



ارائه روند محاسبه ضرایب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ یک پرتابه در شرایط پروازی مختلف به روش عددی

پیمان سپهوند^۱ و سجاد قاسملو^{۲*}

^۱ کارشناس ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

^۲ استادیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

یادداشت تحقیقاتی، تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۱/۱۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۶/۰۲/۱۶؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۹/۰۸

چکیده

محاسبه مسیر پرواز و طراحی خلبان خودکار، از مسائل مهم در طراحی اجسام پرنده است که مستلزم محاسبه دقیق ضرایب آیرودینامیکی و به‌خصوص ضرایب دینامیکی است. این مقاله به یک روند کلی برای محاسبه دو ضریب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ با استفاده از دینامیک سیالات محاسباتی می‌پردازد. از روند ارائه شده در این مقاله، می‌توان برای محاسبه ضرایب دینامیکی دمپینگ پیچ و دمپینگ رول تمامی پرتابه‌ها و اجسام پرنده استفاده کرد. این ضرایب از طریق نرم‌افزار فلونت و با استفاده از تکنیک‌های مش متحرک استخراج خواهند شد. در مقاله حاضر، بحث مطالعه شبکه و مدل توربولانسی نیز انجام و در نهایت برای هرکدام از این ضرایب، مدل توربولانسی مناسب انتخاب شده است. در این روند، ابتدا ضرایب گشتاور رول و گشتاور پیچ با استفاده از تکنیک‌های مش متحرک استخراج می‌شوند و سپس با استفاده از روابطی که در مقاله ارائه شده‌اند، ضرایب دینامیکی محاسبه می‌شوند. به منظور اعتبارسنجی، ضرایب دینامیکی یک پرتابه با استفاده از این روند محاسبه شده‌اند و نتایج آن با مقالات معتبر خارجی اعتبارسنجی می‌شوند. تطابق قابل قبول نتایج کار حاضر با مراجع معتبر، صحت روند ارائه شده در این مقاله را برای محاسبه ضرایب دینامیکی به اثبات می‌رساند.

کلمات کلیدی: ضرایب دینامیکی؛ ضریب دمپینگ رول؛ ضریب دمپینگ پیچ؛ مش متحرک؛ پرتابه.

Presenting the Calculation Process of Pitch and Roll Damping Coefficients for a Projectile in Various Flight Conditions with Numerical Method

P. Sepahvand¹, S. Ghasemloo^{2*}

¹ MSC, Aerospace Eng., Malek-e-Ashtar Univ., Tehran, Iran.

² Assoc. Prof., Aerospace Eng., Malek-e-Ashtar Univ., Tehran, Iran.

Abstract

Computation of flight trajectory and autopilot design are important issues in design of flying objects, requiring accurate calculation of aerodynamic, esp. dynamic, coefficients. This article discusses a general process of calculating roll and pitch damping coefficients with CFD, which can be used to calculate roll and pitch damping coefficients for all flying objects and projectiles. These coefficients are extracted by using Fluent software as well as dynamic mesh techniques. This article also contains grid and turbulence modeling studies to provide appropriate turbulence model for each of these coefficients. In this process, roll and pitch moment coefficients are first extracted by dynamic mesh techniques in Fluent, and then, the dynamic coefficients are computed by using relations that are presented in this article. In order to validate the process, the dynamic coefficients for a projectile are computed and results are weighed against those obtained by foreign valid articles. Acceptable agreement between the results of current work and those of valid references demonstrates the accuracy of the process presented in this article to compute dynamic coefficients.

Keywords: Dynamic Coefficients; Roll Damping Coefficient; Pitch Damping Coefficient; Dynamic Mesh; Projectile.

۱- مقدمه

شبهه‌سازی پرواز اجسام پرنده و به دنبال آن طراحی خلبان خودکار، سیستم ناوبری، الگوریتم‌های هدایت، آنالیز خطا و دقت برخورد به هدف و مواردی از این قبیل، در تمام مسائل هوافضایی اجتناب‌ناپذیر است که لازمه آن، انجام یک تحلیل آیرودینامیکی دقیق است. به منظور انجام یک تحلیل دقیق آیرودینامیکی برای هر جسم پرنده‌ای لازم است تا ضرایب آیرودینامیکی اعم از ضرایب استاتیکی و ضرایب دینامیکی محاسبه شوند.

این ضرایب که در محاسبات مربوط به مسیر پروازی و همچنین آنالیز خطای برخورد پرتابه مورد استفاده قرار می‌گیرند، هر چه قدر دقت بالاتری داشته باشند، نتایج حاصل از شبهه‌سازی نیز، دقیق‌تر و نزدیک به واقعیت خواهند بود که در نهایت موجب طراحی بهینه وسیله پرنده می‌شود. این ضرایب علاوه بر هندسه وسیله پرنده، تابعی از پارامترهای متعدد پروازی نظیر، سرعت، ارتفاع و زاویه حمله می‌باشند.

به طور کلی برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی اعم از استاتیکی و دینامیکی، سه روش عمده وجود دارد: ۱- روش‌های تحلیلی ۲- روش‌های تجربی نظیر تونل باد و یا تست‌های پروازی ۳- روش‌های عددی. اغلب در پژوهش‌های سابق، روال معمول برای محاسبه ضرایب دینامیکی اجسام پرنده، استفاده از روش‌های تجربی بوده است و با توسعه تونل‌های باد، این اندازه‌گیری‌ها بر مبنای تست‌های تونل باد انجام شده است. سیوان^۱ و جرمی^۲ ضرایب آیرودینامیکی یک گلوله توپ ۱۵۵ میلی‌متری را با استفاده از تست تونل باد استخراج نموده‌اند. کار آن‌ها می‌تواند، مرجع مناسبی برای اعتبارسنجی ضرایب آیرودینامیکی قرار گیرد [۱]. کایزر^۳ و همکارانش، ضرایب آیرودینامیکی یک گلوله توپ ۱۵۵ میلی‌متری را به روش تست پروازی استخراج نموده‌اند [۲]. سیلتن^۴ و هوول^۵ در کار خود ضرایب آیرودینامیکی یک گلوله ۵/۵۶ میلی‌متری را با استفاده از تست پروازی استخراج نموده‌اند. روش آن‌ها برای استخراج این ضرایب، استفاده از

تست پروازی و عکس‌برداری از مدل با استفاده از اشعه ایکس و مادون قرمز بوده است [۳]؛ اما با پیشرفت روش‌های عددی و تحلیلی و همچنین هزینه به مراتب بالایی که تست‌های تجربی دارند، معمولاً در فاز طراحی مفهومی و چه بسا فاز طراحی اولیه محصول، از روش‌های تجربی استفاده نمی‌گردد. روش‌های تحلیلی نیز، اغلب با در نظر گرفتن فرضیاتی قابل استفاده هستند و برای هندسه‌های پیچیده و بعضی شرایط خاص، دقت قابل قبولی ندارند و نتایج حاصل از آن‌ها با نتایج واقعی تفاوت زیادی خواهند داشت. در مراجع [۴ و ۵] نمونه‌ای از این‌گونه روش‌های تحلیلی آورده شده‌اند. به طور مثال یکی از کدهایی که می‌تواند ضرایب دینامیکی پرتابه‌ها و موشک‌ها را به روش تحلیلی محاسبه نماید، کد معروف ام دی اُست. این کد ضرایب دینامیکی موشک‌ها و پرتابه‌ها را در حالات خاص محاسبه می‌نماید و با توجه به دقت نتایج آن، تنها می‌تواند در طراحی مفهومی استفاده شود.

با پیشرفت روزافزون رایانه‌ها و توسعه روش‌های عددی در سال‌های اخیر، توانایی تحلیل مسائل آیرودینامیکی با استفاده از روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی، به طور چشم‌گیری افزایش یافته است. روش‌های عددی، توانایی شبهه‌سازی مسائل مختلف را در شرایط متنوعی دارا می‌باشند و نسبت به روش‌های تحلیلی، طیف وسیع‌تری از مسائل را با این روش‌ها می‌توان تحلیل نمود؛ همچنین نسبت به روش‌های تجربی دارای سرعت بالاتر و هزینه‌ای به مراتب کمتر می‌باشند؛ لذا در میان این روش‌ها، روش عددی برای تحلیل جریان‌ها و به تبع آن محاسبه ضرایب آیرودینامیکی، مقرون‌به‌صرفه بوده، از دقت بالایی برخوردار است. سیلتن^۶ مقرون‌به‌صرفه بودن خود به تحلیل عددی یک پرتابه استاندارد و محاسبه ضرایب استاتیکی، ضریب گشتاور مگنس و ضریب دمپینگ رول پرداخته است [۶]. دیسپیریتو^۷ و سیلتن، مشتقات پایداری، ضریب گشتاور مگنس ضریب دمپینگ رول و ضریب دمپینگ پیچ را برای یک هندسه ساده شبیه به یک موشک را به روشی مبتنی بر حل پایای جریان محاسبه کردند. کار آن‌ها در مقایسه با نتایج تست‌های تجربی در رژیم مافوق صوت، دارای جواب‌های مناسب هستند و در رژیم

¹ Sivan
² Jermey
³ Kayser
⁴ Silton
⁵ Howell

⁶ MD (Missile Datcom)

⁷ DeSpirito

آیرویدینامیکی پرداخته‌اند. آن‌ها سعی کرده‌اند، در کار خود با استفاده از تحلیل عددی رفتار آیرویدینامیکی بالچه‌های کوچک کنترلی نصب شده روی موشک‌ها را بررسی کنند و مزیت‌ها و معایب آن‌ها را نسبت به سطوح کنترلی معمولی بررسی نمایند. مبنای مقایسه آن‌ها در کار خود، مقایسه ضرایب استاتیکی لیفت، درگ و گشتاور پیچش پرتابه مد نظر بوده است [۱۳].

اما در مورد محاسبه ضرایب دینامیکی با استفاده از روش‌های عددی، مراجع بسیار اندکی در دسترس است که متأسفانه اطلاعات کلی و نتایج نهایی به‌دست‌آمده، ارائه شده است و به چگونگی محاسبه این ضرایب در آن‌ها پرداخته نشده است. همچنین مراجع فارسی که در این زمینه کار مناسبی انجام داده باشند و در نشریات معتبر ثبت شده باشند، خیلی متنوع و زیاد نمی‌باشند و حداقل نویسنده مقاله حاضر، مرجعی که در این زمینه کار مناسب و معتبری انجام داده باشد، پیدا نکرده است؛ اما در مورد مراجع خارجی که در آن‌ها ضرایب دینامیکی با استفاده از روش عددی محاسبه شده باشند، مقالات مختلفی وجود دارند. اردال اوکتای^۹ و حسن آکای^{۱۰} در سال ۲۰۰۲ با در نظر گرفتن روشی مبتنی بر دینامیک سیالات محاسباتی و البته با ایجاد یک شبکه بی‌سازمان و استفاده از یک کد عددی، جریان حول یک موشک را تحلیل کردند و توانستند ضرایب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ را برای هندسه مورد نظر محاسبه نمایند. کار آن‌ها یک کار دقیق و با در نظر گرفتن یک روند مناسب و گام‌به‌گام برای محاسبه ضرایب دینامیکی بوده است. البته در کار آن‌ها برای انجام تحلیل عددی، از یک کد عددی استفاده شده است و جریان نیز به‌صورت غیرلزج و بر مبنای معادلات اوایلر تحلیل شده است [۱۴]. در سپتامبر سال ۲۰۰۸، سیرام دوریزومی و گراهام کندلر در دانشگاه مینسوتا^{۱۱} تاثیر گردابه‌های جدا شده در پشت یک پرتابه، روی ضرایب استاتیکی و دینامیکی آن را مورد بررسی قرار دادند [۱۵]. سیدرا سیلتن در سال ۲۰۱۱، با حل عددی معادلات ناویراستوکس و استفاده از مدل توربولانسی کی اِپسِلون، جریان اطراف یک گلوله چرخان را تحلیل کرد و

زیرصوت، جواب‌ها دقت لازم را ندارند [۱۷]. دوریزومی^۱ و کندلر^۲ در کار خود به بررسی عددی یک پرتابه چرخان بدون ذکر روند خود و روابط مربوطه پرداخته‌اند. آن‌ها در کار خود ضریب مگنس، ضریب دمپینگ رول و ضرایب استاتیکی را به روش عددی محاسبه کردند. مقایسه نتایج کار آن‌ها با نتایج تجربی، حاکی از اختلاف قابل توجه نتایج آن‌ها با نتایج تجربی است [۱۸]. ساهو^۳ در مقاله خود با استفاده از یک روش ترکیبی که هم‌زمان از معادلات دینامیک جسم صلب و دینامیک سیالات محاسباتی استفاده می‌نماید، مسیر پرواز یک پرتابه چرخان را محاسبه کرده است. هدف ساهو از این کار، محاسبه ضرایب آیرویدینامیکی با دقت مناسب بوده است [۱۹]. دیسپریتو و هیوی^۴ در کار خود با استفاده از تحلیل عددی ضریب گشتاور مگنس و ضریب دمپینگ گشتاور رول، یک گلوله ۲۵ میلی‌متری را محاسبه کرده‌اند. آن‌ها به‌منظور اعتبارسنجی، نتایج تحلیل عددی خود را با نتایج تست تجربی مقایسه کرده‌اند. نتایج تحلیل آن‌ها نشان می‌دهد که ضرایب استاتیکی نظیر، ضریب درگ، نیروی نرمال و مرکز فشار محاسبه شده به روش عددی، تقریباً ۱۰ درصد با نتایج تست تجربی اختلاف دارند و نتایج ضریب دمپینگ رول، ۱۵ درصد با نتایج تست تجربی اختلاف دارند [۱۰]. برانوسکی^۵ در مقاله خود به بررسی تاثیر پارامترهایی نظیر، سرعت خروج گلوله از دهانه سلاح، سرعت زاویه‌ای گلوله و گشتاور مگنس روی مسیر پرواز گلوله ۱۵۵ میلی‌متری هوتزر پرداخته است [۱۱]. کریج^۶ و همکاران، در کار خود با استفاده از روش عددی ضرایب استاتیکی یک پرتابه کوچک را در ماخ ۱/۱ محاسبه نمودند که در ناحیه گذرا قرار دارد. آن‌ها در کار خود، تاثیر ارتفاع گلوله نسبت به زمین را روی ضرایب آیرویدینامیکی بررسی کرده‌اند و به نوعی سعی کرده‌اند، ارتفاعی را به دست بیاورند که از آن به بعد ضرایب استاتیکی گلوله تغییر محسوسی نکنند [۱۲]. آپوستولوفسکی^۷ و آندروپولوس^۸، به موضوع نسبتاً جدید میکروکنترلرهای

¹ Sriram Doraiswamy

² Graham V. Candler

³ J. Sahu

⁴ K.R. Heavey

⁵ L. Baranowski

⁶ K. Carriage

⁷ G. Apostolovski

⁸ Y. Andreopoulos

⁹ Ordal Oktay

¹⁰ Hasan Akay

¹¹ Minnesota

و از طریق تکنیک‌های مش متحرک تحلیل می‌شود. در این مرحله برای ایجاد حرکت نوسانی حول محور عرضی پرتابه، یک "تابع توسط کاربر" نوشته خواهد شد؛ در نتیجه اعمال این حرکت نوسانی، پرتابه حول محور عرضی^۱ خود شروع به نوسان خواهد کرد.

با اعمال این حرکت نوسانی در نهایت برای هر عدد مآخ، نمودار ضریب گشتاور نوسانی بر حسب زاویه حمله به صورت شکل ۱ به دست خواهد آمد.

۳- مرحله آخر این روند، استفاده از رابطه (۱) برای محاسبه ضریب دمپینگ پیچ است [۱۴].

$$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}} = \frac{2M_{\infty}(Cm - Cm_{\alpha}\alpha)}{\dot{q}} \quad (1)$$

در رابطه (۱) نرخ پیچش بدون بعد از رابطه (۲) تعیین خواهد شد:

$$\dot{q} = \frac{qd}{a_{\infty}} = 2M_{\infty}k \quad (2)$$

در رابطه (۲)، k را فرکانس کاهش یافته می‌نامند که رابطه (۳)، بین این فرکانس کاهش یافته و نرخ پیچش q برقرار است:

$$k = \frac{qd}{2V_{\infty}} \quad (3)$$

با ساده‌سازی و اعمال روابط (۲) و (۳) در رابطه (۱)، می‌توان رابطه ضریب دمپینگ گشتاور پیچ را به صورت رابطه (۴) بازنویسی کرد:

$$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}} = \frac{(Cm - Cm_{\alpha}\alpha)}{\frac{qd}{2V_{\infty}}} \quad (4)$$

با توجه به شکل ۱، می‌توان رابطه (۴) را به صورت رابطه (۵) نوشت:

$$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}} = \frac{(Cm^{up} - Cm^{down})}{\frac{qd}{2V_{\infty}}} \quad (5)$$

در رابطه (۵) عبارت Cm^{up} ، حد بالای ضریب گشتاور نوسانی پیچ و عبارت Cm^{down} ، حد پایین ضریب گشتاور نوسانی پیچ در شکل ۱ می‌باشند.

مشابه آنچه که در مورد ضریب دمپینگ پیچ گفته شد، برای محاسبه ضریب دمپینگ رول نیز، روند مشابهی طی

ضرایب دینامیکی این گلوله کالیبر ۰/۵ را محاسبه کرد که البته نتایج کار وی با نتایج تجربی در بعضی اعداد مآخ تفاوت زیادی داشت [۱۶]. به منظور شبیه‌سازی پرواز اجسام پرنده و به خصوص پرتابه‌ها، محاسبه ضرایب دینامیکی بسیار حائز اهمیت می‌باشند که در بین این ضرایب دینامیکی، دو ضریب که عموماً در تمامی شبیه‌سازی‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرند، ضرایب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ می‌باشند $(Cl_p, Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}})$. در تحقیق حاضر، جزئیات کامل یک روش برای محاسبه این ضرایب با استفاده از روش-های موجود دینامیک سیالات محاسباتی ارائه شده است. برای محاسبه این ضرایب لازم است که حرکت‌های نوسانی جسم پرنده شبیه‌سازی شود و برای این منظور، از مش متحرک (شبکه متحرک) استفاده شده است. در مقاله حاضر، نخست مراحل روش بیان شده، در ادامه ضرایب دینامیکی برای یک پرتابه خاص با هندسه معین محاسبه خواهند شد. به منظور اعتبارسنجی روند طرح شده در تحقیق حاضر، نتایج به دست آمده با نتایج مراجع معتبر مقایسه شده‌اند که تطابق خوبی را نشان می‌دهند و نشان‌دهنده، دقت مناسب روش مطرح شده برای محاسبه ضرایب دینامیکی است.

۲- روند حل و روابط ریاضی

در این بخش روند طرح شده برای محاسبه ضرایب دمپینگ رول و دمپینگ پیچ، به روش دینامیک سیالات محاسباتی ارائه خواهد شد. لازم به ذکر است که در روند ارائه شده در این مقاله برای تحلیل عددی مسئله، می‌توان از هر کد و یا نرم‌افزار شبیه‌سازی جریان استفاده کرد که البته در کار حاضر، حل عددی با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت انجام شده است. در این بخش، نخست روند محاسبه ضریب دمپینگ پیچ، به شرح زیر بیان می‌شود:

۱- در مرحله اول جریان لزج حول هندسه مد نظر در شرایط پروازی معین، به صورت پایا حل می‌شود. هدف از این مرحله، محاسبه عبارت Cm_{α} در رابطه (۱) است که برای محاسبه این عبارت در رابطه (۱)، جریان به صورت پایا و در زوایای حمله مختلف حل می‌شود.

۲- در مرحله دوم، برای محاسبه ضریب گشتاور نوسانی پیچ یعنی Cm در رابطه (۱)، جریان به صورت ناپایا در شرایط پروازی معین و البته با در نظر گرفتن حرکت نوسانی

^۱ Y Direction in Fig 7

$$\dot{p} = \frac{pd}{a_\infty} = 2M_\infty k \quad (7)$$

در نهایت فرکانس تقلیل یافته، به صورت رابطه (۸) معرفی می‌شود:

$$k = \frac{pd}{2V_\infty} \quad (8)$$

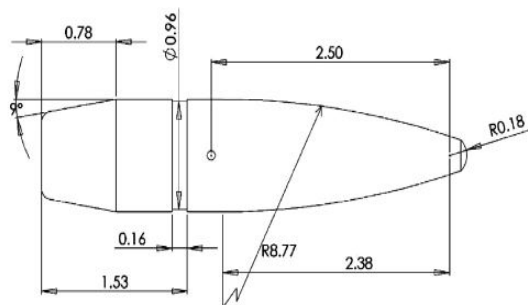
۳- هندسه و تولید شبکه

در بخش ۲ روند محاسبه ضرایب دینامیکی دمپینگ پیچ و دمپینگ رول ذکر شد. در بخش حاضر، روند ذکر شده برای محاسبه ضرایب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ برای یک پرتابه مفروض، به کار گرفته خواهد شد. در نهایت نیز نتایج حاصل از این تحلیل، مورد مقایسه قرار خواهند گرفت.

۳-۱- مشخصات هندسی و فیزیکی پرتابه

هندسه‌ای که در این مقاله برای آن ضرایب دینامیکی محاسبه شده‌اند، یک گلوله با اندازه و مشخصات هندسی شکل ۲ است. این گلوله به صورت یک پرتابه در نظر گرفته شده است؛ یعنی دارای سرعت اولیه خروج از دهانه سلاح است و در طول مسیر پرواز خود، نیروی پیشرانندی به آن وارد نمی‌گردد و با توجه به این که مشخصات کامل آن و نتایج مورد نظر از این پرتابه در دسترس است، برای تحقیق حاضر انتخاب شده است.

در این مقاله جریان حول این پرتابه در رژیم‌های مادون صوت، گذر صوت و مافوق صوت در اعداد ماخ ۰/۶ تا ۲/۷ تحلیل شده است. در جدول ۱، سرعت‌های خطی و دورانی این پرتابه برحسب اعداد ماخ مختلف آورده شده است؛ همچنین در جدول ۲، مشخصات هندسی و خواص فیزیکی این پرتابه ذکر شده است [۱۷].



شکل ۲- ابعاد پرتابه برحسب کالیبر (۱ کالیبر = ۱۲/۹۵ میلی‌متر) [۱۶]

می‌شود، مراحل این روند نیز، همانند ضریب دمپینگ پیچ به صورت زیر است:

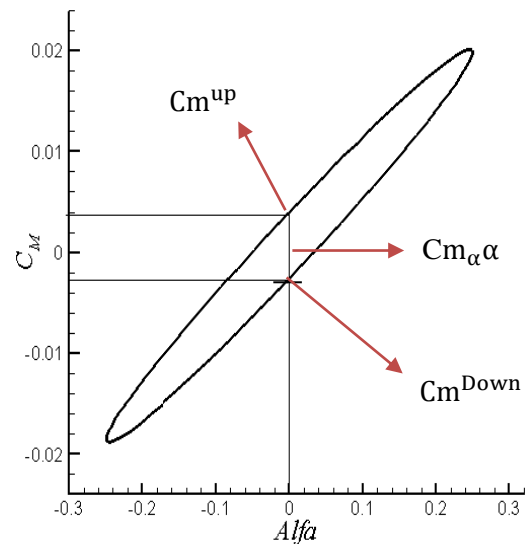
۱- در مرحله اول، جریان لزج حول هندسه مد نظر در شرایط پروازی معین، به صورت پایا حل می‌شود. هدف از این مرحله، محاسبه ضریب $C_{l\phi}$ در رابطه (۶) است که برای محاسبه این ضریب در رابطه (۶)، جریان به صورت پایا و در زوایای رول مختلف حل می‌شود.

۲- در مرحله دوم برای محاسبه ضریب گشتاور رول C_l در رابطه (۶)، جریان به صورت ناپایا در شرایط پروازی معین و البته با در نظر گرفتن حرکت دورانی و از طریق تکنیک‌های مش متحرک تحلیل می‌شود. در این مرحله لازم است، یک "تابع توسط کاربر" برای انجام حرکت دوران جسم حول محور ایکس^۱ نوشته شود.

۳- مرحله آخر این روند نیز، استفاده از رابطه (۶) برای محاسبه ضریب دمپینگ رول است [۱۴]:

$$C_{lp} = \frac{2M_\infty(C_l - C_{l\phi}\Phi)}{\dot{p}} \quad (6)$$

در رابطه (۶) نرخ چرخش بدون بعد نیز، از رابطه (۷) تعیین خواهد شد:



شکل ۱- نمودار ضریب گشتاور پیچ نوسانی ناشی از حل ناپایا در ماخ ۰/۶ و زاویه حمله صفر درجه

^۱ X Direction in Fig 7

جدول ۱- مقادیر سرعت دورانی و سرعت جریان آزاد در اعداد ماخ مختلف

ماخ	سرعت (متر بر ثانیه)	سرعت دورانی (رادیان بر ثانیه)
۰/۶	۲۰۵/۵۲	۳۳۸۹/۲
۰/۷	۲۳۹/۷۷	۳۹۲۷/۹
۰/۸۵	۲۹۱/۱۵	۴۷۶۸/۵
۰/۹	۳۰۸/۲۸	۵۰۵۰/۳
۰/۹۴	۳۲۱/۹۸	۵۲۷۴/۷
۰/۹۸	۳۳۵/۶۸	۵۴۹۹/۲
۱/۰۵	۳۵۹/۶۸	۵۸۹۲
۱/۱	۳۷۶/۷۸	۶۱۷۲/۵
۱/۲۵	۴۲۸/۱۶	۷۰۱۴/۲
۱/۵	۵۱۳/۷۹	۸۴۱۷
۲	۶۸۵/۰۶	۱۱۲۲۲/۸
۲/۷	۹۲۴/۸۳	۱۵۱۵۰/۶

جدول ۲- مشخصات هندسی و خواص فیزیکی پرتابه [۱۷]

اندازه	خاصیت فیزیکی
۱/۷۸	مرکز جرم (کالیبر)
۱۲/۹۵	طول مقیاس (میلی متر)
۴/۴۶	طول پرتابه (کالیبر)
۴۲	جرم (گرم)
۷/۸۵	ممان اینرسی طولی
۷۴/۵	ممان اینرسی عرضی

۱ کالیبر=۱۲/۹۵ میلی متر

۳-۲- مدل سازی و تولید شبکه

در این مقاله با توجه به مشخصات هندسی ارائه شده در شکل ۲، پرتابه مدنظر با نرم افزار سالید ورکز^۱ مدل شده است و شکل ۳، مدل این پرتابه را نشان می دهد. برای حل جریان حول این پرتابه لازم است، یک شبکه مناسب برای دامنه حل در نظر گرفته شده، تولید شود و برای این منظور، از نرم افزار تولید شبکه آی سی ام^۲ استفاده شده است. نوع شبکه به کار رفته در این تحلیل عددی، یک شبکه بی سازمان سه بعدی با المان های چهاروجهی با سطوح مثلثی شکل است.

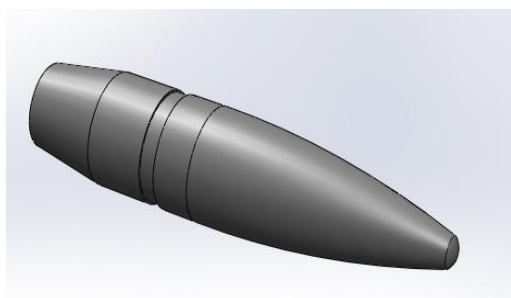
برای اندازه گیری دقیق خواص جریان در نواحی نزدیک جسم، از یک ناحیه متراکم با سلول های بسیار ریز در

^۱ Solid Works
^۲ ICEM

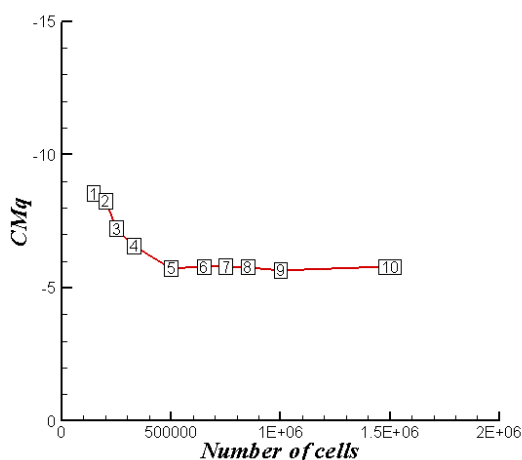
مجاورت جسم استفاده شده است و شبکه محاسباتی، به سمت مرز جسم فشرده شده است؛ همچنین شرط مرزی انتخاب شده برای مرز بیرونی دامنه حل "فشار دوردست" در نظر گرفته شده است.

به منظور انتخاب یک شبکه مناسب، کار مطالعه شبکه روی ۱۰ شبکه با اندازه سلول های متفاوت انجام شده است که در نهایت نتایج حاصل از این مطالعه شبکه، برای ضریب دمپینگ پیچ در جدول ۳ و همچنین در نمودار شکل ۴ نشان داده شده اند.

با توجه به جدول ۳ و نمودار شکل ۴ مشاهده می شود که نتایج مربوط به شبکه ای با تعداد ۶۵۰۰۰۰ سلول نتیجه مطلوبی را می دهد؛ همچنین نتایج حاصل از تحلیل این مسئله با شبکه های ریزتر نیز، نتایج مشابه تحلیل جریان با شبکه ۶۵۰۰۰۰ سلولی می دهند. به همین منظور شبکه با تعداد المان های ۶۵۰۰۰۰ سلول به عنوان شبکه مناسب، برای ادامه تحلیل عددی در این مقاله انتخاب شده است.



شکل ۳ - مدل سازی پرتابه با نرم افزار سالید ورکز



شکل ۴- بررسی حساسیت به شبکه

۴- تعریف پارامترها و تحلیل عددی

در تحقیق حاضر برای تحلیل جریان سیال حول پرتابه مورد نظر، از نرم‌افزار انسیس فلونت ۱۶ استفاده شده است. معادلاتی که در این تحلیل عددی استفاده شده‌اند، معادلات پیوستگی، مومنتوم و انرژی می‌باشند که به صورت ضمنی^۱ حل می‌شوند و جریان سیال نیز، به صورت لزج فرض شده است. برای حل معادلات حاکم بر جریان، روش بالادست (رو^۲) با دقت مرتبه دوم^۳ بر مبنای حل چگالی پایه^۴ جریان به کار گرفته شده است. به علت حل مرتبه دوم معادلات حاکم، معیار همگرایی باقیمانده‌ها^۵ برابر با ۰/۰۰۱ در نظر گرفته شده است.

از آنجا که برای تحلیل عددی در کار حاضر لازم است از تکنیک‌های مش متحرک استفاده گردد، نوشتن یک تابع توسط کاربر در فلونت لازم است. در این تابع توسط کاربر، به منظور محاسبه ضریب دمپینگ رول، باید یک سرعت دورانی حول محور افقی^۶ به گلوله اعمال گردد که در جدول ۱، سرعت‌های دورانی برحسب عدد ماخ ذکر شده‌اند؛ همچنین برای محاسبه ضریب دمپینگ پیچ، ایجاد حرکت نوسانی در گلوله لازم است تا گلوله حول محور عمودی^۷ خود نوسان نماید. شکل ۷، دستگاه مختصات را به خوبی نشان می‌دهد.

لازم به ذکر است که حرکت نوسانی گلوله توسط یک تابع توسط کاربر و با استفاده از رابطه (۹) اعمال خواهد شد [۱۶]

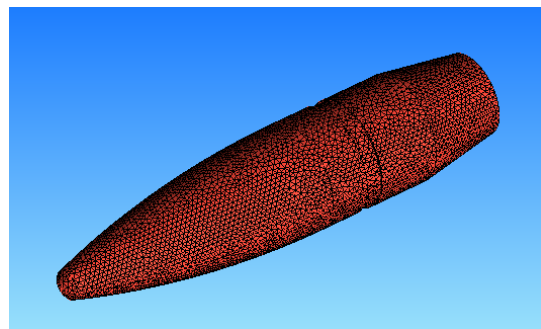
$$\alpha(t) = \alpha_{mean} + \alpha_0 \sin(\dot{\alpha}_0 t) \quad (9)$$

با در نظر گرفتن $\alpha_{mean} = 0$ در رابطه (۹)، این رابطه زاویه حمله (پیچش) پرتابه را در هر لحظه با گذشت زمان t نشان خواهد داد. در رابطه (۹)، عبارت α_0 بیشترین دامنه نوسان پرتابه را مشخص می‌کند.

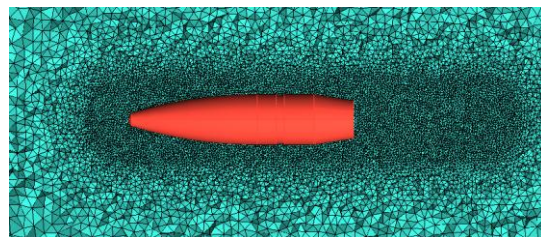
شکل شبکه مطلوب با تعداد المان ۶۵۰۰۰۰ سلول، در شکل ۵ نشان داده شده است. به منظور بالا بردن دقت نتایج در نواحی لایه مرزی نزدیک جسم، اندازه سلول‌های شبکه در یک ناحیه نزدیک جسم بسیار ریز در نظر گرفته شده است. نتیجه این ریز کردن شبکه حول پرتابه، تراکم بالای سلولی در آن ناحیه است شکل ۶.

جدول ۳ - بررسی استقلال از شبکه

شماره	شبکه (سلول)	کار حاضر
۱	۱۴۵۰۰۰	-۸/۵۴
۲	۲۰۰۰۰۰	-۸/۲۵
۳	۲۵۰۰۰۰	-۷/۲۲
۴	۳۳۰۰۰۰	-۶/۵۸
۵	۵۰۰۰۰۰	-۵/۷۳۶
۶	۶۵۰۰۰۰	-۵/۷۸۵
۷	۷۵۰۰۰۰	-۵/۷۹۱
۸	۸۵۰۰۰۰	-۵/۷۸
۹	۱۰۰۰۰۰۰	-۵/۶۶
۱۰	۱۵۰۰۰۰۰	-۵/۷۸۸



شکل ۵ - شبکه روی سطح پرتابه



شکل ۶ - بزرگ‌نمایی در شبکه

¹ Implicit

² Roe-FDS

³ Second order

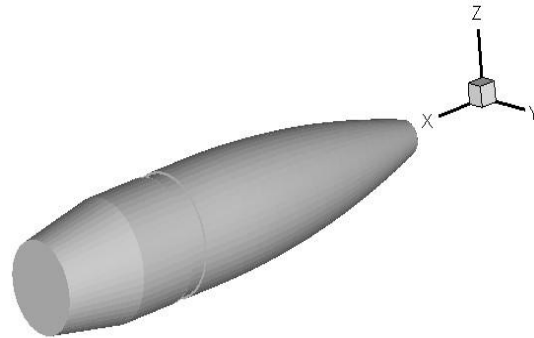
⁴ Density base

⁵ Residuals

⁶ X direction

⁷ Y direction

دمپینگ پیچ این پرتابه، مدل توربولانسی اسپالارت آلماراس است. مدل توربولانسی اسپالارت-آلماراس، یک مدل نسبتاً ساده تک معادله‌ای است که تنها یک معادله برای محاسبه ویسکوزیته مغشوش در آن حل می‌شود. مدل اسپالارت-آلماراس، برای کاربردهای هوافضایی یک مدل بسیار مناسب است، البته این مدل توربولانسی برای محاسبات مربوط به توربوماشین‌ها نیز، نتایج خوبی می‌دهد. این مدل برای جریان‌های خارجی تا زمانی که جدایش نداریم، نتایج بسیار خوبی می‌دهد و به علت تک معادله‌ای بودن آن، دارای سرعت همگرایی بیشتری نسبت به سایر مدل‌های توربولانسی است.



شکل ۷- دستگاه محور مختصات جسم

در جدول ۵، نتایج حاصل از تحلیل مسئله برای ضریب دمپینگ رول با ۶ مدل توربولانسی مختلف نشان داده شده‌اند. با توجه به جدول ۵ مشاهده می‌شود که مدل توربولانسی مناسب برای محاسبه ضریب دمپینگ رول پرتابه مورد نظر این مقاله، مدل توربولانسی گذرای اس اس تی است. این مدل توربولانسی، یک مدل چهار معادله‌ای است که در واقع همان مدل دو معادله‌ای کی امگا اس اس تی است که برای بهبود آن، دو معادله دیگر نیز به آن کوپل شده است.

به منظور ایجاد حرکت پیچینگ حول محور عمودی^۱ در پرتابه مورد نظر، با توجه به مرجع [۱۶] مقدار دامنه نوسان پرتابه $\alpha_0 = 0.25^0$ در نظر گرفته می‌شود. برای محاسبه گام زمانی مناسب نیز، می‌توان ابتدا از رابطه $f = \frac{\dot{\alpha}_0}{2\pi}$ فرکانس نوسانات را محاسبه کرد، سپس با استفاده از این فرکانس به دست آمده، زمان یک تناوب پرتابه محاسبه می‌شود و بعد از آن گام زمانی برای حل مسئله به دست می‌آید.

جدول ۴- مطالعه مدل توربولانسی مناسب برای محاسبه

ضریب دمپینگ پیچ در عدد ماخ ۰/۶ و زاویه حمله ۲ درجه

مدل توربولانسی	کار حاضر	[۱۶]	خطا %
کی امگا اس اس تی	-۶/۸۳	-۵/۴۷	۲۴/۸۶
کی امگا استاندارد	-۶/۰۷	-۵/۴۷	۱۰/۹۶
کی اسیلون آران جی	-۶/۲۱	-۵/۴۷	۱۳/۵۲
کی اسیلون استاندارد	-۷/۱۳۶	-۵/۴۷	۳۰/۴۵
گذرای اس اس تی	-۶/۵۶	-۵/۴۷	۱۹/۹۲
اسپالارت آلماراس	-۵/۷۸۵	-۵/۴۷	۵/۷۵

جدول ۵- مطالعه مدل توربولانسی مناسب برای محاسبه

ضریب دمپینگ رول در عدد ماخ ۰/۶ و زاویه حمله ۲ درجه

مدل توربولانسی	کار حاضر	[۱۶]	خطا %
کی امگا اس اس تی	-۰/۰۲۸۶۱	-۰/۰۲۹۵۳	۳/۱۱
کی امگا استاندارد	-۰/۰۳۰۸۴	-۰/۰۲۹۵۳	۴/۴۳
کی اسیلون آران جی	-۰/۰۲۵۹۵	-۰/۰۲۹۵۳	۳/۲۵
کی اسیلون استاندارد	-۰/۰۲۷۵۲	-۰/۰۲۹۵۳	۶/۸
گذرای اس اس تی	-۰/۰۲۸۶۷	-۰/۰۲۹۵۳	۲/۹۱
اسپالارت آلماراس	-۰/۰۳۳۰۰	-۰/۰۲۹۵۳	۱۱/۷

در یک تحلیل عددی همواره انتخاب یک مدل توربولانسی مناسب برای شبیه‌سازی جریان، بسیار حائز اهمیت است. در مقاله حاضر برای محاسبه ضرایب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ پرتابه مورد نظر، بحث مطالعه مدل توربولانسی مناسب نیز انجام شده است. در کار حاضر، ۶ مدل توربولانسی مختلف برای مطالعه انتخاب شده‌اند که در جدول ۴ مدل‌های توربولانسی مختلف مشاهده می‌شوند.

به منظور انتخاب مدل توربولانسی مناسب، ضرایب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ در ماخ ۰/۶ برای تمامی این مدل‌های توربولانسی به دست آمده‌اند که نتایج حاصل از این مطالعه، برای هر دو ضریب دینامیکی دمپینگ پیچ و دمپینگ رول، در جداول ۴ و ۵ مشاهده می‌شوند. در نهایت با مقایسه این نتایج با مقادیر مرجع [۱۶]، برای هر کدام از این ضرایب دینامیکی، مدل توربولانسی مناسب انتخاب خواهد شد.

با توجه به جدول ۴ که نتایج حاصل از تحلیل مسئله برای ضریب دمپینگ پیچ با ۶ مدل توربولانسی مختلف را نشان می‌دهد، بهترین مدل توربولانسی برای محاسبه ضریب

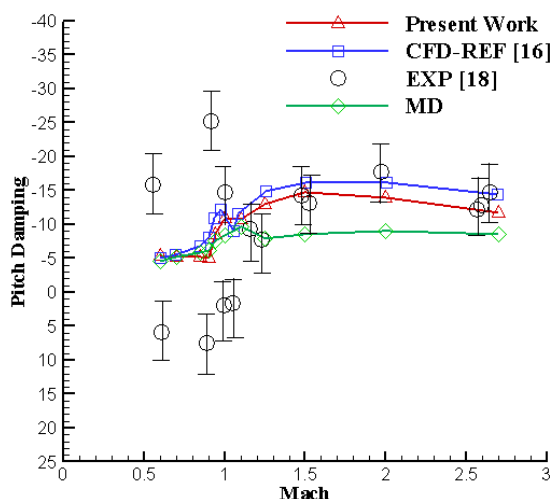
^۱ Y direction

مقایسه می‌شوند. شکل ۷ نتایج ضریب دمپینگ پیچ در مقایسه با مرجع [۱۶] را نشان می‌دهد.

به منظور اعتبارسنجی نتایج حاصل از کار حاضر، ضریب دمپینگ پیچ با نتایج تحلیل عددی مرجع [۱۶] و همچنین نتایج تجربی مرجع [۱۸] مقایسه شده‌اند. با توجه به شکل ۸ مشاهده می‌شود که نتایج حاصل از کار حاضر، تطابق قابل قبولی با نتایج تحلیل عددی مرجع [۱۶] در ناحیه زیرصوت و گذرصوت دارد و اختلاف اندکی بین این نتایج در ماخ‌های ۲ و ۲/۷ وجود دارد.

جدول ۶ - نتایج ضریب دمپینگ پیچ در زاویه حمله ۲ درجه

ماخ	ضریب دمپینگ پیچ	[۱۶]
۰/۶	-۵/۳۹	-۵/۴۷
۰/۷	-۵/۲۸	-۵/۴۷
۰/۸۵	-۵/۲	-۶/۵۸
۰/۹	-۵/۰۳۶	-۷/۸۱
۰/۹۴	-۸/۶۰۴۵	-۱۱/۱۲
۱	-۱۰/۸۹۶۶	-۱۳/۳۴
۱/۱	-۱۰/۷۱۱۵	-۱۳/۸۳
۱/۲۵	-۱۲/۹۳۹	-۱۴/۶۹
۱/۵	-۱۴/۶۷۶۷	-۱۶/۱۰۴
۲	-۱۳/۹۲۱	-۱۶/۱۶
۲/۷	-۱۱/۷۴۶	-۱۴/۸۱



شکل ۸ - ضریب دمپینگ پیچ بر حسب عدد ماخ در زاویه حمله ۲ درجه

این مدل توربولانسی، یک مدل نسبتاً جدید است که به علت ماهیت چهار معادله‌ای آن، می‌تواند جریان‌های مغشوش را بهتر مدل کند؛ اما به علت تعداد معادلات بیشتری که نسبت به سایر مدل‌های توربولانسی ذکر شده در جدول ۵ دارد، سرعت همگرا شدن جواب‌ها در این مدل کمتر است، در نتیجه زمان رسیدن به جواب مناسب در این مدل، نسبت به سایر مدل‌های جدول ۵ بیشتر است.

این مدل توربولانسی به علت این که در نواحی نزدیک دیواره از مدل کی-امگا استفاده می‌کند و در نواحی دور از دیواره از مدل کی-اپسیلون بهره می‌برد، توانایی خوبی در مدل کردن جریان‌های رینولدز پایین و همچنین جریان‌های رینولدز بالا دارا است^۱.

مطالعه مدل توربولانسی روی هندسه مورد نظر نشان می‌دهد که برای محاسبه ضریب دمپینگ رول، مدل توربولانسی گذرای اس‌اس‌تی و برای ضریب دمپینگ پیچ، مدل توربولانسی اسپالارت - آلماراس نتایج دقیق‌تری می‌دهد. این نتیجه‌گیری نشان می‌دهد که لزوماً نباید از یک مدل توربولانسی یکسان برای محاسبه این دو ضریب حول این هندسه استفاده کرد.

۵- نتایج

با طی کردن روندی که در این مقاله به آن پرداخته شد، می‌توان ضرایب دینامیکی گشتاور پیچ و گشتاور رول یک پرتابه را محاسبه کرد. همان‌طور که قبلاً نیز گفته شد، برای اعتبارسنجی این روند در کار حاضر، ضرایب دمپینگ گشتاور پیچ و گشتاور رول برای یک پرتابه با هندسه معین محاسبه شده‌اند.

۵-۱- ضریب دمپینگ پیچ

در جدول ۶ مقادیر ضریب دمپینگ پیچ در زاویه حمله ۲ درجه بر حسب اعداد ماخ مختلف ارائه شده است. به منظور اعتبارسنجی روند حاضر، از آنجا که نتایج مرجع [۱۶] صرفاً در زاویه حمله ۲ درجه ارائه شده‌اند، نتایج حاصل از کار حاضر نیز، در زاویه حمله ۲ درجه با نتایج حاصل از مرجع [۱۶]

^۱ برگرفته از راهنمای برنامه انسیس فلونت

علت نتایج تجربی در اعداد ماخ بالاتر به نتایج کارهای عددی نزدیک است. از طرفی مطابق آنچه که در شکل ۸ مشاهده می‌شود، تحلیل عددی حاضر در مقایسه با تحلیل عددی مرجع [۱۶] در اعداد ماخ‌های ۱/۵ و ۲/۷، تطابق بسیار بهتری با نتایج تجربی مرجع [۱۸] دارد است که همین امر، دقت بالاتر کار انجام شده نسبت به مرجع [۱۶] را نشان می‌دهد. در مقاله حاضر، تحلیل عددی پرتابه مورد نظر علاوه بر زاویه حمله ۲ درجه در ۴ زاویه حمله دیگر نیز، صورت گرفته است که نتایج آن در اعداد ماخ مختلف در جداول ۷ تا ۱۰ آورده شده‌اند.

جدول ۷- نتایج مربوط به ضریب دمپینگ پیچ در زاویه حمله ۰ درجه

عدد ماخ	ضریب دمپینگ پیچ
۰/۶	-۳/۷۸
۰/۷	-۳/۶۲۶۲
۰/۸۵	-۳/۱۱
۰/۹	-۴/۶۷۱۳
۰/۹۴	-۸/۷۴۳۵
۱	-۱۱/۱۴۲
۱/۱	-۱۰/۳۸
۱/۲۵	-۱۰/۳۷۹
۱/۵	-۱۴/۶۲۸۱
۲	-۱۴/۹۱۲۷
۲/۷	-۱۳/۱۴۲

جدول ۸- نتایج ضریب دمپینگ پیچ در زاویه حمله ۵ درجه

عدد ماخ	ضریب دمپینگ پیچ
۰/۶	-۳/۰۵
۰/۷	-۳/۰۵۵
۰/۸۵	-۲/۲۸۰۵
۰/۹	-۵/۸۳
۰/۹۴	-۸/۹۴۹۸
۱	-۹/۴۹۴۷
۱/۱	-۱۰/۳۷۳۳
۱/۲۵	-۱۰/۳۶۸۱
۱/۵	-۱۵/۲۱۲۶
۲	-۱۴/۸۶۸۴
۲/۷	-۱۳/۱۱۰۴

دلیل این اختلاف در این اعداد ماخ، تاثیر انتخاب مدل توربولانسی و شبکه متفاوتی است که در این دو تحلیل عددی استفاده شده است؛ چراکه در تحلیل عددی مرجع [۱۶]، از مدل توربولانسی کی - اپسیلون برای تحلیل استفاده شده است، در حالی که در تحلیل عددی کار حاضر، از مدل توربولانسی اسپالارت - آلماراس برای مدل‌سازی جریان مغشوش استفاده شده است.

با توجه به شکل ۸ و مقایسه نتایج کار حاضر با نتایج تجربی مرجع [۱۸]، تطابق بسیار خوب نتایج کار حاضر در ماخ‌های بالاتر از ۱/۵، با نتایج تجربی مشاهده می‌شود؛ اما مقایسه نتایج کار حاضر در ماخ‌های ۱/۰۵، ۱/۱ و ۱/۲۵ با نتایج تجربی، اختلاف بیشتری را در نتایج نشان می‌دهد. در ناحیه گذر صوت و زیر صوت، تطابق نتایج حاصل از تحلیل عددی با نتایج تجربی جالب نمی‌باشد؛ اما از آنجایی که نتایج تجربی در مرجع [۱۸] در یک بازه نشان داده شده‌اند، لذا نمی‌توان به‌طور قطع در مورد نتایج در این ناحیه اظهار نظر کرد.

در مرجع [۱۸] در بعضی از اعداد ماخ زیر صوت و گذر صوت، مقدار ضریب دمپینگ پیچ مثبت شده است که به نظر غیر قابل اعتنا است و به نظر می‌رسد که احتمالاً در تست‌های تجربی مرجع [۱۸]، تأثیر ضریب گشتاور مگنس با نتایج ضریب دمپینگ پیچ در این نواحی تداخل پیدا کرده است و تفکیک این ضرایب صورت نگرفته است.

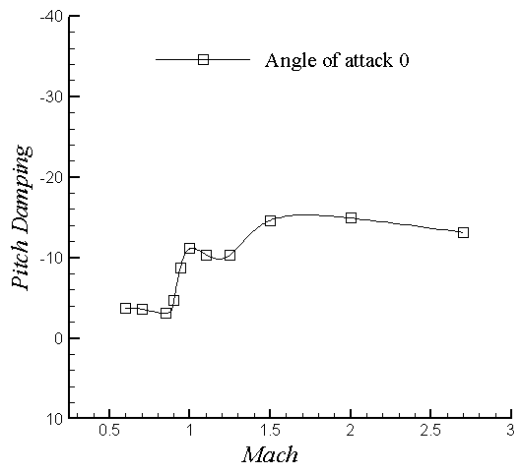
هر چند نتایج حاصل از تحلیل عددی مقاله حاضر با نتایج تجربی مرجع [۱۸]، در ناحیه زیر صوت و گذر صوت دارای اختلاف می‌باشند، اما با مقایسه نتایج کار حاضر با تحلیل عددی مرجع [۱۶]، مشاهده می‌شود که نتایج عددی مرجع [۱۶] نیز، در ناحیه زیر صوت و گذر صوت همانند نتایج کار حاضر با نتایج تجربی مرجع [۱۸] اختلاف دارند. بنا به گفته مرجع [۱۶] از آنجا که شرایط تست تجربی دقیقاً در مرجع [۱۸] گفته نشده است، احتمالاً اختلاف نتایج در ناحیه زیر صوت و گذر صوت با نتایج کار عددی مرجع [۱۶] و کار عددی حاضر، به علت تأثیر ضریب گشتاور مگنس روی نتایج تست تجربی است.

البته در ماخ‌های بالاتر، نظیر ماخ ۲/۷ به علت سرعت بالای جریان در این ماخ‌ها به نسبت ناحیه زیر صوت و گذر صوت، تأثیر ضریب مگنس کمتر شده است؛ به همین

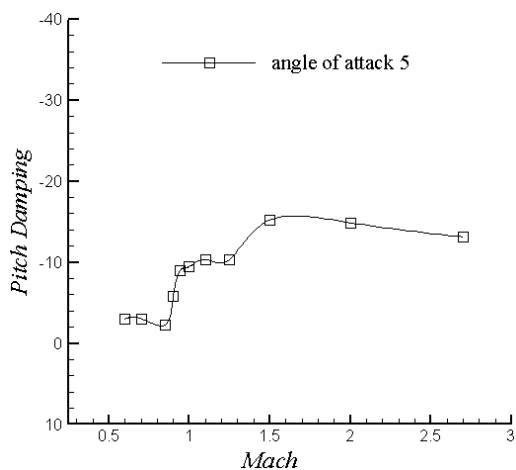
عدد ماخ در زوایای حمله ۰، ۵، ۸ و ۱۰ درجه حاصل از کار حاضر رسم شده‌اند، شکل (۹-۱۲).

۵-۲- ضریب دمپینگ رول

قبل از اعتبارسنجی نتایج مربوط به ضریب دمپینگ رول حاصل از کار حاضر با مرجع [۱۶] لازم است، بحث وابستگی و یا عدم وابستگی ضریب دمپینگ رول به زاویه حمله مورد بررسی قرارگیرد. جدول ۱۱، نتایج مربوط به محاسبه ضریب دمپینگ رول برحسب زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۶ را برای هندسه مورد نظر این مقاله نشان می‌دهد. هم‌چنین در شکل ۱۳، نتایج مربوط به ضریب دمپینگ رول حاصل از مقاله حاضر نسبت به زاویه حمله در عدد ماخ ۰/۶ ترسیم شده‌اند.



شکل ۹ - ضریب دمپینگ پیچ برحسب ماخ در زاویه حمله ۰



شکل ۱۰ - ضریب دمپینگ پیچ برحسب عدد ماخ در زاویه حمله ۵ درجه

جدول ۹- نتایج ضریب دمپینگ پیچ در زاویه حمله ۸ درجه

عدد ماخ	ضریب دمپینگ پیچ
۰/۶	-۳/۲۲۳۱
۰/۷	-۳/۱۷۰۷
۰/۸۵	-۱/۹۰۴۵
۰/۹	-۶/۴۴۸۴
۰/۹۴	-۸/۷۰۸
۱	-۸/۳۶۷۲
۱/۱	-۱۱/۱۱۸
۱/۲۵	-۱۰/۹۶۶۶
۱/۵	-۱۵/۰۳۸
۲	-۱۵/۱۲۸۱
۲/۷	-۱۲/۸۴۶

جدول ۱۰- نتایج ضریب دمپینگ پیچ در زاویه حمله ۱۰ درجه

عدد ماخ	ضریب دمپینگ پیچ
۰/۶	-۳/۳۹۵۸
۰/۷	-۳/۲۲۸۴
۰/۸۵	-۱/۵۲۳
۰/۹	-۷/۱۸۹۳
۰/۹۴	-۸/۵
۱	-۷/۸۴۶۷
۱/۱	-۱۱/۲۷۳۴
۱/۲۵	-۱۱/۶۱۸۲
۱/۵	-۱۵/۸۰۴۵
۲	-۱۵/۴۴۱۱
۲/۷	-۱۲/۹۷۸۶

با افزایش عدد ماخ از ۰/۶ تا ۰/۸۵ در همه زوایای حمله، مقدار ضریب دمپینگ پیچ پرتابه مورد نظر کاهش می‌یابد. با افزایش عدد ماخ در ناحیه گذرا از ماخ ۰/۸۵ تا اعداد ماخ نزدیک ۱/۱ و در بعضی از زوایای حمله تا عدد ماخ ۱/۲۵، ضریب دمپینگ پیچ با نرخ زیادی شروع به افزایش می‌کند. البته این افزایش ضریب دمپینگ پیچ با شیب ملایمی تا اعداد ماخ حدود ۱/۵ ادامه خواهد داشت. این روند افزایش ضریب دمپینگ پیچ در ماخ‌های بالاتر، حدوداً ۱/۷، دوباره سیر نزولی به خود می‌گیرد و مقدار این ضریب به هر میزان که عدد ماخ افزایش پیدا می‌کند، با نرخ کم شروع به کاهش می‌کند. در ادامه نمودارهای ضریب دمپینگ پیچ، بر حسب

همان‌طور که از جدول ۱۱ و نمودار شکل ۱۳ مشخص است، تغییرات ضریب دمپینگ رول با زاویه حمله بسیار اندک است و می‌توان از این تغییرات صرف نظر کرد و ضریب دمپینگ رول را مستقل از زاویه حمله اندازه‌گیری کرد. به‌منظور اعتبارسنجی نتایج مربوط به ضریب دمپینگ رول حاصل از مقاله حاضر، نتایج به‌دست آمده با مرجع [۱۶] مقایسه شده‌اند. در جدول ۱۲، نتایج مربوط به ضریب دمپینگ رول بر حسب عدد ماخ آورده شده است.

جدول ۱۱- نتایج ضریب دمپینگ رول بر حسب زاویه حمله در ماخ ۰/۶

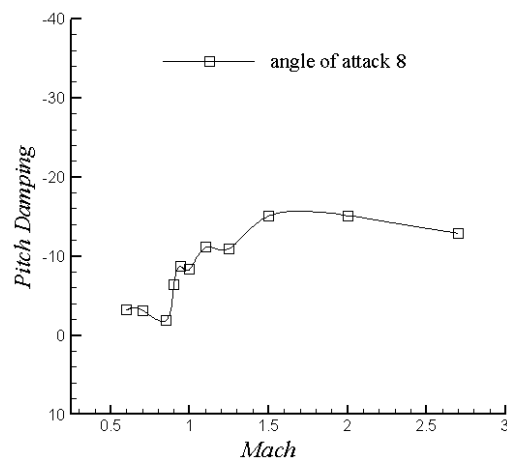
زاویه حمله (درجه)	ضریب دمپینگ رول	[۱۶]
۰	-۰/۰۲۸۵۸	-۰/۰۲۹۵۳
۲	-۰/۰۲۸۶۱	-۰/۰۲۹۵۳
۵	-۰/۰۲۸۶۲	-۰/۰۲۹۵۳
۸	-۰/۰۲۸۶۵	-۰/۰۲۹۵۳
۱۰	-۰/۰۲۸۶۵	-۰/۰۲۹۵۳

جدول ۱۲- نتایج ضریب دمپینگ رول در زاویه حمله ۰ درجه

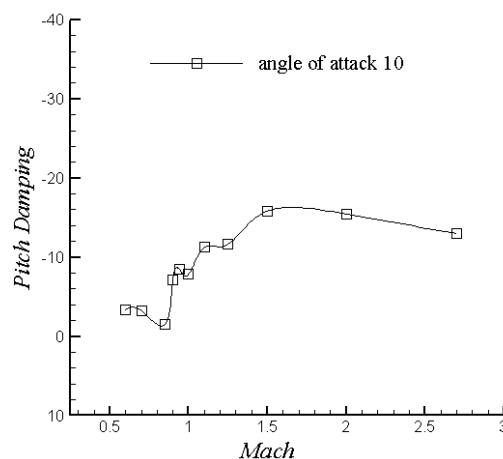
عدد ماخ	ضریب دمپینگ رول	[۱۶]
۰/۶	-۰/۰۲۸۶۱	-۰/۰۲۹۵۳
۰/۷	-۰/۰۲۷۹۹	-۰/۰۲۸۱۶
۰/۸۵	-۰/۰۲۶۴۳	-۰/۰۲۶۴۷
۰/۹	-۰/۰۲۵۷۶	-۰/۰۲۵۹۱
۱/۰۵	-۰/۰۲۴۱	-۰/۰۲۴۳۴
۱/۱	-۰/۰۲۳۳	-۰/۰۲۴۲
۱/۳۵	-۰/۰۲۲۷۴	-۰/۰۲۲۹۳
۱/۵	-۰/۰۲۱۲۷	-۰/۰۲۱۱۵
۲	-۰/۰۱۸۵۷	-۰/۰۱۸۱۹
۲/۷	-۰/۰۱۵۱۷	-۰/۰۱۵۴

به‌منظور اعتبارسنجی نتایج ضریب دمپینگ رول، در نمودار شکل ۱۴ نتایج مربوط به ضریب دمپینگ رول هندسه مورد نظر، برحسب عدد ماخ رسم شده است که تطابق نتایج مقاله حاضر با مرجع [۱۶] را می‌توان در نمودار شکل ۱۴ مشاهده کرد.

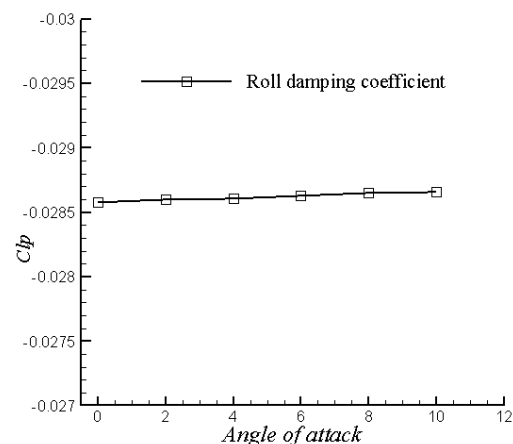
با توجه به نمودار شکل ۱۴، نتایج حاصل از کار حاضر در مقایسه با مرجع [۱۶] به‌صورت تقریبی در اعداد ماخ زیر ۰/۷ اندکی تفاوت دارند؛ اما در ناحیه گذر صوت تا اعداد ماخ نزدیک ۱، این نتایج تطابق قابل قبولی دارند؛ اما در محدوده



شکل ۱۱ - ضریب دمپینگ پیچ بر حسب عدد ماخ در زاویه حمله ۸ درجه



شکل ۱۲ - ضریب دمپینگ پیچ بر حسب ماخ در زاویه حمله ۱۰ درجه



شکل ۱۳- ضریب دمپینگ رول بر حسب زاویه حمله در ماخ ۰/۶

از زاویه حمله است و به همین علت در ادامه تمامی تحلیل‌های عددی برای محاسبه ضریب دمپینگ رول تنها در یک زاویه حمله انجام شدند.

در بحث اعتبارسنجی مقاله حاضر، نتایج ضریب دمپینگ پیچ کار حاضر با نتایج تحلیل عددی معتبر مرجع [۱۶] و نتایج تست‌های تجربی مرجع [۱۸] مقایسه شده‌اند. نتایج حاصل از تحلیل عددی مقاله حاضر و نتایج عددی مرجع [۱۶]، تطابق بسیار خوبی دارند که نشان از روند صحیح این تحلیل عددی دارد؛ اما نتایج عددی کار حاضر و همچنین نتایج عددی مرجع [۱۶] در مقایسه با نتایج تجربی مرجع [۱۸] در ناحیه گذرا و زیرصوت، اندکی اختلاف دارند که علت آن هم تأثیر ضریب مگنس روی نتایج تجربی ضریب دمپینگ پیچ در این نواحی است.

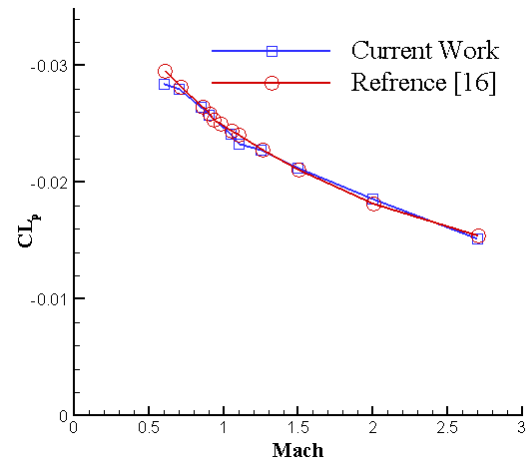
ولی در ناحیه مافوق صوت، تطابق بسیار خوبی بین نتایج عددی و تجربی است که علت آن هم، کاهش تأثیر ضریب مگنس در اعداد ماخ بالاتر می‌باشد. البته نتایج عددی حاصل از این مقاله در مقایسه با نتایج عددی مرجع [۱۶]، تطابق بهتری با نتایج تست تجربی دارند.

اما در مورد ضریب دمپینگ رول نتایج حاصل از این تحقیق در تمامی رژیم‌های پروازی، تطابق بسیار خوبی با نتایج مرجع داشتند که حاکی از دقت این روند در محاسبه ضریب دمپینگ رول در شرایط پروازی زیرصوت، گذرا و مافوق صوت است.

۷- علائم و نشانه‌ها

سرعت صوت ($m.s^{-1}$)	a_{∞}
ضریب گشتاور پیچ	C_m
مشتق ضریب گشتاور نسبت به زاویه حمله (rad^{-1})	$C_{m\alpha}$
ضریب گشتاور رول	c_l
ضریب دمپینگ رول (rad^{-1})	Cl_p
ضریب دمپینگ پیچ (rad^{-1})	$Cm_q + Cm_{\dot{\alpha}}$
طول مرجع (m)	d
فرکانس (s^{-1})	f
ممان اینرسی در راستای محور x ($g.cm^2$)	I_{xx}
ممان اینرسی در راستای محور y ($g.cm^2$)	I_{yy}
فرکانس کاهش یافته	k
عدد ماخ	M

اعداد ماخ ۱/۱ و ۱/۳، نتایج حاصل کار حاضر اندکی متفاوت با مرجع [۱۶] می‌باشند که البته این اختلاف اندک نتایج، قابل قبول است؛ همچنین در اعداد ماخ بالاتر از ۱/۳ نیز نتایج کار حاضر، تطابق بسیار خوبی با نتایج مرجع [۱۶] دارند.



شکل ۱۴ - ضریب دمپینگ رول بر حسب عدد ماخ در زاویه حمله ۰ درجه

۶- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این مقاله سعی شده است که یک روند کلی برای محاسبه ضرایب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ به روش عددی، برای همه اجسام پرنده ارائه شود. برای اعتبارسنجی این روند نیز، یک پرتابه با هندسه معلوم در نظر گرفته شد و این ضرایب برای این پرتابه محاسبه شدند. تطابق نتایج حاصل از این روند، با نتایج مراجع نشان‌دهنده صحت روند طی شده در کار حاضر است. نتایج حاصل از این مقاله نشان داد که دقت این روند در محاسبه ضرایب دینامیکی دمپینگ رول و دمپینگ پیچ در مقایسه با کارهای عددی مرجع [۱۶]، بسیار خوب است.

در بحث مدل توربولانسی با توجه به مطالعه‌ای که در این مقاله روی ۶ مدل توربولانسی مختلف انجام گرفت، مشخص شد که برای محاسبه ضریب دمپینگ پیچ در این هندسه مدنظر، بهترین مدل توربولانسی، مدل اسپالارت آلماراس است و برای محاسبه ضریب دمپینگ رول، مدل توربولانسی گذاری اس اس تی مدل مناسبی است. در کار حاضر با مقایسه نتایج ضریب دمپینگ رول در زوایای حمله مختلف، مشخص شد که ضریب دمپینگ رول در این هندسه، مستقل

- | | | |
|---|---|------------------|
| [6] Silton S (2005) Navier–stokes computations for a spinning projectile from subsonic to supersonic speeds. AIAA J Spacecr Rockets 42(2): 223-231. | نرخ رول ($rad.s^{-1}$) | p |
| [7] DeSpirito J, Silton S, Weinacht P (2009) Navier–stokes predictions of dynamic stability derivatives: Evaluation of steady-state methods. AIAA J Spacecr Rockets 46(6): 1142-1154. | نرخ رول بدون بعد | \dot{p} |
| [8] Doraiswamy S, Candler GV (2008) Detached eddy simulations and reynolds averaged navier–stokes calculations of a spinning projectile. AIAA J Spacecr Rockets 45(5): 935-945. | نرخ پیچش ($rad.s^{-1}$) | q |
| [9] Sahu J (2008) Unsteady free-flight aerodynamics of a spinning projectile at a high transonic speed. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Honolulu, United States of America. | نرخ پیچش بدون بعد | \dot{q} |
| [10] Despirito J, Heavey KR (2004) CFD Computation of magnus moment and roll damping moment of a spinning projectile. AIAA atmospheric Flight Mechanics Conference 139-154. | عدد رینولدز | Re |
| [11] Baranowski L (2013) Numerical testing of flight stability of spin-stabilized artillery projectile. Theor Appl Mech 51(2): 375-385. | دما (K) | T |
| [12] Carriage K, Young J, Kleine H, Hiraki K (2012) Reynolds-averaged navier-stokes computation of transonic projectiles in ground effect. 18th Australasian Fluid Mechanics Conference. | عدد رینولدز | Re |
| [13] Apostolovski G, Andreopoulos Y (2004) Microactuators for projectile flight control systems: A feasibility study. AIAA J Aircraft 41(6): 1336-1346. | سرعت ($m.s^{-1}$) | V |
| [14] Okay E, Akay HU (2002) CFD predictions of dynamic derivatives for missiles. 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, United States of America. | زاویه حمله | AOA |
| [15] Doraiswamy S, Candler GV (2008) Detached eddy simulations and Reynolds-averaged Navier-Stokes calculations of a spinning projectile. J Spacecr Rockets 45(5): 935-945. | لزجت دینامیکی ($kg.m^{-1}s^{-1}$) | μ |
| [16] Silton S (2011) Navier-Stokes predictions of aerodynamic coefficients and dynamic derivatives of a 0.50-cal projectile. 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference 27-30. | چگالی ($kg.m^{-3}$) | ρ |
| [17] Guidos BJ, Chung SK (1995) Computational flight design of 0.5 caliber limited range training ammunition. U.S.Army Research Laboratory, United States of America. | زاویه حمله (rad) | α |
| [18] McCoy RL (1990) The aerodynamic characteristics of 0.50 ball, M33, API, M8, and APIT, M20, ammunition. U.S.Army Research Laboratory, United States of America. | نرخ تغییر زاویه حمله ($rad.s^{-1}$) | $\dot{\alpha}$ |
| | دامنه نوسان (rad) | α_0 |
| | نرخ تغییر زاویه در $\alpha = \alpha_0$ ($rad.s^{-1}$) | $\dot{\alpha}_0$ |
| | زاویه حمله متوسط (rad) | α_{mean} |
| | زاویه رول (rad) | ϕ |
| | شرایط جریان آزاد | ∞ |
- ۸- مراجع**
- [1] Sivan DD, Jerney C (1989) Wind tunnel term of the aerodynamic characitbumcs of a 155mm artillery shell. Adv Mater Res 1014: 165-168, August.
 - [2] Kayser LD, Kuzan JD, Vazquez DN (1990) Flight testing for 155mm base burn projectile. U.S.Army Research Laboratory, United States of America.
 - [3] Silton S, Howell BE (2009) Effect of spin variation on predicting the dynamic stability of small caliber ammunition. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (47): 3417-3430.
 - [4] Moore FG, Hymer TC (2004) 2002 Version of the aero prediction code (AP02). J Spacecr Rockets 41(2): 232-247.
 - [5] Heng WC (2011) Aerodynamic analysis of the M33 projectile using the CFX. PhD Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, California.