روش‌های گوناگونی برای بازیابی نرم پرتابه‌ها اجرا شده‌اند. یک روش سنتی آن است که پرتابه در تپه‌ای از ماسه بادی و یا استخر آب شلیک و بازیابی نرم شود. روش سنتی دیگر استفاده از چتر است که چندین کتاب و هندبوک در باره آن تدوین شده است [۱، ۲]. در بسیاری از پرتابه‌های امروزی، شتاب منفی روش‌های مذکور پذیرفتنی نیست. هنوز هم این دو روش در ترکیب با طرح‌های جدید مورد استفاده قرار می‌گیرند.

Benedetti [۳] به بررسی دینامیک پرواز گلوله‌های معمولی ۱۵۵ و ۲۰۰ میلیمتری می‌پردازد. این گلوله‌ها در زاویه نزدیک به قائم شلیک می‌شوند و در نزدیکی قله پرواز که

سرعت بسیار کم است توسط یک چتر بازیابی نرم می‌شوند. یک مکانیزم هرزگرد اتصال چتر و گلوله را برقرار می‌کند تا دوران گلوله باعث بهم پیچیدن چتر نشود. در بعضی طرح‌ها با باز شدن یک ترمز آیرودینامیکی دوران گلوله را کاهش می‌دهند. گاهی با استفاده از یک مکانیزم جدایش ماسوره و چتر را از بقیه قسمت‌های گلوله جدا می‌کنند، تا با کاهش جرم بازیافتی، این مشکلات را کاهش دهند. Pepper و Fellerhoff [۴] به بهبود طرح‌های بازیافت نرم گلوله ۱۵۵ میلیمتری پرداختند.

Ilyong و همکارانش [۵] با یک گلوله هوشمند حاوی بردهای الکترونیکی مواجه بودند که در هنگام شلیک با شتاب ۲۰۰۰g مواجه می‌شد. در این شتاب ۲۰ کیلوگرم نیرو به یک المان یک گرمی وارد می‌شود. آنها برای بازیابی نرم این گلوله، یک کمپرسور بالستیک طراحی کردند. سپس رفتار این کمپرسور بالستیک را با یک کد کامپیوتری بررسی کرده و با یک مدل آزمایشگاهی مقایسه کردند.

Evans و همکارانش [۶، ۷] برای بازیابی نرم یک گلوله هدایت شونده توپخانه، از دستگاه بازیافت نرم گلوله کالیبر

عملکرد سنسورهای واحد هدایت اینرسی، آن را در گلوله مجهز به تله متری نصب کرده و توسط مخازن علوفه بازیابی نرم کردند. Smith و همکارانش [۱۹]، برای بازیابی نرم یک پهباد، ابتدا سرعت آن را توسط یک بالوت کاهش داده و سپس توسط چتر بازیابی کردند. این پهباد انعطاف پذیر، به شکل یک گلوله ۱۵۵ میلیمتری، توسط یک توپ گازی شلیک می شود.

Vance و همکارانش [۲۰] توسط جت معکوس، یک پرتابه را به نرمی بازیابی کردند. Philip و Prasun [۲۱، ۲۲] به بررسی مسیر فرود و چگونگی بازیابی نرم دو مریخ پیمای Spirit و Opportunity، که در دو نقطه از مریخ رها شدند، پرداخته اند. این دو مریخ پیمای در ارتفاع ۱۲۵ کیلومتری، با سرعتی بیش از ۵۶۰ m/s و با وزنی حدود ۸۳۰ kg وارد جو مریخ شدند. ابتدا پسای جو، در مقابل سپر حرارتی، سرعت این دو مریخ پیمای را کاهش داد. سپس چتر مافوق صوت باز شد. کیسه های هوا قبل از روشن شدن جت معکوس باز شدند. جت معکوس در ارتفاع ۱۲ متری، مؤلفه عمودی سرعت را به صفر رسانده و در این هنگام بند اتصال فرودگر به چتر بریده شد. فرودگر، که توسط بالشکتهای گاز در بر گرفته شده، بارها جست و خیز کرده و پس از غلطیدن های زیاد متوقف شد.

هدف از پژوهش حاضر ارائه طرح بازیابی نرم به کمک ناپایدارسازی عمدی است. در این پژوهش به بررسی تئوریک و آزمایشگاهی بازیابی نرم یک پرتابه مافوق صوت پرداخته می شود. این پرتابه یک راکت بالک پایدار است (شکل ۱) که در پایان سوزش موتور به سرعت ۶۰۰ m/s می رسد. یک رادار داپلر بر روی مسیر پرواز پیش بینی شده تنظیم می شود و منحنی سرعت-زمان راکت را هنگامی که از مقابل رادار می گذرد ثبت می کند.

طرح بازیابی نرم این راکت شامل سه بخش است. ابتدا یک جداکننده پیروتکنیکی، موتور و بالکها را جدا می کند. بخش جلو، که حاوی ابزارهای اندازه گیری است، بزودی ناپایدار شده و شروع به معلق زدن می کند (شکل ۱). پسای شدید حاصل از معلق زدن در زمان کوتاهی سرعت را به زیر صوت کاهش می دهد. وقتی سرعت به حد مناسبی رسید، یک چتر ترمزی کوچک باز شده و سرعت را باز هم کاهش می دهد. با فاصله کوتاهی جتر اصلی باز شده و راکت را به نرمی بازیابی می کند. از اهداف این تحقیق نگاه ویژه به کاهش شدید سرعت در فرآیند معلق زدن و بررسی مزایا و معایب کاربرد

بزرگ (LCSRS)، استفاده کردند. این دستگاه ۶۰ متری با شیب ناچیزی به تدریج وارد آب می شود. سر گلوله مورد مطالعه به یک آب پخش کن مجهز می شود و پس از شلیک گلوله بین یک نبشی و ریل مهار شده و به تدریج وارد آب می شود. انرژی جنبشی گلوله از طریق آب پخش کن به آب منتقل شده و گلوله به تدریج متوقف می شود. Evans [۸] یک گلوله ۱۵۵mm را با دستگاه LCSRS بازیابی نرم کرد. Myers و همکارانش [۹] نیز گلوله هدایت شونده توپخانه ای Excalibur را با دستگاه LCSRS بازیابی نرم کردند. Cordes [۱۰] گلوله Excalibur را به چتر مجهز کرده و آن را بازیابی نرم کرد.

Derbidge و Dahm [۱۱] برای بررسی اثرات بازگشت به جو زمین، مبادرت به بازیابی نرم یک گلوله در لوله ای با گاز فشرده کردند. Garner و همکارانش [۱۲]، تعداد ۱۰ گلوله ۱۲۰ میلیمتری را، جهت ثبت تاریخچه شتاب، به یک حافظه الکترونیکی مجهز کردند. آنها برای بازیابی نرم چهار جعبه در نظر گرفتند که به ترتیب با علوفه، خاک اره، کود گیاهی و ماسه پر شدند. گلوله با عبور از بسترهای علوفه، خاک اره، کود گیاهی و کاهش سرعت تدریجی، در بستر ماسه ای متوقف می شود.

Birk و Kooker [۱۳] برای بازیابی گلوله ۱۵۵ mm توپ یک لوله بلند ۹۵ متری را به دهانه لوله توپ متصل کردند. در ۵ متر ابتدای لوله سوراخهایی برای خروج گازهای حاصل از شلیک وجود داشت. در ۶۰ متر بعدی، گاز فشرده بین یک دیافراگم و پیستون سبک محبوس بود. ۲۰ متر بعدی با آب پر شده بود. همچنین Birk با گروهی دیگر از همکاران خود [۱۴] برای بازیابی نرم گلوله ۱۵۵ mm به شرح دستگاهی کاملاً مشابه با ابعادی متفاوت می پردازند.

Laughlin [۱۵] در بخشی از پایان نامه خود به بررسی ابزارهای بازیابی شامل ARDEC Ballistic Railgun و Soft Catch Gun Facility و تنوعی از گلوله های مجهز به چتر بازیابی می پردازد. امکانات یاد شده در مراجع ۶، ۷، ۱۱، ۱۳ و ۱۴ نیز استفاده شده است. Anderson [۱۶] بازیابی نرم گلوله کالیبر ۵ اینچ را در لوله با فشار گاز بررسی و محاسبه کرد. Hölzle [۱۷] توانست، با تغییر در شکل دماغه گلوله، بازیابی موفق در مخزن حاوی دانه های لاستیک داشته باشد. وی نشان داد که دانه های لاستیک مانند سیال در مقابل گلوله رفتار می کنند. Guevara و Flyash [۱۸] جهت بررسی

می‌باشد. انحلال لزجت متلاطم در ناحیه نزدیک دیواره به علت محدود شدن به دیواره و میرایی لزجت اتفاق می‌افتد. $\sigma_{\bar{v}}$ و C_{b2} ثوابت مدل هستند. لزجت متلاطم (μ_t) از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v1} \quad (7)$$

f_{v1} تابع میرایی لزجت است و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$f_{v1} = \frac{x^3}{x^3 + C_{b1}^3}, \quad x \equiv \frac{\tilde{v}}{\nu} \quad (8)$$

جمله تولید، $G_{\bar{v}}$ ، به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$G_{\bar{v}} = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{v} \quad (9)$$

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{v}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad f_{v2} = 1 - \frac{x}{1 + x f_{v1}}$$

C_{b1} و κ ثوابت مدل هستند، d فاصله از دیوار و S اندازه اسکالر تانسور تغییر فرم است که به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$S \equiv |\Omega_{ij}| + C_{prod} \min(0, |S_{ij}| - |\Omega_{ij}|) \quad (10)$$

$$|S_{ij}| \equiv \sqrt{2 \tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij}} \quad |\Omega_{ij}| \equiv \sqrt{2 \Omega_{ij} \Omega_{ij}} \quad C_{prod} = 2.0$$

که \tilde{S}_{ij} نرخ تغییر شکل متوسط تغییر فرم بوده و با رابطه زیر مشخص می‌شود:

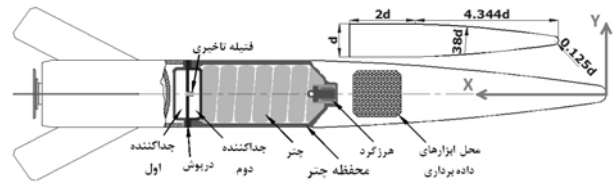
$$\tilde{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} + \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} \right) \quad (11)$$

از آنجائیکه جمله $G_{\bar{v}}$ هم شامل چرخش است و هم شامل تانسورهای تغییر شکل، در نتیجه نرخ تولید لزجت گردهای افزایش می‌یابد. ثوابت مدل به صورت زیر تعریف شده‌اند:

$$\begin{aligned} C_{b1} &= 0.1335, & C_{b2} &= 0.622, \\ \sigma_{\bar{v}} &= 2/3, & C_{v1} &= 7.1 \\ C_{\omega1} &= C_{b1} / \kappa^2 + (1 + C_{b2}) / \sigma_{\bar{v}}, \\ C_{\omega2} &= 0.3, & C_{\omega3} &= 2.0, & \kappa &= 0.41 \end{aligned} \quad (12)$$

اگر شکل کلی معادله انتقال در مختصات دو بعدی مطابق

ناپایداری در بازیابی نرم یک پرتابه است.



شکل ۱- پیکره راکت و اجزاء مکانیزم بازیافت - پیکره بخش معلق زنده راکت پس از جدایش اول

معادلات حاکم بر جریان سیال و گسسته‌سازی

معادلات اساسی که بقای جرم، ممنتوم و اسکالر را بیان می‌کنند در حالت برداری و مستقل از سیستم مختصات به صورت زیر بیان می‌شوند:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \bar{\mathbf{V}}) = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{\mathbf{V}})}{\partial t} + \text{div}(\rho \bar{\mathbf{V}} \otimes \bar{\mathbf{V}} - \bar{\mathbf{T}}) = \bar{\mathbf{S}}_v \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho \bar{\mathbf{V}} \phi - \bar{\mathbf{q}}) = \bar{\mathbf{S}}_\phi \quad (3)$$

ρ چگالی، $\bar{\mathbf{V}}$ بردار سرعت و ϕ به عنوان یک متغیر مستقل اساسی است. $\bar{\mathbf{T}}$ تانسور تنش است و برای یک سیال نیوتنی به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\bar{\mathbf{T}} = - \left(P + \frac{2}{3} \mu \cdot \text{div} \bar{\mathbf{V}} \right) \bar{\mathbf{I}} + 2 \mu \bar{\mathbf{D}} \quad (4)$$

$\bar{\mathbf{q}}$ بردار شار اسکالر است و از قانون فوریه بدست می‌آید:

$$\bar{\mathbf{q}} = \Gamma_\phi \text{grad } \Phi \quad (5)$$

مدل اغتشاشی اسپالارت آلمارس یک مدل تک معادله‌ای ساده بوده که یک معادله مدل شده انتقال را برای به دست آوردن μ_t حل می‌کند. مدل مذکور هنوز جزو رایجترین مدلها در کاربردهای هوافضائی می‌باشد. متغیر انتقالی در مدل مذکور، \tilde{v} است که معرف لزجت سینماتیک متلاطم (بجز در نواحی نزدیک دیواره) می‌باشد.

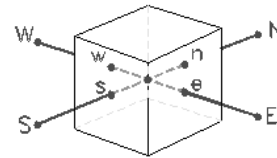
$$\rho \frac{D\tilde{v}}{Dt} = G_{\bar{v}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_{\bar{v}} \quad (6)$$

که $G_{\bar{v}}$ تولید لزجت متلاطم و $Y_{\bar{v}}$ انحلال لزجت متلاطم

معادله (۱۳) تنظیم نماییم:

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t}}_{\text{transient}} + \underbrace{\frac{\partial(\rho u\phi)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v\phi)}{\partial y}}_{\text{convection}} - \underbrace{\frac{\partial}{\partial x}(\Gamma_\phi \frac{\partial\phi}{\partial x}) - \frac{\partial}{\partial y}(\Gamma_\phi \frac{\partial\phi}{\partial y})}_{\text{diffusion}} = \dot{S}_\phi^{\text{source}} \quad (13)$$

انتگرالگیری از معادله (۱۳) روی یک المان حجمی و استفاده از تئوری دیورژانس به برقراری تعادل بین ترمهای شار جابجایی، پخشی و چشمه می‌شود. ترم گذرا با روش ضمنی اولر و شار پخشی نیز به وسیله تفاضل مرکزی محاسبه می‌شود. به عنوان مثال برای سطح e از حجم کنترل شکل ۲ داریم:



شکل ۲- المان حجمی

$$I_e^D = D_e(\phi_P - \phi_E) - S_e^{\phi} \quad (14)$$

گسسته کردن شار جابجایی نیاز به توجه خاصی دارد و موضوع روشهای مختلفی است که تا کنون توسعه یافته است. بیان شار جابجایی برای سطح e سلول به صورت زیر می‌باشد:

$$I_e^c = (\rho \cdot v \cdot A)_e \phi_e = F_e \phi_e \quad (15)$$

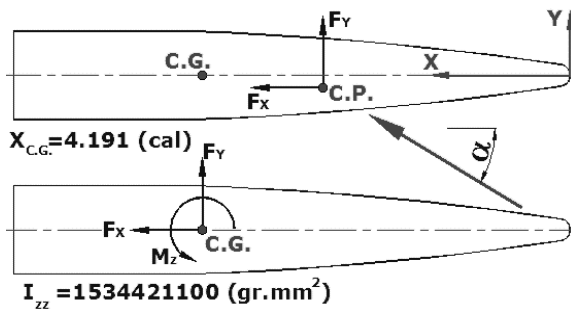
مقدار متغیر ϕ_e در سطح سلول مشخص نیست و باید توسط میانمایی با استفاده از مقادیر گره‌های مجاور تخمین زده شود. در این مقاله ϕ_e با استفاده از روش بالا دست مرتبه دوم محاسبه و پس از جایگذاری در معادله (۱۵) شکل نهایی معادلات گسسته شده به صورت زیر خواهد بود:

$$A_P \cdot \phi_P = \sum_{m=E,W,N,S} A_m \cdot \phi_m + S'_\phi \quad (16)$$

معادلات حاکم بر دینامیک پرواز

جهت تحلیل دینامیک پرواز راکت ناپایدار، فرض می‌شود که حرکت در یک صفحه بوده و انحراف جانبی پرتابه قابل اغماض باشد. در این مدل جرم پرتابه در مرکز جرم آن متمرکز شده است ولی لختی دورانی آن نیز مورد توجه قرار می‌گیرد. جرم بخش بازیافتی راکت ۲۵ کیلوگرم و مرکز جرم این بخش در فاصله ۴/۱۹ برابر کالیبر از دماغه و لختی دورانی آن معادل

۱۵۳۴ کیلوگرم متر است (شکل ۳).



شکل ۳- نمودار نیروهای ایرویدینامیکی

شتاب دورانی راکت از معادله گشتاور محاسبه می‌شود. با انتگرالگیری از شتاب دورانی، سرعت دورانی و با انتگرالگیری از سرعت دورانی، موقعیت زاویه‌ای راکت محاسبه می‌شود. دو مؤلفه شتاب خطی راکت با توجه به دو مؤلفه نیروی ایرویدینامیکی محاسبه می‌شود. با انتگرالگیری از مؤلفه‌های شتاب خطی، دو مؤلفه سرعت خطی بدست می‌آید. با انتگرالگیری از دو مؤلفه سرعت خطی، موقعیت مکانی راکت محاسبه می‌شود. شرایط اولیه راکت بر اساس سیمولاتور پروازی راکت کامل استخراج می‌شود. این شبیه‌ساز بر اساس مدل شش درجه آزادی در محیط سیمولینک نرم‌افزار مطلب تنظیم شده است. سرعت خطی جدایش با توجه به محاسبات مکانیزم جدایش، که بر اساس مدل‌های بالستیک داخلی تنظیم گردیده، تنها ۲m/s است. سرعت جدایش به مقادیر اولیه سرعت خطی افزوده می‌شود. اساساً مسئله بالستیک خارجی یک مسئله مقدار اولیه است که شبیه‌ساز دینامیک پرواز راکت معلق زنده، آنرا به روش انتگرالگیری عددی رانج-کوتا مرتبه چهارم حل می‌کند.

دیگرام نیروهای ایرویدینامیکی در شکل ۳ مشاهده می‌شود. اگر دو مؤلفه نیرو از مرکز فشار به مرکز جرم منتقل شوند، گشتاور M_z نیز بایستی طبق رابطه (۱۷) در نظر گرفته شود.

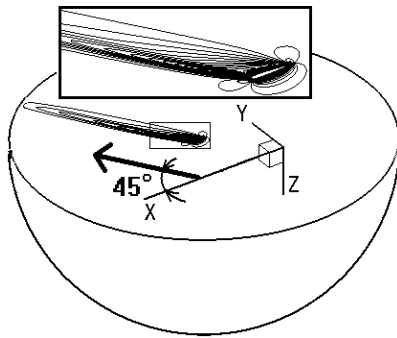
$$M_z = (X_{C.G.} - X_{C.P.}) \times F_y + Y_{C.P.} \times F_x \quad (17)$$

در زوایای حمله ۱۸۰ الی ۳۶۰ درجه، نیروها و گشتاور به صورت ذیل در نظر گرفته می‌شوند.

$$F_x(2\pi - \alpha) = F_x(\alpha) \quad (18)$$

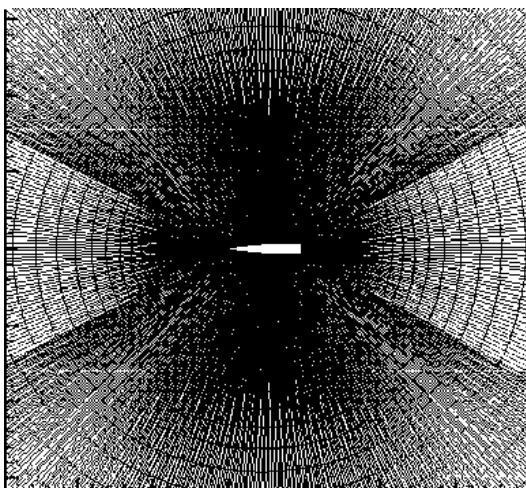
نتایج عددی

در ابتدای هر شبیه‌سازی، انتخاب نوع شبکه و شبکه‌سازی کل میدان حل به صورت یک نیمکره (شکل ۵) به شعاع ۱۵/۵ برابر طول پرتابه در نظر گرفته شده که قاعده نیمکره پرتابه را به دو نیم تقسیم می‌کند. امتداد جریان آزاد در صفحه تقارن قرار دارد.



شکل ۵- نیمکره میدان حل

میدان محاسباتی برای این حالت به صورت O-Grid (شکل ۶) با تعداد ۸۵۱۳۶۸ گره برای نصف میدان حول پرتابه در نظر گرفته شده است. برای بررسی اثر ریزی شبکه، میدان حل در چند حالت با چند نوع شبکه‌بندی دیگر حل شده که ریزترین آن دارای ۳۳۳۳۰۵۰ گره است.



شکل ۶- شبکه صفحه تقارن

چون هدف اصلی از حل میدان محاسبه نیروها است، خطای ۱/۴ درصدی شبکه درشت نسبت به شبکه ریز مناسب به نظر رسیده و محاسبات با ۸۵۱۳۶۸ گره دنبال گردیده است.

$$F_y(2\pi - \alpha) = -F_y(\alpha) \quad (19)$$

$$M_z(2\pi - \alpha) = -M_z(\alpha) \quad (20)$$

مقادیر فوق در مختصات بدنه محاسبه شده‌اند و قبل از انتگرالگیری بایستی به مختصات ثابت زمینی منتقل شوند (شکل ۴). در این انتقال، گشتاور M_z تغییری نمی‌کند.

$$F_\xi = -F_x \times \cos(\alpha + \theta) - F_y \times \sin(\alpha + \theta) \quad (21)$$

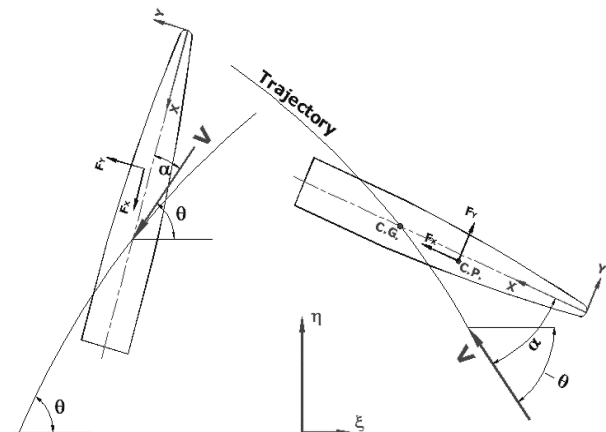
$$F_\eta = -F_x \times \sin(\alpha + \theta) + F_y \times \cos(\alpha + \theta) - mg \quad (22)$$

همچنین نیروها و گشتاور بر اساس نیمی از میدان جریان محاسبه شده‌اند و در محاسبه شتاب پرتابه، دو برابر آن در نظر گرفته می‌شود.

$$\ddot{\xi} = 2F_\xi / m \quad (23)$$

$$\ddot{\eta} = 2F_\eta / m - g \quad (24)$$

$$\ddot{\alpha} = 2M_z / I_{zz} \quad (25)$$



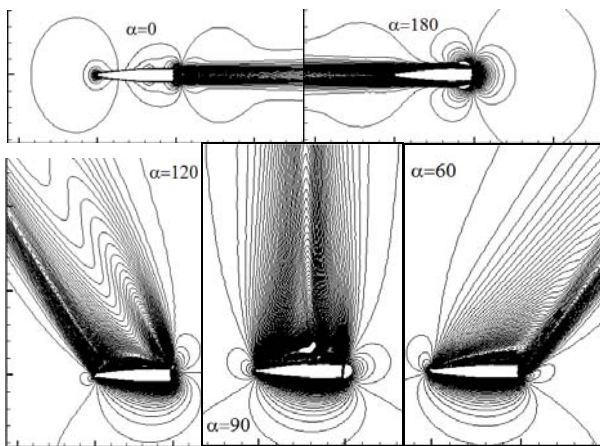
شکل ۴- مختصات بدنه و مختصات ثابت زمینی

روش حل

پس از گسسته‌سازی معادلات حاکم بر سیال، از روشهای تکراری برای حل متوالی معادلات مذکور استفاده می‌شود. ابتدا معادلات ممنتوم حل شده و سپس با تلفیق معادلات پیوستگی و ممنتوم، معادله فشار یا تصحیح فشار بدست می‌آید. ایده‌های مختلفی بر مبنای این منطق وجود دارد که در کار حاضر از روش SIMPLE استفاده شده است. در این پژوهش از یک نرم‌افزار تجاری معتبر استفاده شده است.

اولین تلاشها رابطه $C_X = C_{X0} \cdot \cos^2(\alpha)$ ارائه شد، ولی این رابطه تنها در جریان مادون صوت و زوایای کمتر از ۳۰ درجه مناسب است. Moore و Hymer [۲۴] تغییرات مؤلفه نیروی محوری نسبت به زاویه حمله را از صفر تا ۹۰ درجه بررسی کردند. آنها به رابطه قدیمی $C_X = C_{X0} \cdot \cos^2(\alpha)$ ترم $f(M, \alpha)$ را افزودند و بر اساس برازش منحنی بر نتایج حل معادلات دیفرانسیل، ترم جدید را به صورت معادله‌ای درجه چهارم پیشنهاد کردند. به دلیل اهمیت تغییرات مؤلفه نیروی محوری و عمودی نسبت به زاویه حمله، در این قسمت این پارامترها در اعداد ماخ مختلف مورد بررسی قرار گرفته است.

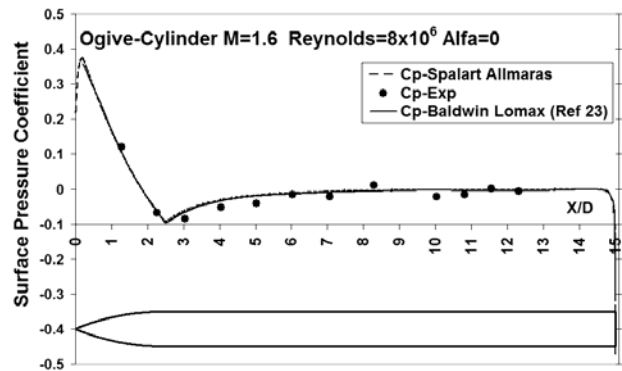
Kumar و همکارانش [۲۵] بدنه موشک را در جریان سوپرسونیک و زاویه حمله بالا با سه مدل اغتشاشی Spalart-Allmaras، Degani-Schiff، Baldwin-Lomax شبیه سازی عددی کرده و نتایج را با مقادیر تجربی مقایسه کرده‌اند. آنها نتیجه گرفتند که مدل Spalart-Allmaras می‌تواند همه پدیده‌های جریان در زاویه حمله بالا را تخمین بزند. همچنین دکتر محمود پسندیده فرد و ملک جعفریان [۲۶] بدنه موشک را در جریان سوپرسونیک با زاویه حمله ۳۲ تا ۴۴ درجه با مدل اغتشاشی Modified Baldwin-Lomax بررسی و نتایج عددی خود را با نتایج تجربی مقایسه کرده‌اند. شکل ۹ خطوط هم‌تراز ماخ را در زوایای حمله مختلف برای ماخ ورودی ۰/۵ نشان می‌دهد.



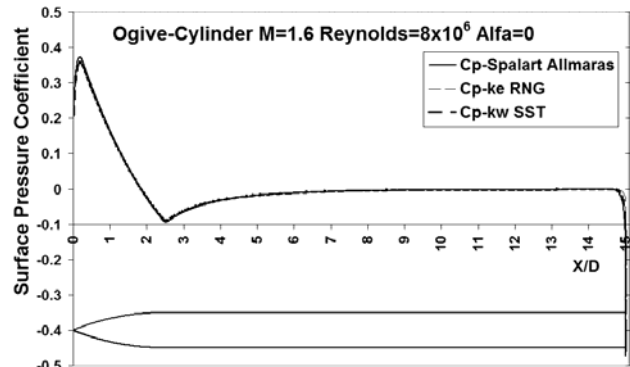
شکل ۹- خطوط هم‌تراز ماخ ($M_\infty = 0.5$)

اشکال ۱۰، ۱۱ و ۱۲ به ترتیب تغییرات مؤلفه محوری نیرو، مؤلفه عمودی نیرو و مرکز فشار نسبت به زاویه حمله را

در هر دو شبکه فاصله اولین گره نزدیک به پرتابه بر اساس مقادیر Y^+ توصیه شده تنظیم شده است. نیروها و گشتاور ایرودینامیکی بخش معلق زننده راکت در چهار عدد ماخ مختلف و در زوایای مختلف محاسبه شده است. بجز در زاویه حمله صفر و ۱۸۰ درجه، میدان جریان تقارن محوری نیست و باید سه بعدی حل شود. البته چون صفحه xy، یک صفحه تقارن است تنها نیمی از میدان جریان محاسبه می‌شود.



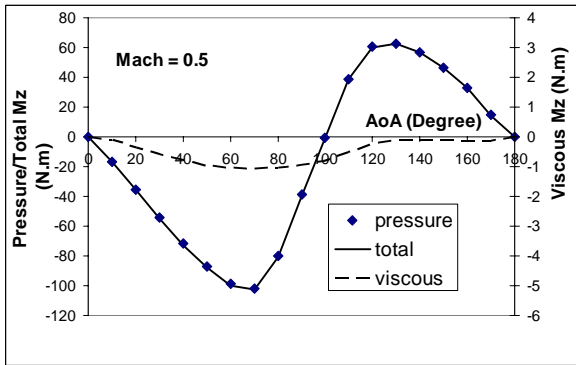
شکل ۷- توزیع ضریب فشار روی دماغه و بدنه



شکل ۸- توزیع ضریب فشار برای سه مدل توربولانس

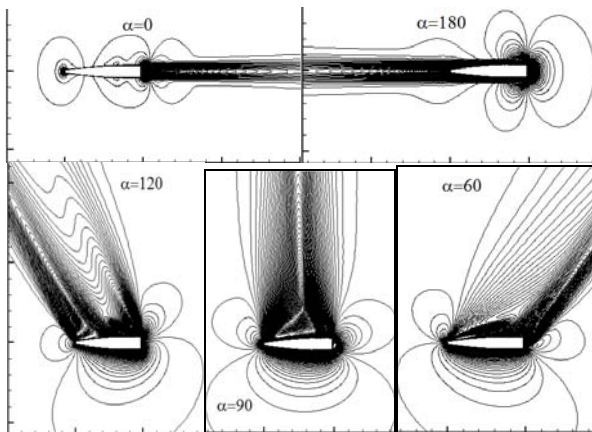
به منظور اعتبارسنجی روند شبیه‌سازی، ابتدا ضریب فشار در یک دماغه اگیو و بدنه استوانه‌ای با طول کل پرتابه ۱۵ و طول دماغه ۲/۵ برابر کالیبر محاسبه و با نتایج عددی و آزمایشگاهی حیدری و همکاران [۲۳] مقایسه شده است. شکل ۷ ورودی ۱/۶ و رینولدز جریان معادل 8×10^6 است. شکل ۸ انطباق کامل نتایج را نشان می‌دهد. محاسبات با دو مدل اغتشاشی دیگر تکرار شده که نتایج این سه مدل اغتشاشی نیز بسیار به هم نزدیک هستند (شکل ۸).

محققین زیادی سعی کردند تغییرات مؤلفه محوری نیروی نسبت به زاویه حمله را در غالب فرمولی بسته ارائه کنند. در

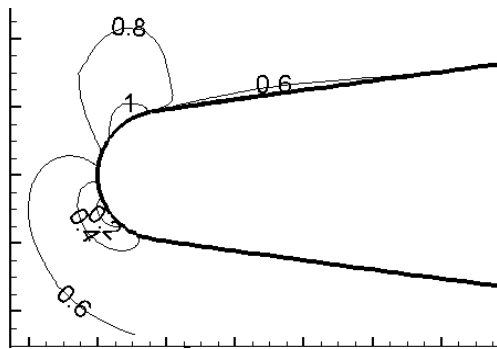


شکل ۱۳- تغییرات گشتاور حول مرکز جرم ($M_\infty = 0.5$)

شکل ۱۴ خطوط هم‌تراز ماخ را در زوایای حمله مختلف برای ماخ ورودی ۰/۷۳۳ نشان می‌دهد. میدان جریان در زوایای از ۰ تا ۱۸۰ با فواصل ۱۰ درجه با فرض جریان پایدار حل شده است. اشکال ۱۵ و ۱۶ موقعیت نقطه سکون و تشکیل شوک موضعی را به ترتیب در زوایای حمله ۳۰ و ۶۰ درجه نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود در زاویه حمله ۶۰ درجه دو شوک در روی هندسی ظاهر می‌شود.

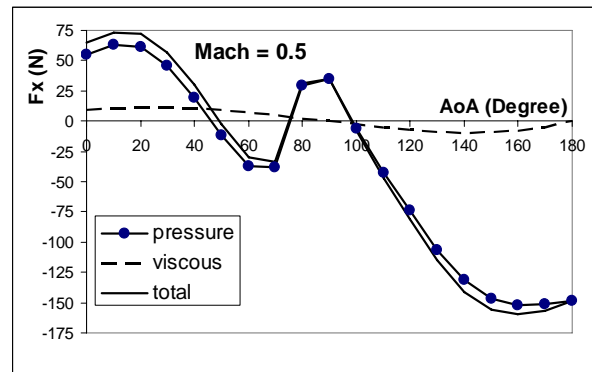


شکل ۱۴- خطوط هم‌تراز ماخ ($M_\infty = 0.733$)

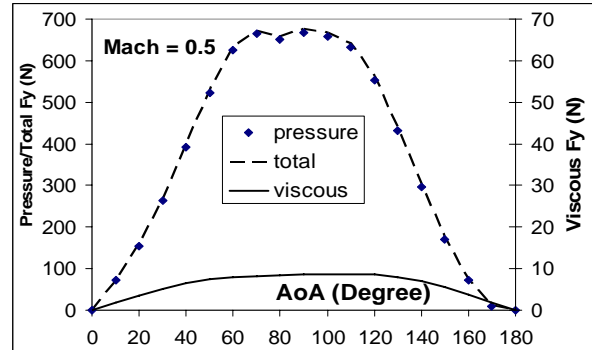


شکل ۱۵- موقعیت نقطه سکون و شوک موضعی
($M_\infty = 0.733, \alpha = 30^\circ$)

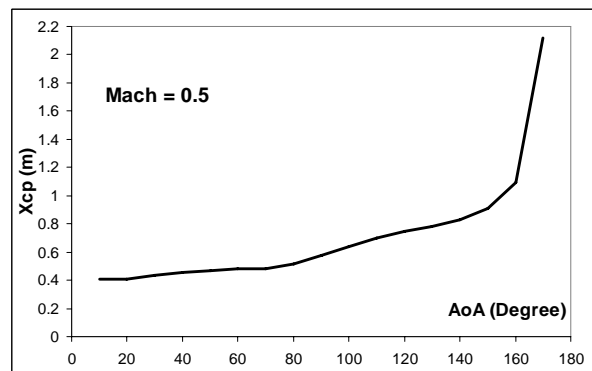
نشان می‌دهند. تغییرات گشتاور حول مرکز جرم در شکل ۱۳ آورده شده است. این نتایج نشان می‌دهد که اولاً بخش لزوج نیروها نسبت به بخش فشاری بسیار کوچک است ثانیاً در زوایای حمله بین ۱۰ تا ۱۵۰ درجه، مؤلفه عمودی نیرو اهمیتی بیش از مؤلفه محوری دارد ثالثاً تغییرات مؤلفه محوری نسبت به زاویه حمله غیر معمول است، به نحوی که سه بار محور افقی را قطع می‌کند. این رفتار در توضیح اشکال ۲۳ و ۲۴ بر اساس تغییرات رژیم جریان توضیح داده می‌شود.



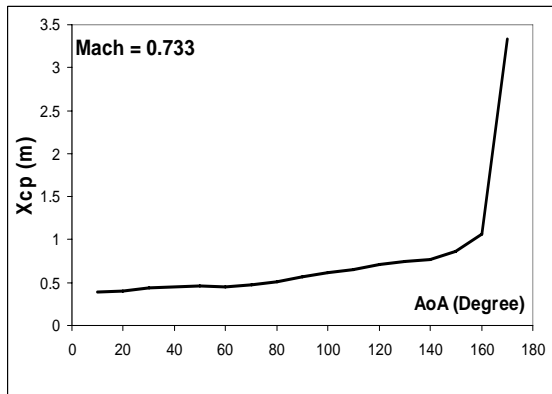
شکل ۱۰- تغییرات F_x نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 0.5$)



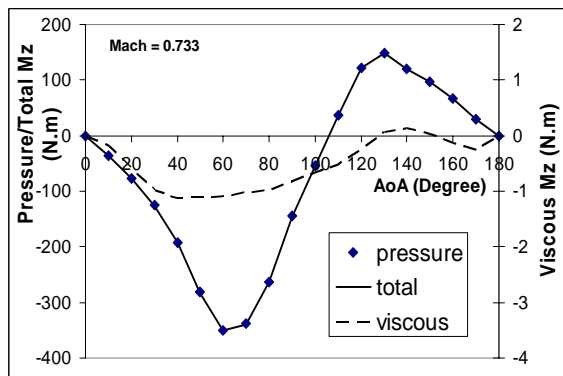
شکل ۱۱- تغییرات F_y نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 0.5$)



شکل ۱۲- تغییرات X_{cp} نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 0.5$)

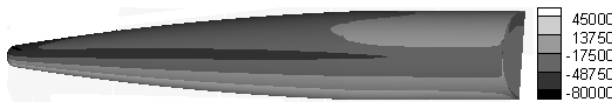


شکل ۱۹- تغییرات X_{cp} نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 0.733$)



شکل ۲۰- تغییرات گشتاور حول مرکز جرم ($M_\infty = 0.733$)

از اشکال اخیر می‌توان نتیجه گرفت که اولاً در ماخهای بالاتر، اثر بخش لزوج نسبت به بخش فشاری نیروها باز هم کاهش می‌یابد ثانیاً در زوایای حمله بین ۱۰ تا ۱۵۰ درجه، مؤلفه عمودی نیرو اهمیتی بیش از مؤلفه محوری دارد ثالثاً تغییرات مؤلفه محوری نیروی ایرودینامیکی نسبت به زاویه حمله غیر معمول است، به نحوی که همچنان سه بار محور افقی را قطع می‌کند.

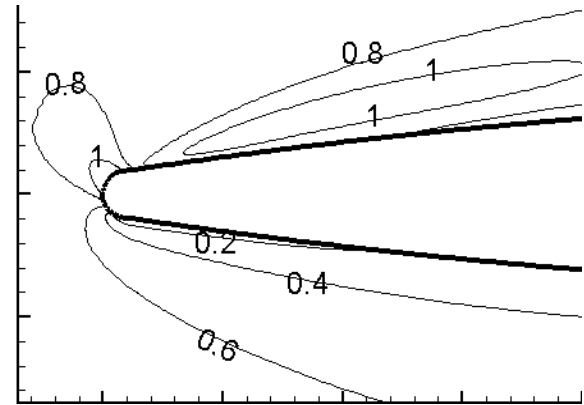


شکل ۲۱- خطوط هم‌تراز فشار روی سطح پرتابه
($M_\infty = 0.733, \alpha = 60^\circ$)



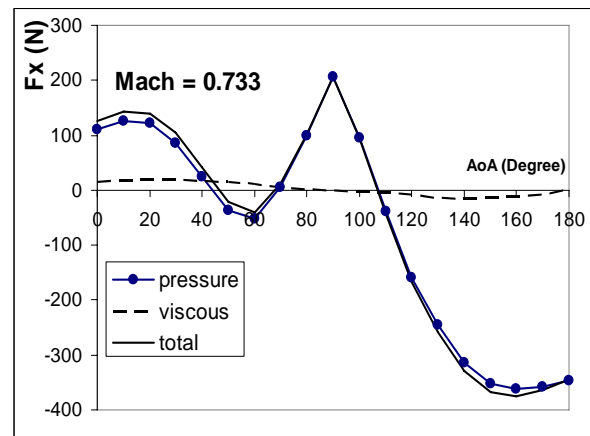
شکل ۲۲- خطوط هم‌تراز فشار روی سطح پرتابه
($M_\infty = 0.733, \alpha = 90^\circ$)

برای بررسی تغییرات غیر معمول مؤلفه محوری نیرو نسبت به زاویه حمله، جریان با شبکه ریز بررسی شد. از آنجا

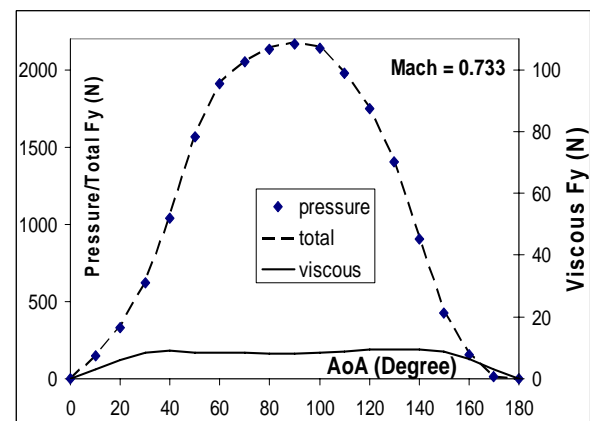


شکل ۱۶- موقعیت نقطه سکون و شوکهای موضعی
($M_\infty = 0.733, \alpha = 60^\circ$)

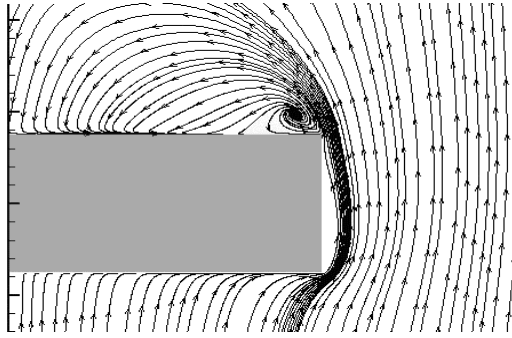
اشکال ۱۷، ۱۸ و ۱۹ به ترتیب تغییرات مؤلفه محوری نیرو، مؤلفه عمودی نیرو و مرکز فشار نسبت به زاویه حمله را نشان می‌دهند. شکل ۲۰ تغییرات گشتاور حول مرکز جرم را نشان می‌دهد.



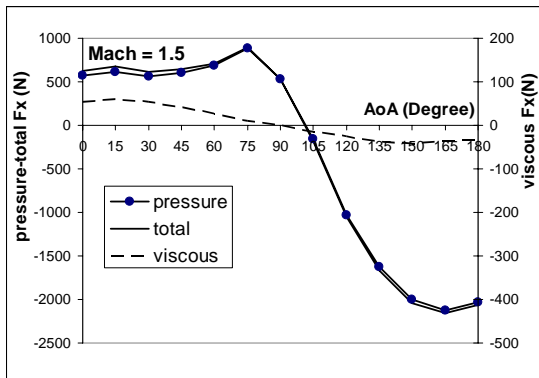
شکل ۱۷- تغییرات F_x نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 0.733$)



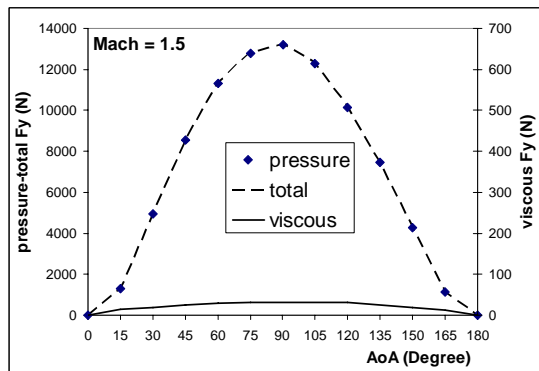
شکل ۱۸- تغییرات F_y نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 0.733$)



شکل ۲۵- خطوط جریان در انتهای پرتابه
 $(M_\infty = 0.733, \alpha = 90^\circ)$



شکل ۲۶- تغییرات F_x نسبت به زاویه حمله $(M_\infty = 1.5)$

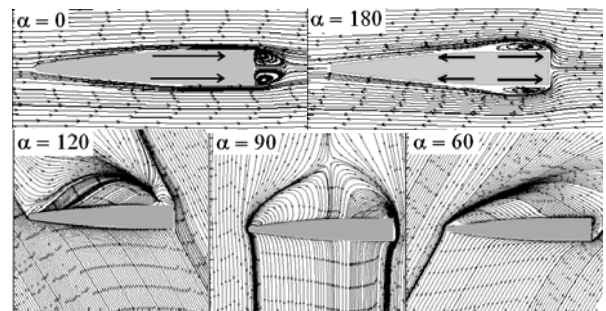


شکل ۲۷- تغییرات F_y نسبت به زاویه حمله $(M_\infty = 1.5)$

اشکال ۲۴ و ۲۵ خطوط جریان در انتهای پرتابه را برای زوایای حمله ۶۰ و ۹۰ درجه نشان می‌دهند. این اشکال به خوبی تنوع رژیم جریان را پدیدار می‌کنند. بنابراین دلیل این رفتار غیر معمول را بایستی تنوع موقعیت گردابه‌ها دانست. اشکال ۲۶ تا ۳۰ نتایج حل جریان در ماخ ۱/۵ را نشان می‌دهند. شکل ۲۶، ۲۷ و ۲۸ به ترتیب تغییرات مؤلفه محوری نیرو، مؤلفه عمودی نیرو و مرکز فشار نسبت به زاویه حمله را نشان می‌دهند. شکل ۲۹ تغییرات گشتاور حول مرکز جرم و

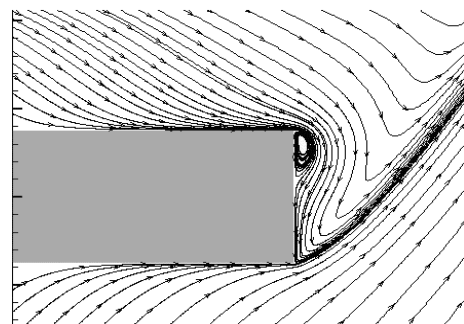
که منحنی مؤلفه محوری نیرو در ماخ ۰/۵ و ۰/۷۳۳ مشابه است، شوک موضعی نقش مهمی نداشته است. فشار نقش مهمی در نیروی ایرودینامیکی داشته و این متغیر تابعی از رژیم جریان است. بنابراین تنوع رژیم باعث تنوع رژیم فشار و تغییرات غیر معمول مذکور شده است. همچنین رفتار منحنیهای بدست آمده، با نتایج تحقیق Moore و Hymer [۲۴] انطباق دارد. به عنوان نمونه شکل ۶B این مرجع رفتاری مشابه با شکل ۱۹ داشته و نشان می‌دهد که تغییرات مؤلفه افقی نیروی پسا نسبت به زاویه حمله، سه بار محور افقی را قطع می‌کند. بنابراین رفتار غیر معمول یاد شده مورد تایید این مرجع نیز هست.

اشکال ۲۱ و ۲۲ خطوط هم فشار را روی سطح پرتابه برای زوایای حمله ۶۰ و ۹۰ درجه نشان می‌دهند.



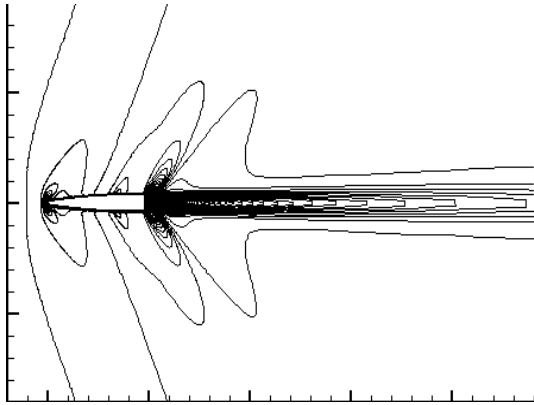
شکل ۲۳- خطوط جریان در صفحه تقارن $(M_\infty = 0.733)$

برای بررسی رژیم جریان بایستی نگاهی سه‌بعدی به خطوط جریان داشت ولی ترسیم خطوط دوبعدی جریان در صفحه تقارن، خود بیانگر تنوع یاد شده است. شکل ۲۳ خطوط جریان در صفحه تقارن را برای زوایای حمله ۰، ۶۰، ۹۰، ۱۲۰ و ۱۸۰ درجه نشان می‌دهند. مشخص است که در زاویه حمله ۰ درجه، گردابه‌ها نقشی در نیروی محوری ندارند ولی در زاویه حمله ۱۸۰ درجه گردابه‌ها باعث کاهش نیروی محوری می‌شوند.

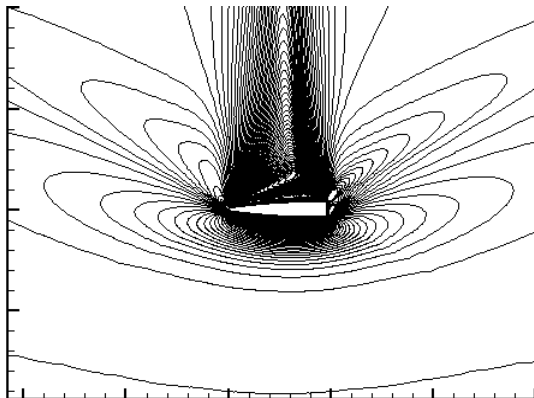


شکل ۲۴- خطوط جریان در انتهای پرتابه
 $(M_\infty = 0.733, \alpha = 60^\circ)$

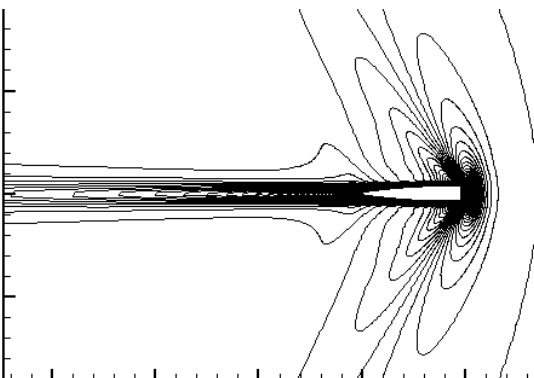
عمودی نیرو اهمیتی بیش از مؤلفه محوری دارد ثالثاً تغییرات مؤلفه محوری نسبت به زاویه حمله غیر معمول نیست. بدلیل اینکه ضریب پسا در ماخ‌های گذر صوتی به حداکثر خود می‌رسد، عدد ماخ ۱/۱ برای آزمایش عددی بعدی انتخاب شده است. اشکال ۳۱، ۳۲ و ۳۳ خطوط هم‌تراز ماخ را در زوایای ۰، ۹۰ و ۱۸۰ درجه نشان می‌دهند.



شکل ۳۱- خطوط هم‌تراز ماخ ($M_\infty = 1.1, \alpha = 0^\circ$)

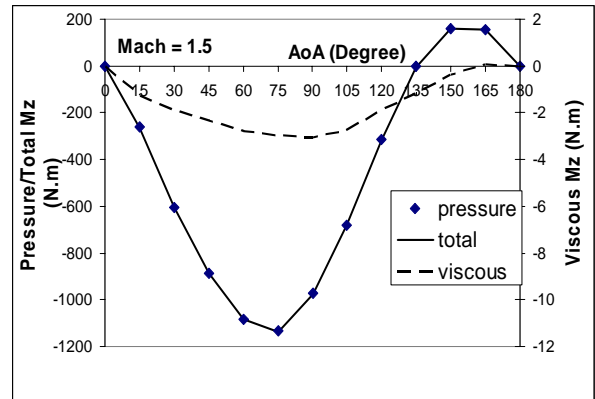


شکل ۳۲- خطوط هم‌تراز ماخ ($M_\infty = 1.1, \alpha = 90^\circ$)

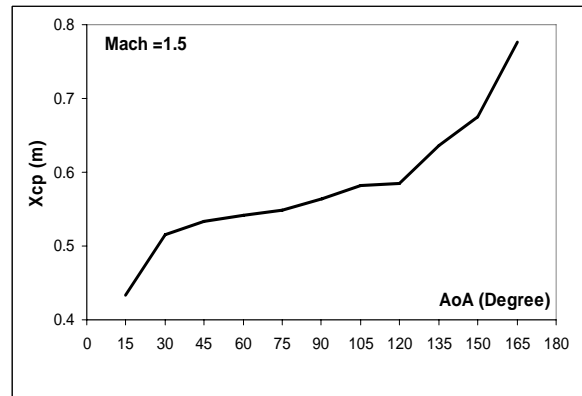


شکل ۳۳- خطوط هم‌تراز ماخ ($M_\infty = 1.1, \alpha = 180^\circ$)

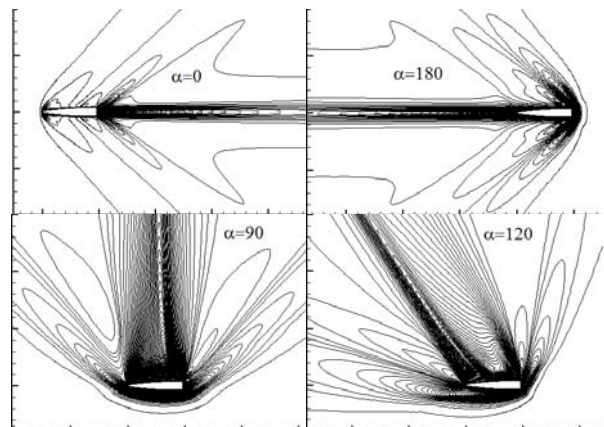
شکل ۳۰ خطوط هم‌تراز ماخ را در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد.



شکل ۲۸- تغییرات گشتاور حول مرکز جرم ($M_\infty = 1.5$)



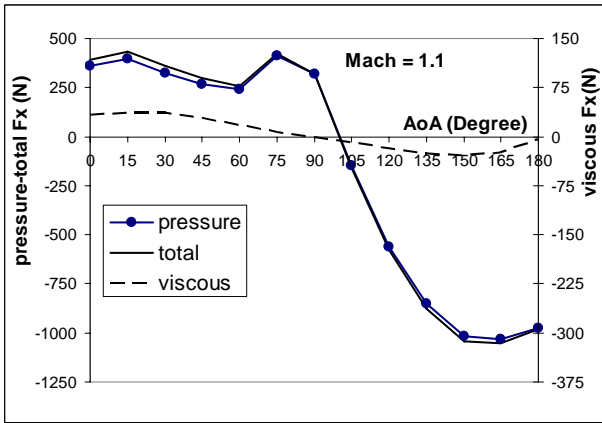
شکل ۲۹- تغییرات نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 1.5$)



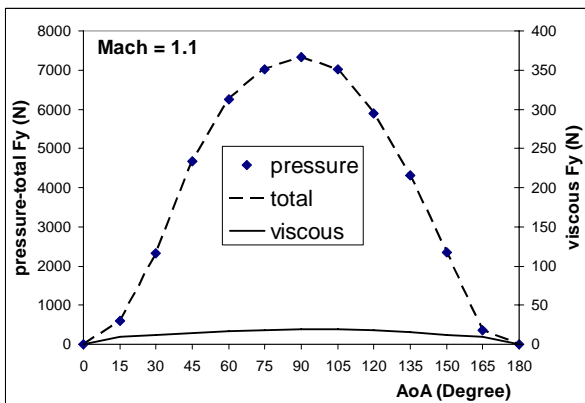
شکل ۳۰- خطوط هم‌تراز ماخ ($M_\infty = 1.5$)

در این اشکال مشخص است که اولاً در جریان فراصوت، اثر بخش لزج نسبت به بخش فشاری نیروها بسیار ناچیز است ثانیاً حدوداً در زوایای حمله بین ۱۰ تا ۱۶۰ درجه، مؤلفه

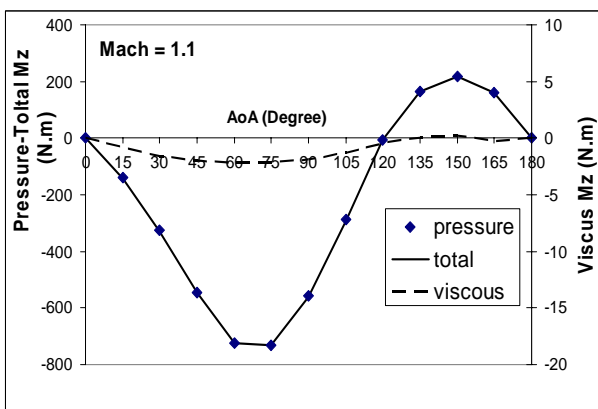
با توجه به نتایج اخیر، میانبایی خطی در منحنی مؤلفه‌های نیرو و گشتاور دقت مناسب‌تری از میانبایی خطی در منحنی ضرایب آیرودینامیکی دارد و روش اول در شبیه‌ساز دینامیک پرواز استفاده شده است.



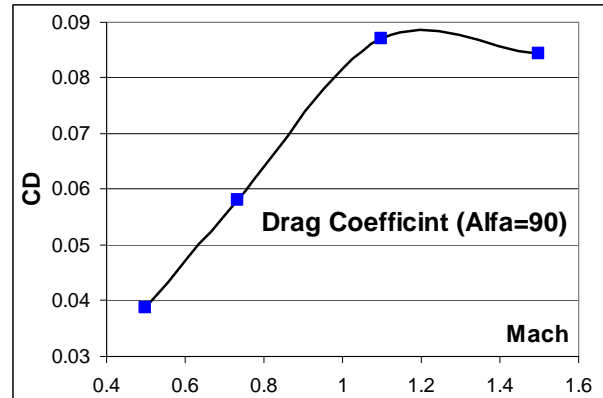
شکل ۳۷- تغییرات F_x نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 1.1$)



شکل ۳۸- تغییرات F_y نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 1.1$)

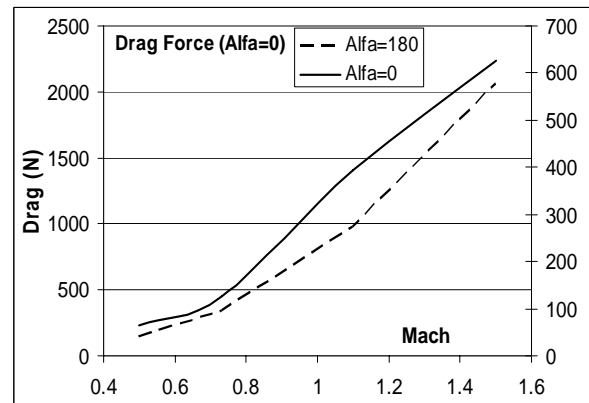


شکل ۳۹- تغییرات گشتاور حول مرکز جرم ($M_\infty = 1.1$)

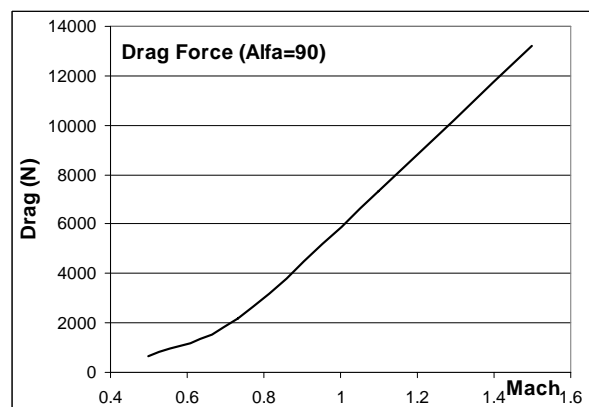


شکل ۳۴- تغییرات ضریب درگ نسبت به ماخ ($\alpha = 90^\circ$)

شکل ۳۴ تغییرات ضریب پسا (مؤلفه نیرو در جهت جریان) نسبت به ماخ را در زاویه ۹۰ درجه نشان می‌دهد.



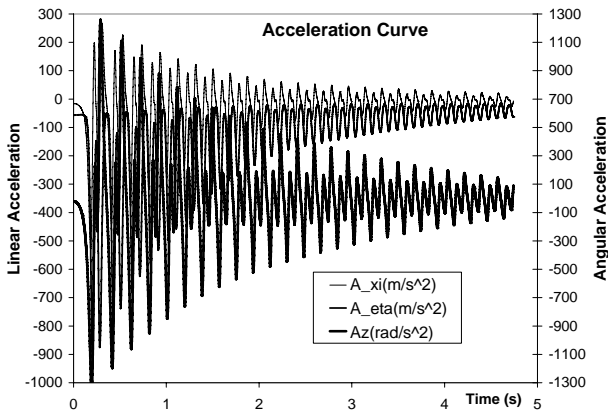
شکل ۳۵- تغییرات نیروی درگ نسبت به ماخ ($\alpha = 0^\circ$)



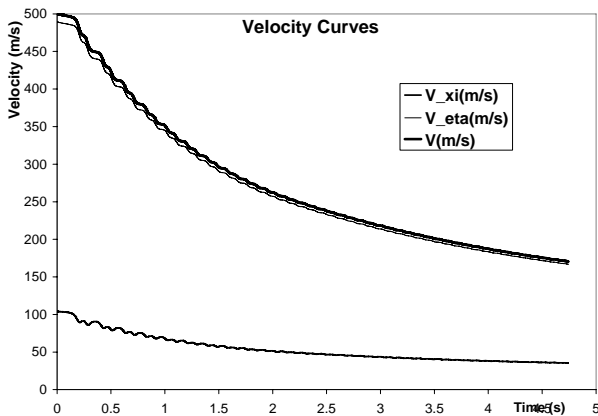
شکل ۳۶- تغییرات نیروی درگ نسبت به ماخ ($\alpha = 90^\circ$)

تغییرات نیروی پسا نسبت به ماخ در زوایای ۰، ۹۰ و ۱۸۰ درجه در اشکال ۳۵ و ۳۶ نشان داده شده است.

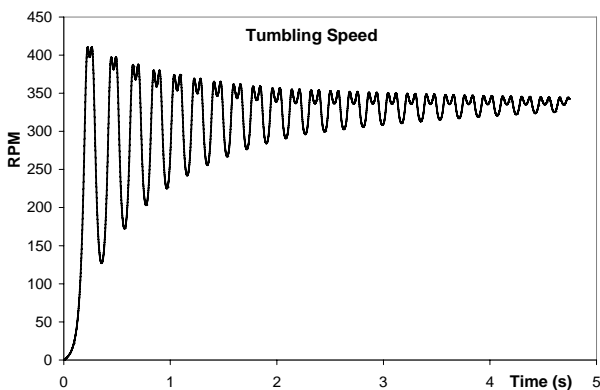
شتاب منفی افزایش یافته و سپس ناگهان نوسانات شتاب شروع می‌شود. حداکثر شتاب محوری حدود ۱۴ و حداکثر شتاب جانبی حدود ۹۷ برابر شتاب جاذبه است که بسیار کمتر از شتاب منفی در روشهای دیگر بازیابی نرم است که در حدود چند صد برابر جاذبه است.



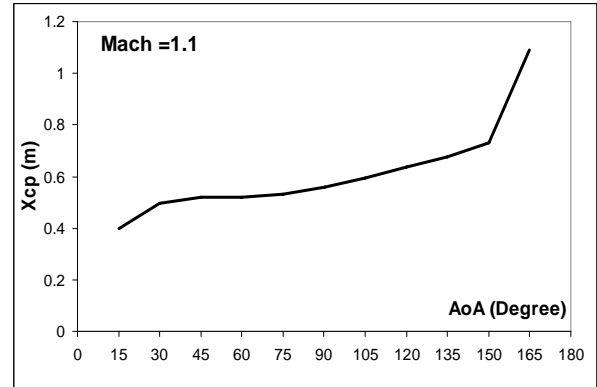
شکل ۴۲- تغییرات مؤلفه‌های شتاب در مختصات زمینی



شکل ۴۳- تغییرات مؤلفه‌های سرعت خطی



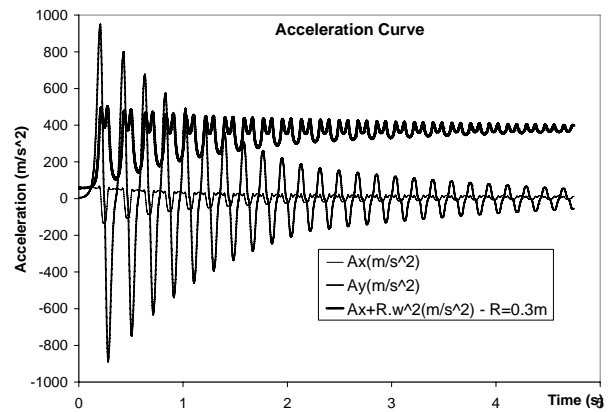
شکل ۴۴- تغییرات سرعت دورانی



شکل ۴۰- تغییرات X_{cp} نسبت به زاویه حمله ($M_\infty = 1.1$)

اشکال ۳۷، ۳۸ و ۳۹ به ترتیب تغییرات مؤلفه محوری نیرو، مؤلفه عمودی نیرو و مرکز فشار نسبت به زاویه حمله را نشان می‌دهند. همچنین تغییرات گشتاور حول مرکز جرم در شکل ۴۰ قابل مشاهده می‌باشد.

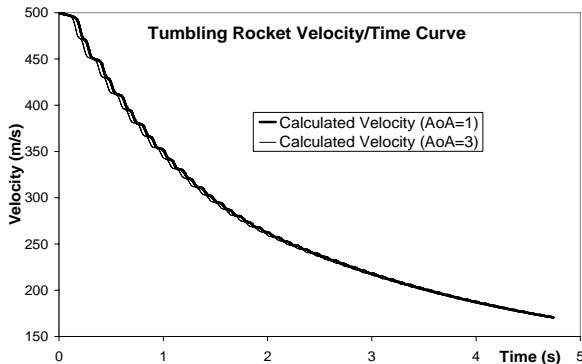
در مطالعه دینامیک پرواز، راکت در زاویه ۸۵ درجه شلیک می‌شود و پس از اینکه سرعت آن از ۶۰۰ به ۵۰۰ متر بر ثانیه کاهش یافت، جدایش انجام می‌شود. در این لحظه زاویه مسیر ۷۸ درجه و راکت در موقعیت (۱۰۰، ۱۰۰۰) تخمین زده شده است. اگر زاویه حمله در لحظه جدایش ۱ درجه باشد، نتایج شبیه‌سازی در اشکال ۴۱ الی ۴۶ نشان داده شده است.



شکل ۴۱- تغییرات مؤلفه‌های شتاب در مختصات بدنه

شکل ۴۱ تغییرات مؤلفه‌های شتاب خطی (A_x و A_y) را در مختصات بدنه نشان می‌دهد. اگر قطعه‌ای بر روی محور پرتابه و در فاصله ۳۰ cm جلوی مرکز جرم نصب شده باشد، شتاب جانب مرکز آن همواره در امتداد محور و مثبت است و با شتاب A_x جمع می‌شود که در شکل مذکور نمایش داده شده است. ابتدا شتاب منفی حدود 60 m/s^2 است، به تدریج

چهار صدم ثانیه زودتر به سرعت ۰/۵ ماخ می‌رسد. چون یک تایمر در زمانی مشخص دستور باز شدن چتر را صادر می‌کند چتر بجای سرعت ۱۷۰، در سرعت ۱۷۱ متربرثانیه باز می‌شود.



شکل ۴۶- اثر زاویه حمله اولیه در منحنی سرعت

نتایج تجربی و تست میدانی

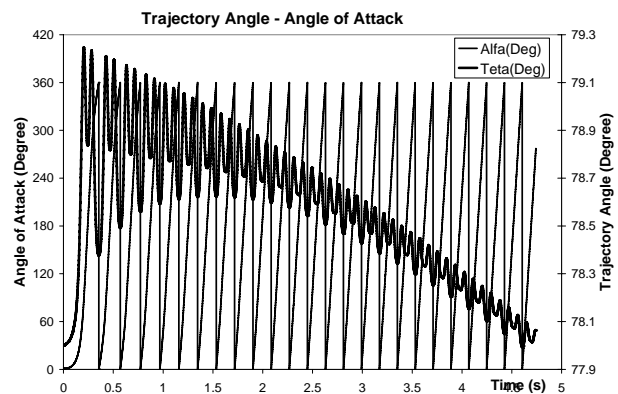
راکت مورد نظر بالک پایدار است که سرعت آن در پایان سوزش موتور به سرعت ۶۰۰ m/s می‌رسد. اطلاعات پروازی از طریق مدارهای الکترونیکی در یک حافظه الکترونیکی ثبت می‌شوند. یک رادار داپلر بر روی مسیر پرواز پیش‌بینی شده تنظیم می‌شود و منحنی سرعت-زمان پرتابه هنگامی که از مقابل رادار می‌گذرد ثبت می‌شود.

با جدا شدن راکت از لانچر، یک تایمر شروع به کار می‌کند. در زمان تنظیم شده، یک چاشنی الکتریکی روشن شده و مقداری باروت را در جداکننده اول منفجر می‌کند (شکل ۱). فشار حاصل چند پیچ را برش زده و قسمت موتور و بالکها جدا می‌شود. همچنین با انفجار این باروت، یک فتیله تأخیری شروع به کار می‌کند. بخش جدا شده جلو، که حاوی ابزارهای اندازه‌گیری است، بزودی ناپایدار شده و شروع به معلق زدن می‌کند. پسای شدید حاصل از معلق زدن در زمان کوتاهی سرعت را به زیر صوت کاهش می‌دهد.

طول فتیله تأخیری به اندازه‌ای است که در انتهای سوزش آن، سرعت تا حدود ۱۵۰ الی ۱۷۰ متربرثانیه کاهش یافته باشد. در انتهای فتیله تأخیری مقدار مناسبی باروت تعبیه شده است که با فعال شدن آن، جدایش پیروتکنیکی دوم اتفاق می‌افتد. چند پیچ دیگر برش خورده و در اثر فشار گاز، درپوش پرتاب می‌شود. به واسطه یک اتصال کابلی، درپوش محفظه چتر نیز همراه درپوش برداشته می‌شود. یک چتر ترمزی کوچک داخل یک کیسه قرار دارد که با یک بند پارچه‌ای به

شکل ۴۲ تغییرات مؤلفه‌های شتاب خطی و شتاب دورانی را در مختصات ثابت زمینی نشان می‌دهد. تغییرات مؤلفه‌های سرعت خطی در شکل ۴۳ آمده است. نوسانات سرعت کاملاً محسوس است و گاهی در زوایای حمله بالاتر، نیروی لیفت باعث افزایش مقطعی مؤلفه سرعت عمودی می‌شود. شکل ۴۴ تغییرات سرعت دورانی را نشان می‌دهند. سرعت دورانی تا حدود ۴۱۰ RPM افزایش می‌یابد.

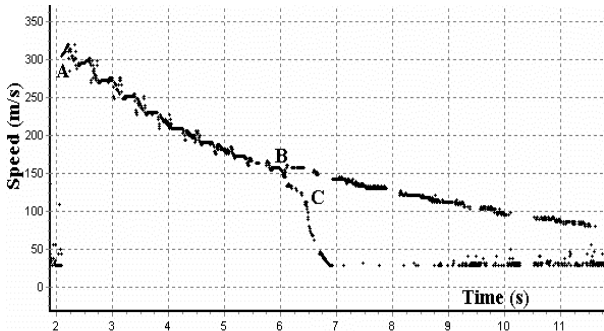
شکل ۴۵ تغییرات شیب مسیر پرواز و زاویه حمله را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که با تولید نیروی بالابر، در زوایای حمله مثبت، شیب مسیر افزایش می‌یابد و این امر باعث شده است که در مجموع شیب مسیر در ابتدا از ۷۸ تا ۷۹/۲۵ درجه افزایش یافته و سپس به تدریج به ۷۸ درجه اولیه بازگردد. این شکل همچنین نشان می‌دهد که در لحظه خروج چتر، پرتابه پس از ۲۴ دوران کامل، در زاویه حمله ۲۷۷ درجه قرار دارد. همچنین اگر در شکل ۴۵ فرکانس نوسان زاویه مسیر با فرکانس دوران پرتابه مقایسه شود، مشاهده می‌شود که فرکانس تمام پدیده‌ها دو برابر فرکانس دوران پرتابه است. علت این پدیده آنست که F_x و F_y تقریباً در نیمی از دوران مثبت و در نیم دیگر منفی هستند ولی این دو مؤلفه با یکدیگر حدود ۹۰ درجه اختلاف فاز دارند. اثر ترکیبی این دو مؤلفه نیرو باعث دو برابر بودن فرکانس شتاب نسبت به فرکانس زاویه حمله می‌شود. نوسان شتاب علت اصلی تمام پدیده‌های نوسانی بعدی است.



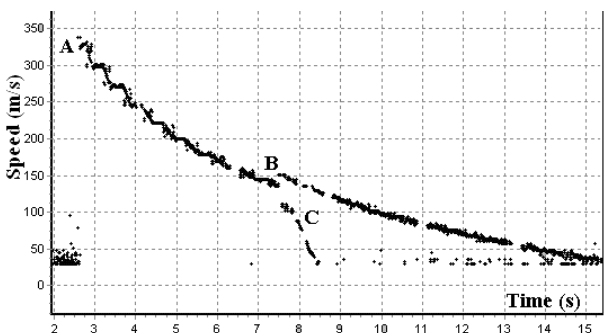
شکل ۴۵- تغییرات شیب مسیر پرواز و زاویه حمله

برای بررسی اثر زاویه حمله اولیه، زوایای حمله ۱ و ۳ درجه بررسی و مقایسه شدند. شکل ۴۶ نشان می‌دهد اثر زاویه حمله اولیه در منحنی سرعت تقریباً یک جابجایی کوچک در زمان است. اگر زاویه حمله اولیه از ۱ به ۳ افزایش یابد، پرتابه

مشخص است. جدایش در سرعت ۱۵۰ متربرثانیه اتفاق افتاده است و منحنی به دو شاخه تفکیک می‌شود. انتهای رها شده پرتابه، به دلیل انفجار جدایش، کمی افزایش سرعت داده و پس از چند ثانیه از دید رادار خارج می‌شود. رادار همچنین بخوبی عملکرد چتر ترمزی و چتر اصلی را به صورت مجزا ثبت می‌کند. حدود ۰/۵ ثانیه پس از جدایش، چتر اصلی باز شده است. با کاهش سرعت جزء بازیافتی به حدود ۳۰ متربرثانیه، رادار دیگر قادر به شناسایی آن نیست.



شکل ۴۸- ثبت اولین منحنی سرعت - زمان توسط رادار داپلر



شکل ۴۹- ثبت دومین منحنی سرعت - زمان توسط رادار داپلر

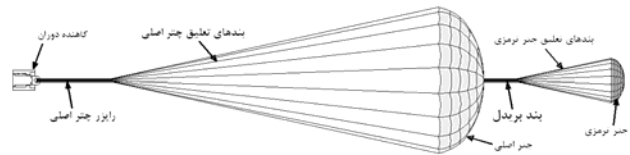
مقایسه نتایج تجربی و تئوریک

به دلیل نوسانات سرعت و اختلاف فاز نوسانات در شلیک‌های مختلف، مقایسه اجزاء سرعت ثبت شده توسط رادار داپلر با نتایج شبیه‌سازی کار مشکلی است. همچنین کرنومتر زمان‌سنجی رادار داپلر دارای خطای شروع اولیه است. بنابراین جهت انطباق منحنی‌ها باید برای هر یک از آنها زمان شروع مستقلی در نظر گرفت.

در شکل ۵۰ منحنی سرعت - زمان ثبت شده توسط رادار، پس از اعمال یک جابجائی زمانی، با نتایج شبیه‌سازی مقایسه شده است. از دیدگاه کلی انطباق منحنیها مناسب است ولی برای بررسی کمی بایستی توجه کرد که شیب منحنی

درپوش محفظه چتر متصل است. کیسه مذکور همراه درپوش محفظه چتر خارج شده و چتر ترمزی رها می‌شود. جریان هوا چتر ترمزی کوچک را باز کرده و چتر اصلی که درون یک کیسه قرار دارد بیرون کشیده می‌شود. یک مکانیزم تاخیرانداز، خروج چتر اصلی را از کیسه‌اش به تاخیر می‌اندازد تا چتر ترمزی فرصت لازم برای کاهش سرعت تا حدود ۸۰ متربرثانیه را داشته باشد.

با توجه به وزن بازیافتی، چتر ترمزی سرعتی حدود ۱۵۰ الی ۱۷۰ و چتر اصلی سرعتی حدود ۸۰ الی ۱۰۰ متربرثانیه را تحمل می‌کرد. پس از چند تست، جهت کاهش پیچیدگی طرح (که احتمال خطا را افزایش می‌دهد) مکانیزم تاخیرانداز حذف شد و به زمان لازم برای باز شدن چتر اصلی، که حدود ۰/۵ ثانیه اندازه‌گیری شده بود، اکتفا شد. چتر اصلی در زمان کوتاهی سرعت را تا حدود ۱۰ متربرثانیه کاهش داده و قسمت جلوی راکت را به نرمی بر زمین می‌نشاند.



شکل ۴۷- نمایی از مکانیزم چتر بازیابی نرم پس از خروج از کیسه و باز شدن

شکل ۴۷ نمایی از مکانیزم چتر ترمزی و چتر اصلی را، پس از خروج از کیسه‌ها و باز شدن کامل، نشان می‌دهد. انتخاب طرح چتر گرد به دلیل استحکام بیشتر آنست و با نصب سوراخ گریز هوا در مرکز آن، نوسانات کاهش داده شد. در فرآیند باز شدن چترها، کیسه چتر ترمزی رها می‌شود ولی کیسه چتر اصلی بر روی بند بریدل چتر ترمزی باقی می‌ماند که در شکل نشان داده نشده است.

اشکال ۴۸ و ۴۹ منحنی سرعت - زمان دو پرتابه بازیافتی را که توسط رادار داپلر ثبت شده است، نشان می‌دهند. در این اشکال نقطه A لحظه ورود پرتابه به منطقه تحت پوشش رادار است. نقطه B لحظه جدایش و باز شدن چتر ترمزی و نقطه C باز شدن چتر اصلی را نشان می‌دهد.

در شکل ۴۸ پرتابه در حال معلق زدن با سرعتی حدود ۳۲۰ متربرثانیه وارد دید رادار می‌شود. اثر معلق زدن پرتابه بر نوسانات سرعت، در ابتدای این منحنی به شکل زیگزاگ

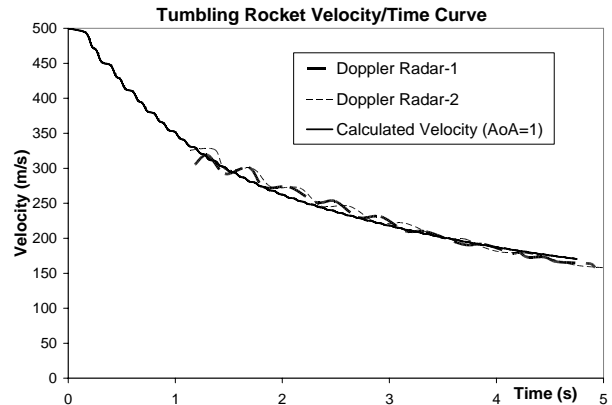
بایستی جهت دقت بیشتر محاسبات و نیز کاهش شتاب جانب مرکز، حتی الامکان مرکز جرم پرتابه به مرکز فشار آن نزدیک باشد و با کاهش شدت ناپایداری، از تشدید دوران کاست. جریانهای جانبی مذکور یک گشتاور آیرودینامیکی ایجاد می کنند که در مقابل دوران گلوله مقاومت می کنند و بنابراین میزان دوران تجربی کمتر از مقدار تئوریک خواهد بود.

برای پرهیز از این خطاها باید حلقه ای از سعی و خطا، بین شبیه ساز پرواز و کد محاسب ضرایب آیرودینامیک، تشکیل شود. ابتدا بر اساس تحلیل پایا، ضرایب آیرودینامیک محاسبه می شوند، سپس شبیه ساز پرواز تاریخچه زمانی تغییرات زاویه حمله و ... را تولید می کند. به کمک تاریخچه زمانی متغیرها، تحلیل ناپایایی جریان در کد محاسب انجام و ضرایب آیرودینامیک تصحیح شده تولید می شوند. ضرایب آیرودینامیک تصحیح شده مجدداً در شبیه ساز پرواز استفاده شده و تاریخچه زمانی تغییرات، اصلاح می شود. به کمک تاریخچه زمانی اصلاح شده، تحلیل ناپایایی جریان مجدداً اصلاح می شود. این سیکل اصلاحی تا دستیابی به دقت مورد نظر تکرار می شود. برای پرهیز از این تکرار زمانبر، روش دیگر آنست که شبیه ساز پرواز و کد محاسب ضرایب آیرودینامیک هر دو در قالب یک نرم افزار جامع باشند. چنین نرم افزار جامعی نیاز به کامپیوتری قدرتمند دارد و زمان اجرای آن نیز طولانی خواهد بود. در اکثر موارد حلقه اصلاحی مذکور به دلایل هزینه ای انجام نمی شود و نرم افزارهای جامع نیز شامل آثار لزجت و اغتشاش نیستند.

نتیجه گیری

Guevara و Flyash [۱۸] شتاب بازیابی نرم در علوفه را، در بیشترین مقدار خود، حدود ۹۰۰g اندازه گیری کردند. به طور کلی تمام روشهای بازیافت که در فضای کوچک آزمایشگاهی قابل اجرا باشند، شتاب منفی نسبتاً بزرگی خواهند داشت. منحنی های ثبت شده توسط رادار نشان می دهد که شتاب بازیافت (شیب منحنی سرعت) در هنگام باز شدن چتر ترمزی ناگهان به شدت افزایش می یابد. در واقع چتر ترمزی، که ابعاد کوچکی دارد، در سرعت ۱۵۰m/s شتابی از مرتبه شتاب ناپایداری سازی در سرعتهای مافوق صوت ایجاد می کند. چتر اصلی نیز در سرعت ۸۰m/s شتابی از همین مرتبه ایجاد کرده است. البته این شتاب همواره کمتر از ۱۰۰g بوده است. بنابراین همانطور که در نتایج و منحنیها مشخص است، شتاب منفی

سرعت-زمان بیانگر شتاب است. بنابراین در سرعتی مشخص باید شیب منحنیها را مقایسه کرد. اما نوسان سرعت اجازه اندازه گیری لحظه ای شیب منحنی راداری را نمی دهد. مشاهده می شود که بطور کلی شیب منحنی راداری در سرعتهای بالا انطباق بهتری با تئوری دارد.



شکل ۵۰- مقایسه منحنی سرعت - زمان ثبت شده توسط رادار داپلر با نتایج شبیه سازی

یکی از علل خطا آنست که در حل عددی جریان پایدار در نظر گرفته شده است. اگر نرخ تغییرات زاویه حمله (سرعت دوران) افزایش یابد، خطای حاصل از این فرض نیز افزایش می یابد. برای برآورد مقدار این خطا، جریان به کمک برآورد دینامیک پرواز مجدداً حل وابسته به زمان شده و در سرعت دورانی ۶۱RPM که زاویه حمله به ۱۴/۵ درجه رسیده است، خطا مطابق جدول ۱ برآورد گردیده است.

جدول ۱- مقایسه نتایج حل میدان با دو فرض جریان وابسته به زمان و جریان پایدار

	خطای نسبی (%)	خطای مطلق	حل پایدار	حل ناپایا	
F_x (N)	۰/۲۲۶	۱/۳۸	۶۱۲/۸۵	۶۱۱/۴۷	
F_y (N)	۴/۱۹۸	۴۰/۹۵	۱۰۱۶/۴۲	۹۷۵/۴۷	
M_z (N.m)	۲/۷	۵/۸	-۲۲۰/۷	-۲۱۴/۹	

یکی دیگر از علل خطا آنست که سرعت دورانی پرتابه باعث ایجاد جریانهای جانبی می شود که در حل منظور نشده اند. در ماکهای بالاتر نسبت سرعت جریانهای جانبی به جریان اصلی کوچک است و این جریانها قابل اغماض است ولی در ماکهای کمتر خطای محاسبات را افزایش می دهند. بنابراین

پرتابه انعطاف‌پذیر است و می‌توان پرتابه با هر سرعتی را به این روش بازیافت نرم کرد.

مزایای فنی فراوان به همراه سادگی اجرا و هزینه بسیار کم ناپایداریسازی عمدی، این روش را به عنوان رقیبی جدی در برابر روشهای دیگر بازیابی نرم مطرح می‌کند. در عین حال این روش معایبی نیز به همراه دارد زیرا در فضای محدود قابل اجرا نیست. همچنین همانند بسیاری از روشهای بازیافت چند مرحله‌ای، ناپایداریسازی مرحله اصلی بازیافت محسوب شده و بازیافت نهایی با استفاده از چتری دو مرحله‌ای انجام می‌شود.

منابع و مراجع

[۱] H. Ewing, H. Bixby, T. Knacke, "Recovery systems design guide", AFFDL-TR-۷۸-۱۵۱, Irvin industries Inc., ۱۹۷۸.

[۲] T. Knacke, "Parachute recovery systems design manual", Recovery Systems Division Aerosystems Department, Para Publishing, ۱۹۹۱.

[۳] G. A. Benedetti, "Flight Dynamics of a Spinning Projectile Descending on a Parachute", Sandia National Labs Livermore, CA ۹۴۵۵۱, ۱۹۹۳.

[۴] W. B. Pepper, R. D. Fellerhoff, "Parachute System to Recover Spinning Shell Subjected to ۲۰,۰۰۰ g's", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. ۶, No. ۳, pp. ۳۴۴-۳۴۶, ۱۹۶۸.

[۵] Y. Ilyong, L. Seungsoo, C. Chongdu, "Design study of a small scale soft recovery system", Journal of mechanical science and technology, Vol. ۲۰, No. ۱۱, pp. ۱۹۶۱-۱۹۷۱, ۲۰۰۶.

[۶] J. W. Evans, C. R. Ruth, E. V. Clarke, "Soft Recovery Tests of a ۱۵۵-mm Cannon Launched Guided Projectile Warhead Type T", Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground, Memorandum Report ARBRL-MR-۰۳۱۰۷, ۱۹۸۱.

[۷] E. V. Clarke, C. R. Ruth, J. W. Evans, J. E. Bowen, J. R. Hewitt and J. L. Stabile, "Large Caliber Projectile Soft Recovery", Army Ballistic Research Lab Aberdeen Proving Ground, Memorandum Report ARBRL-MR-۰۳۰۸۳, ۱۹۸۱.

[۸] W. E. James, "Measurement of Interior Ballistic Performance Using FM/FM Radio Telemetry Techniques", US Army Ballistic Research Laboratory, Technical Report BRL-TR-۲۶۹۹, ۱۹۸۵.

بازیافت در هنگام معلق زدن پرتابه بسیار کمتر از روشهای دیگر بازیافت نرم است. این نکته مهمترین مزیت بازیافت نرم به کمک ناپایداریسازی است.

نیروی جانب مرکز از مرتبه مؤلفه‌های نیروی درگ است و مشکلی در بازیابی نرم ایجاد نمی‌کند. همچنین از آنجا که دینامیک پرواز حاصل انتگرال نیروهاست، تعداد دوران نقشی تعیین کننده در روند منحنی سرعت ندارد.

افزایش سرعت دورانی خطای حاصل از فرض جریان پایدار را افزایش می‌دهد ولی مقایسه نتایج عددی و منحنی راداری نشان می‌دهد این خطا قابل اغماض بوده و نتایج محاسبات کاملاً قابل بهره‌برداری میدانی هستند. مشاهده شد که فرآیند تحلیل ناپایای جریان بسیار زمانبرتر از تحلیل پایا است زیرا تحلیل ناپایا بر اساس نتایج دینامیک پرواز انجام می‌شود و بایستی برای اصلاح دینامیک پرواز نیز بکار رود. این سیکل اصلاحی تا دستیابی به دقت مورد نظر تکرار می‌شود. نتایج این پژوهش نشان داد که برای تحلیل بازیابی نرم راکت، نیازی به انجام این سیکل اصلاحی نیست و تخمینهای بکار رفته کاملاً کفایت می‌کند و خطای تخمین سرعت در لحظه باز شدن چتر مشکلی ایجاد نکرد.

تنوع رژیمهای جریان در اطراف پرتابه ناپایدار در سرعتهای مادون صوت باعث رفتار غیر معمول مؤلفه محوری نیروهای ایرودینامیکی می‌شود. همچنین در ناحیه گذر صوتی شوکهای موضعی متنوعی مشاهده شد. در سرعتهای مافوق صوت، بایستی شوک را تسخیر کرد. در مجموع تنوع پدیده‌ها اجازه استفاده از شبکه درشت را نمی‌دهد. بنابراین جهت تحلیل ایرودینامیکی پرتابه ناپایدار نیاز به کامپیوترهای باز هم سریعتر می‌باشد.

هرچند در این روش قطعاتی به پرتابه افزوده و یا کاسته می‌شود ولی با ثابت نگه داشتن جرم و موقعیت مرکز جرم، پرتابه بازیافتی دینامیک پروازی مشابه راکت اصلی دارد. این خصوصیت سبب می‌شود که مثلاً اطلاعات ثبت شده از تاریخچه پرواز راکت، بتواند مستقیماً در تصحیح جداول تیر مورد بهره‌برداری قرار گیرد.

در هر نقطه از مسیر پرواز می‌توان راکت را با جدا کردن بالکها ناپایدار ساخت و با تغییر شرایط اولیه، محاسبات دینامیک پرواز را تکرار و زمان فتيله تأخیری را برای بازیافتی موفق تنظیم کرد. بنابراین روش ناپایداریسازی نسبت به سرعت

- [۱۸] M. Guevara, B. Flyash, "Soft Recovery Recording System for Interior and Exterior Ballistics Characterization", ۲۳rd International Symposium of Ballistics, Spain, ۲۰۰۷.
- [۱۹] T. R. Smith, E. M. McCoy, M. Krasinski, S. Limaye, L. S. Shook, F. Uhelsky, W. Graham, "Ballute and Parachute Decelerators for FASM/Quicklook UAV", American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA ۲۰۰۳-۲۱۴۲, ۲۰۰۳.
- [۲۰] V. L. Behr, J. K. Cole, R. H. Croll, "The Development of a Ram Air Decelerator for the Recovery of Artillery Shells", Sandia National Labs Albuquerque NM, Report Number A۳۸۰۸۷۲, ۱۹۹۳.
- [۲۱] P. D. Desai, P. C. Knocke, "Mars Exploration Rovers Entry, Descent, and Landing Trajectory Analysis", AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Island, ۲۰۰۴.
- [۲۲] P. D. Desai, P. C. Knocke, "Mars Exploration Rovers Entry, Descent, and Landing Trajectory Analysis", American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA ۲۰۰۴-۵۰۹۲, ۲۰۰۴.
- [۲۳] M.R. Heidari, M. Farahani, M.R. Soltani and M. Taeibi-Rahni, "Investigations of Supersonic Flow Around a Long Axisymmetric Body", Scientia Iranica, Transaction B: Mechanical Engineering, Vol. ۱۶, No. ۶, pp. ۵۳۴,۵۴۴, Sharif University of Technology, December ۲۰۰۹.
- [۲۴] F. G. Moore, T. Hymer, "An Improved Method for Predicting Axial Force at High Angle of Attack", Naval Surface Warfare Center, Report Number NSWCDD/TR-۹۶/۲۴۰, ۱۹۹۷.
- [۲۵] N. Kumar, M. T. Nair and S. K. Saxena, "Computation of Supersonic Viscous Flow around a Slender Body at High Angles-of-Attack", Proceedings of the Tenth Asian Congress of Fluid Mechanics, ۲۰۰۴.
- [۲۶] M. Pasandideh Fard and M. Malek Jafarian, "Full Navier-Stokes Computations of Supersonic Flows over a Body at High Angles of Attack and Investigation of Crossflow", Scientia Iranica, Vol. ۱۱, No. ۴, pp ۳۳۹-۳۵۰, ۲۰۰۴.
- [۹] T. Myers, D. Geissler, B. Ellis, J.A. Cordes and J.Vega, "Statistical Comparison Between Component Level and System Level Testing for the Excalibur Projectile", ۲۳rd International Symposium of Ballistics, Spain, ۲۰۰۷.
- [۱۰] J. Cordes, J. Vega, D. Carlucci, R. Chaplin and W. Peterson, "Structural Loading Statistics of Live Gun Firings for the Army's Excalibur Projectile", ARDEC Technical Research Center, Technical Report ARAET-TR-۰۵۰۰۵, ۲۰۰۵.
- [۱۱] T. C. Derbidge, T. J. Dahm, "Recovery Tube Trade-Off Study for Reentry Ground Test Facility", Acurex Corp Mountain View Calif Aerotherm Div, Final Report A۱۷۵۹۲۰, ۱۹۷۶.
- [۱۲] J. M. Garner, B. J. Guidos, R. A. Phillabaum, P. C. Muller, "A Soft Recovery System Coupled With Advanced Diagnostics", U.S. Army Armaments Research, Development, and Engineering Center, ARL-TR-۳۹۵۷, ۲۰۰۶.
- [۱۳] A. Birk, D. E. Kooker, "A Novel Soft Recovery System for the ۱۵۵-mm Projectile and Its Numerical Simulation", Aberdeen Proving Ground MD, ARL-TR۲۴۶۲, ۲۰۰۱.
- [۱۴] A. Birk, D. Carlucci, C. McClain, N. Gray, "Soft Recovery System for ۱۵۵Mm Projectiles", ۲۳rd International Symposium of Ballistics, Spain, ۲۰۰۷.
- [۱۵] K. D. Laughlin, "Characterization Of the Parameters That Affect Projectile Balloting Using Finite Element Analysis", University Of Oklahoma, A Dissertation for the Degree of P.H.D, ۲۰۰۸.
- [۱۶] L. P. Anderson, Jr., "A Preliminary Study of the Feasibility of Using a Pressurized Tube for the Soft Recovery of a Five Inch Projectile", Naval Weapons Laboratory Dahigren, Virginia, TR-۳۰۱۹, ۱۹۷۳.
- [۱۷] J. Holzle, "Soft Recovery of Large Caliber Flying Processors", ۱۹th International Symposium of Ballistics, Switzerland, ۲۰۰۱.