

ارزیابی مدل‌های آشفتگی $k-\epsilon$ در تحلیل عددی جدایش یک محموله از بال دلتا در جریان گذر صوت

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۱۵

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۶/۲۵

محمدعلی جزووزیری^۱، علیرضا مستوفی زاده^۲، مجتبی دهقان منشادی^۳

۱ استادیار، گروه مهندسی هوافضا، دانشکده و پژوهشکده فنی مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین (ع)

۲ دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ar.mostofi@gmail.com

۳ استاد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

هدف از انجام این تحقیق ارزیابی مدل‌های توربولانسی $k-\epsilon$ شامل نسخه‌های استاندارد، Realizable و RNG در تحلیل عددی جدایش محموله در جریان گذر صوت بوده است. یک مدل استاندارد محموله و بال دلتا در نظر گرفته شده است. ابتدا معادلات حاکم بر سیال روی شبکه‌ی محاسباتی ساکن حل شده که طی آن ۳ مؤلفه‌ی نیرو و ۳ مؤلفه‌ی گشتاور روی محموله بدست می‌آیند. با توجه به این مؤلفه‌ها و وضعیت اولیه، موقعیت جدید بدست آمده است و با الگوریتم شبکه‌ی متحرک، محموله در موقعیت جدید قرار گرفته و معادلات سیال حول شبکه‌ی متحرک حل و همین روند تکرار شده است. نتایج نشان می‌دهد در مدهای پیچ و یاء، نتایج لزج تفاوت چندانی با تحلیل غیرلزج ندارد و هر دو انطباق مناسبی با نتایج تجربی دارند، اما در مد رول نتایج غیر لزج خطای بسیار زیادی (۴۳ درصد) داشته و با تحلیل لزج میزان قابل توجهی از خطا کاسته شده که مدل توربولانسی $k-\epsilon$ نسخه‌ی RNG دارای کم‌ترین خطا (۱۹ درصد) بوده است. همچنین میزان زمان محاسبات در این حالت ۳۲ درصد بیشتر از حالت غیرلزج بوده است.

واژه‌های کلیدی: جدایش محموله، شبکه‌ی متحرک، رژیم گذر صوت.

Evaluation of $k-\epsilon$ turbulence models in numerical investigation of store separation in transition flow

Mohammad Ali Jozv Vaziri¹, Alireza Mostofizade², Mojtaba Dehghan Manshadi³

1- Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, Imam Hossein Jame University, Iran.

2- Associate Professor, Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

3- Professor, Faculty of Mechanics, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

Abstract

The aim of this study is the evaluation of $k-\epsilon$ turbulence models in numerical investigation of store separation in transition flow. We have considered a store standard model and a delta wing as an experimental model. Firstly, the fluid governing equations have been solved on fixed computational grid by which three components of force and torque components on store have been obtained. Secondly, according to the components and 6 components of store initial position, the new position after a time step was obtained. Finally, the store was located in a new position and the fluid equations on moving grid were solved and the same process has been repeated. The results show, there is no significant difference between viscous and non-viscous analysis results in pitch and yaw modes and both are compliance with experimental data. In roll mode, the non-viscous analysis results there is a significant error (43 percent) and using viscous analysis the error is reduced significantly (19 percent in $k\epsilon$ RNG). Also, the calculation time in viscous analysis is 32 percent more than the non-viscous analysis.

Keywords: Store separation, Dynamic mesh, Transonic flow.

۷
سال ۱۳ - شماره ۱
پیاورد تابستان ۱۴۰۳
نشریه علمی
دانش و فناوری هوافضا



۱. مقدمه

یکی از مشکلاتی که محققین در طراحی (یا بهینه‌سازی) محموله‌هایی که توسط هواپیما حمل می‌شوند، همواره با آن روبرو هستند؛ عدم اطمینان از مسیر حرکت محموله‌ی طراحی شده در هنگام جدایش از پرنده‌ی مادر بوده است. هزینه‌ی تولید این نوع محموله‌ها عموماً بسیار زیاد بوده و در نتیجه عملکرد ناصحیح آن‌ها موجب خسارات هنگفتی می‌شود و حتی ممکن است با سطوح کنترلی هواپیمای مادر برخورد کرده و موجب سقوط آن گردد. از این رو وجود یک راه حل کم هزینه و قابل اعتماد برای اطمینان از صحت عملکرد موشک بسیار حائز اهمیت می‌باشد. برای انجام مطمئن و موفقیت‌آمیز یک فرایند جدایش مجموعه‌ای از تست‌های تونل باد و تست‌های پروازی لازم و ضروری به نظر می‌رسد. این روش‌ها بر خلاف قدمت و ضریب اطمینان بالایی که دارند بسیار پرهزینه و زمان‌بر می‌باشند و همچنین به ازای هرگونه تغییر و اصلاح در شرایط پروازی یا هندسه‌ی مدل، ممکن است مجموعه‌ای از تست‌های تکمیلی مورد نیاز باشد که مستلزم هزینه‌های اضافی خواهد بود. لذا جهت صرفه‌جویی در زمان و هزینه، روش‌های دینامیک سیالات محاسباتی به موازات تست‌های عملی، به کار گرفته شدند تا تخمین اولیه برای میدان جریان سیال و تغییرات نیروهای آیرودینامیکی را برای محاسبه سرعت و موقعیت جزء جدا شده بر حسب زمان فراهم آورند.

دینامیک سیالات محاسباتی (CFD) در سال‌های اخیر پیشرفت قابل ملاحظه‌ای داشته و به عنوان یک ابزار تکمیلی در کنار تحقیقات آزمایشگاهی قرار گرفته است. همچنین پیشرفت قابل ملاحظه معماری کامپیوترها کمک شایانی به جهش دینامیک سیالات محاسباتی در دهه اخیر

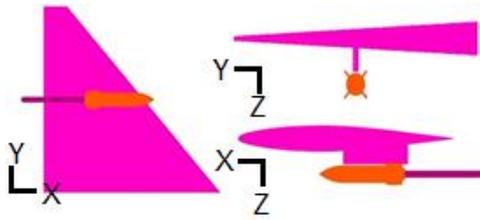
کرده است [۱]. نخستین پژوهشی که به صورت جدی در زمینه‌ی تحلیل جدایش صورت گرفته است، در سال ۱۹۹۱ م مربوط به یک پیکربندی بال، پیلون و جسم الحاقی (مدل اگلین) بوده که به هر دو روش عددی و تست تونل باد مورد تحلیل قرار گرفته است [۲]. نتایج تجربی این تحقیق تا به امروز به عنوان مرجع صحت سنجی بسیاری از پژوهش‌های عددی [۳-۷] از جمله تحقیق پیش رو، قرار گرفته است. بسیاری از پژوهش‌های صورت گرفته در زمینه‌ی جدایش به روش عددی، مربوط به نوع شبکه‌بندی و نحوه‌ی حرکت آن می‌باشند. برای مثال روش‌های گوناگونی نظیر شبکه‌بندی همپوشان [۸-۱۰]، روش کایمیرا [۱۱ و ۱۲]، شبکه‌بندی کارتیزین [۱۳-۱۵] و همچنین روش ترمیمی جرم و فنر [۴] مورد بررسی قرار گرفته‌اند. دسته‌ی دیگری از تحقیقات به صورت کاربردی‌تر بوده که طی آن‌ها تحلیل‌ها عموماً روی موشک‌های هواپایه در هنگام جدایش از جنگنده‌هایی نظیر F18 صورت گرفته است [۱۶-۲۱]. در تحقیقات دیگری نیز اثر مانور جنگنده در جدایش محموله [۲۲] و اثر ره‌آیش چند محموله به صورت هم‌زمان [۲۳]، مورد بررسی قرار گرفته‌اند. در سال‌های اخیر نیز تحقیقاتی در زمینه جدایش محموله به روش‌های عددی و تجربی صورت گرفته که از جمله آن می‌توان به پژوهش زو و همکاران [۲۴] در سال ۲۰۱۹ اشاره کرد. در این پژوهش از روش جدیدی برای شبیه‌سازی پرواز و حل معادلات آن استفاده شده و همچنین برای محاسبه نیروهای آیرودینامیکی از دینامیک سیالات محاسباتی روی شبکه بی‌سازمان استفاده شده است. در انتها نشان داده شده که نتایج بدست آمده در مقایسه با نتایج تست تونل باد مدل اگلین از دقت خوبی برخوردار است. در سال ۲۰۲۰ نیز یلدیریم و همکاران [۲۵] با استفاده دینامیک سیالات محاسباتی و روش شبکه متحرک ترمیمی،



جدایش خمپاره از هواپیمای هارکس (جنگنده سبک و ملخی ترکیه‌ای) مورد تحلیل قرار گرفته است. در این پژوهش از شبکه بی سازمان با در نظر گرفتن مش لایه مرزی استفاده شده است. همچنین تحلیل‌ها در سرعت‌های مختلف انجام شده و رفتار جدایش در آن مورد بررسی قرار گرفته است. در این پژوهش برای صحت سنجی نتایج، با استفاده از دوربین سرعت بالا، نتایج پروازی بدست آمده و با نتایج عددی مقایسه شده است. تحلیل پدیده جدایش در داخل کشور اخیراً مورد توجه قرار گرفته و سابقه‌ی طولانی ندارد. به دلیل محدودیت در تجهیزات تونل باد، به جز موارد معدودی [۲۶ و ۲۷] عموم پژوهش‌های صورت گرفته به صورت عددی بوده و تست تونل باد در این حوزه کمتر انجام شده است. اولین پژوهش منتشر شده در این خصوص در سال ۱۳۸۳ بوده است که طی آن میرزائی و همکارانش [۲۸] تحلیل عددی فرایند جدایش مراحل یک موشک دو مرحله‌ای مافوق صوت را مورد بررسی قرار داده‌اند. در این مقاله میدان جریان حاکم بر مسئله به صورت سه‌بعدی با ۳ درجه آزادی فرض شده و نیروی موتورها به صورت متمرکز لحاظ گردیده است. هوا به صورت گاز کامل در نظر گرفته شده و تحلیل گذرای میدان جریان مبنی بر روش حجم محدود، با حل معادلات ناویر استوکس تراکم پذیر لزج و غیردائم بر روی شبکه متحرک انجام گرفته است. برای حرکت شبکه‌ی محاسباتی نیز از روش شبکه موضعی مجدد استفاده شده است. در سال ۱۳۸۶ مختارپور و همکاران تحلیل عددی جدایش برای مدل اگلین را انجام داده‌اند [۲۹]. این پژوهش، تحلیل گذرای میدان جریان مبتنی بر روش حجم محدود با حل معادلات ناویر استوکس تراکم پذیر لزج بر روی شبکه متحرک است. در سال ۱۳۹۲ شمس‌الدین و همکارانش مسئله‌ی جدایش را برای مدل اگلین با استفاده از حل معادله‌ی ناویر استوکس و

استفاده از مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ در جریان گذر صوت، حل کردند [۳۰]. در این پژوهش نیز از شبکه‌بندی ترمیمی و مجدد به صورت هم‌زمان استفاده شده است. در سال ۱۳۹۳ جعفری و همکارانش با استفاده از حل شبه پایای جریان غیرلزج، مدل اگلین را مورد تحلیل قرار دادند [۳۱]. نتایج حاصل از این تحقیق نشان داد که با استفاده از این روش، هزینه‌ی محاسباتی به میزان قابل توجهی کاهش یافته است. در این تحقیق نیز برای حرکت شبکه‌ی محاسباتی از دو روش ترمیمی و مجدد به صورت هم‌زمان استفاده شده است. در سال ۱۳۹۴ وزیری و همکارانش مدل اگلین را با حل معادلات اوپلر روی شبکه‌ی متحرک مورد تحلیل قرار دادند [۳۲]. همین گروه در پژوهش دیگری جدایش چند بمب را به صورت هم‌زمان مدل‌سازی کرده [۳۳] و در تحقیق دیگری اثر ماخ جریان آزاد، میله‌ی نگه‌دارنده و موقعیت نصب محموله‌ها در جدایش چندگانه را مورد بررسی قرار دادند [۳۴]. در تمام این تحقیقات از مدل اگلین استفاده شده، جریان سیال به صورت غیرلزج تحلیل شده و برای حرکت شبکه‌ی محاسباتی از روش ترمیمی و مجدد به صورت هم‌زمان استفاده شده است. در همین سال (۱۳۹۴) اکرامی و همکارانش مدل اگلین را در رژیم گذر صوت مورد تحلیل قرار داده و اثر وجود یا عدم وجود پایلون را مورد بررسی قرار دادند [۳۵]. در این تحلیل سیال به صورت لزج حل شده و برای حرکت شبکه‌ی محاسباتی نیز از روش ترمیمی و مجدد استفاده شده است. همین گروه در سال ۱۳۹۵ تحلیل مشابهی را در جریان مافوق صوت انجام داده‌اند [۳۶]. در سال ۱۳۹۵ دهقان و همکارانش جدایش یک مخزن سوخت از یک هواپیمای آموزشی در جریان مادون صوت را مدل‌سازی کردند [۳۷]. در این پژوهش اثر وزن و موقعیت نصب محموله و همچنین سرعت پرواز هواپیما بررسی شده است.

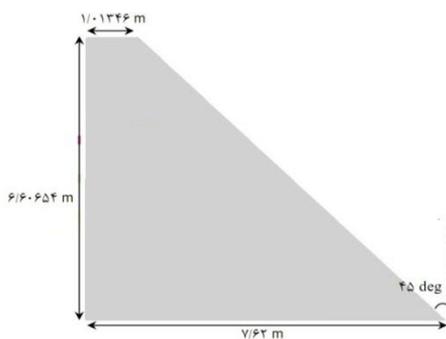




شکل ۱- چیدمان پیکربندی بال - محموله - نگهدارنده.

این مدل که در منابع به مدل اگلین معروف است، شامل سه بخش اصلی بوده که عبارتست از:

- ۱- **بال دلتا:** بال مورد تحلیل از نوع دلتا با زاویه‌ی ۴۵ درجه و دهانه‌ی ۶/۶ متر بوده است. طول وتر بال در ریشه ۷/۶ متر و در نوک آن ۱ متر در نظر گرفته شده است. در شکل ۲ ابعاد دقیق بال مورد تحلیل نشان داده شده است.



شکل ۲- ابعاد بال دلتا

- ۲- **محموله:** محموله‌ی رها شده از زیر بال دلتا یک موشک به طول ۳/۱ و قطر ۰/۵۱ متر بوده که دارای ۴ بالک در انتها و دماغه‌ی کمانی می‌باشد. بالک‌ها هم‌شکل و متقارن بوده و دارای عقبگرد ۶۰ درجه می‌باشند. منحنی دماغه نیز کمانی از یک دایره با شعاع ۱/۵ متر در نظر گرفته شده است. مشخصات دینامیکی محموله در جدول ۱ نشان داده شده است.

- ۳- **نگه‌دارنده:** این قسمت در وضعیت پروازی وجود ندارد. ولی به دلیل این که نتایج تجربی حاصل از تست تونل باد می‌باشند،

همچنین معادلات سیال به صورت غیرلزج حل شده و برای حرکت شبکه‌ی محاسباتی از روش ترمیمی و مجدد استفاده شده است.

با وجود پژوهش‌های گسترده در این زمینه، عدم دقت کافی در حل مسائل پیچیده به ویژه در مد رول که تنش برشی نقش اصلی را دارد؛ یکی از معضلات اصلی این روش‌ها به شمار می‌آید. از مهمترین عواملی که در افزایش خطای روش‌های عددی مؤثر است، انتخاب غلط و یا استفاده‌ی نادرست از مدل‌های آشفتگی می‌باشد. به دلیل هزینه‌ی بالای محاسباتی، پژوهش‌های صورت گرفته عموماً به صورت غیرلزج انجام شده است. بنابراین در دراین تحقیق مدل‌های توربولانسی $k-\epsilon$ شامل نسخه‌های استاندارد، Realizable و RNG را در مسئله‌ی مورد نظر مورد بررسی قرار داده که در پژوهش‌های گذشته کمتر مورد توجه قرار گرفته است. در تحقیقات محدودی که جدایش به صورت لزج مورد بررسی قرار گرفته نیز عموماً نتایج به صورت پراکنده (غیر مقایسه‌ای) گزارش شده و نتایج به ویژه در کانال رول به صورت مبسوط و مقایسه‌ای مورد بررسی قرار نگرفته است. همچنین در این پژوهش زمان انجام محاسبات در مدل‌های مختلف گزارش شده که در سایر پژوهش‌ها کمتر مورد توجه قرار گرفته است.

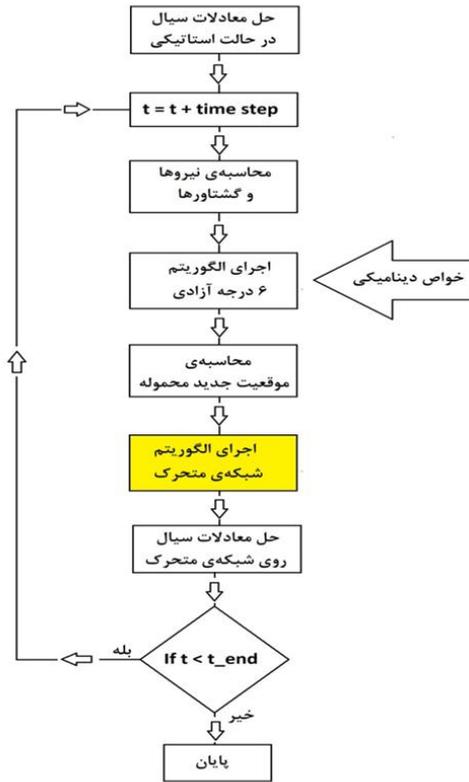
۲. شرح مسئله

در این پژوهش از یک پیکربندی بال دلتا، پایلون و محموله استفاده شده که در شکل ۱ نشان داده شده است. علت این انتخاب، موجود بودن نتایج تجربی این پیکربندی [۲] جهت صحت سنجی حل، بوده است. تحلیل‌ها در ماخ ۱/۲ در دو حالت غیر لزج و لزج (با مدل‌های اغتشاشی $k-\epsilon$) صورت گرفته و نتایج از لحاظ دقت و زمان محاسبات مقایسه شده‌اند.

نگه دارنده باید وجود داشته باشد تا محموله را به مکانیزم تست ۶ درجه آزادی متصل کند. برای تشابه بیشتر بین نتایج تجربی و عددی، این قسمت نیز در مدل سازی عددی در نظر گرفته شده است. نگاه دارنده در مقیاس پروازی دارای طول ۲/۶ متر و قطر ۲۰ سانتی متر می باشد. ابعاد دقیق نگاه دارنده و محموله و نحوه ی اتصال در شکل ۳ نشان داده شده است.

جدول ۱- مشخصات دینامیکی محموله.

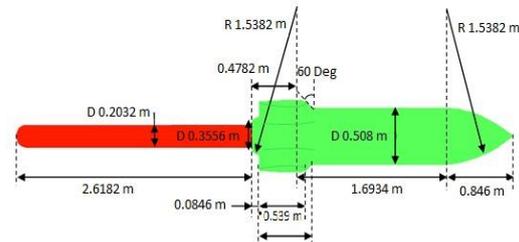
مشخصات	مقادیر
وزن محموله	۹۰۷ کیلوگرم
طول محموله	۳/۰۱۸۲ متر
قطر محموله	۰/۵ متر
تعداد بالک	۴ عدد
فاصله مرکز ثقل از نوک محموله	۱/۴۱۷۳ متر
ممان اینرسی محوری (IXX)	۲۷/۱۱۶ kg.m ³
ممان اینرسی جانبی (IYY و IZZ)	۴۸۸/۰۹۴ kg.m ³



شکل ۵- الگوریتم حل مسئله

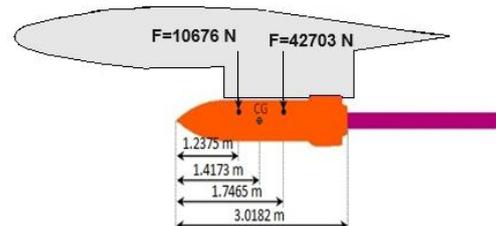
۳. روش حل مسئله

برای حل مسئله ابتدا معادلات حاکم بر سیال در حالت استاتیکی حل شده که طی آن ۳ مؤلفه ی نیرو و ۳ مؤلفه ی گشتاور وارد به محموله بدست می آیند. سپس با توجه به این مؤلفه ها و ۶ مؤلفه ی موقعیت اولیه محموله $(x, y, z, \psi, \theta, \phi)$ ، موقعیت جدید با استفاده از الگوریتم ۶ درجه آزادی، بعد از گذشت یک گام زمانی بدست آمده است. سپس با استفاده از الگوریتم شبکه ی متحرک، محموله در موقعیت جدید قرار گرفته و معادلات سیال حول شبکه ی متحرک حل شده و همین روند تکرار شده است. در شکل ۵ الگوریتم حل مورد بررسی قرار گرفته است. این فرآیند در بستر نرم افزار فلوئنت انجام شده و برای حل معادلات ۶ درجه آزادی از محیط برنامه الحاقی (UDF) استفاده شده است.



شکل ۳- ابعاد محموله و نگاه دارنده

در زمان شروع تحلیل (ابتدای جدایش) دو اجکتور فنی، نیروهای ۴۲۷۰۳ و ۱۰۶۷۶ نیوتن را در جلو و عقب مرکز جرم در جهت جاذبه اعمال می کنند. موقعیت دقیق اعمال نیروها در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴- محل اعمال نیروهای اجکتور



برای حل معادلات حاکم بر سیال، معادلات ناویر-استوکس در فرم حجم محدود و چگالی پایه با دقت مرتبه دوم مجراسازی شده و برای محاسبه‌ی فلاکس‌ها از روش AUSM¹ استفاده شده است. همچنین برای مدل‌سازی اغتشاش نیز از مدل‌های k-ε استفاده و با حل غیرلزج مقایسه شده است. شبکه‌بندی نیز به صورت بی‌سازمان صورت گرفته و برای حرکت شبکه از الگوریتم شبکه‌بندی مجدد و ترمیمی به صورت هم‌زمان استفاده شده است.

۴. روابط حاکم

با توجه به روند حل مسئله، معادلات حاکم بر روند حل به ۳ دسته تقسیم شده که در ادامه مورد بررسی قرار گرفته است:

۴-۱. معادلات حاکم بر جریان سیال

با توجه به این که از روش حجم محدود برای مجزاسازی معادلات استفاده شده، معادلات حاکم در فرم انتگرالی ارائه شده است.

۱- معادله پیوستگی: این معادله قانون بقای جرم را بصورت زیر بیان می‌کند:

$$\int_{\Gamma} \rho \vec{V} \cdot \hat{n} d\Gamma = 0 \quad (1)$$

که در آن Γ سطح محدود کننده حجم مورد نظر، ρ چگالی، \vec{V} بردار سرعت و \hat{n} بردار یکه قائم بر سطح می‌باشد.

۲- معادله اندازه حرکت خطی: این معادله قانون دوم نیوتن را بصورت زیر بیان می‌کند:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \vec{V} d\Omega + \int_{\Gamma} \vec{V} (\rho \vec{V} \cdot \vec{n}) d\Gamma = \int_{\Gamma} -P \hat{n} dT + \int_{\Gamma} \bar{\tau} \cdot \hat{n} dT \quad (2)$$

$$+ \int_{\Omega} \rho \vec{F}_b d\Omega$$

$$\bar{\tau} = \tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

که در آن $\bar{\tau}$ تانسور تنش و \vec{F}_b نیروی حجمی به ازای واحد جرم است.

۳- معادله انتقال یک کمیت اسکالر: اگر ϕ یک کمیت اسکالر به ازای واحد جرم باشد معادله انتقال آن بصورت زیر بیان می‌شود:

$$\underbrace{\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \phi d\Omega}_{Transient} + \underbrace{\int_{\Gamma} \phi (\rho \vec{V} \cdot \hat{n}) d\Gamma}_{Convection} = \underbrace{\int_{\Gamma} \rho D (\vec{\nabla} \phi \cdot \hat{n}) d\Gamma}_{Diffusion} + \underbrace{\int_{\Omega} S_p d\Omega}_{Source} \quad (3)$$

که در آن S_p آهنگ تولید کمیت اسکالر به ازای واحد حجم و D پخشندگی مولکولی اسکالر است. معادلات (۱) و (۲) صورت خاصی از معادله (۳) می‌باشند؛ اگر ϕ برابر ۱ فرض شود و تولید و پخش کمیت صفر در نظر گرفته شوند معادله (۱) حاصل می‌شود. همین‌طور با فرض ϕ برابر \vec{V} ، عبارت $\rho D = \mu$ ، لحاظ کردن معادله پیوستگی و در نظر گرفتن اثر فشار در جمله چشمه عبارت $\vec{S}_p = \vec{\nabla}(-P\vec{I}) + \rho \vec{F}_b$ و با استفاده از قضیه گرین، معادله (۲) بدست می‌آید.

از آنجا که در کار حاضر معادلات حالت پایا مد نظر می‌باشند و در این شرایط جمله گذرا شامل $\partial/\partial t$ صفر است معادله (۳) به فرم زیر ساده خواهد شد:

$$\int_{\Gamma} \phi (\rho \vec{V} \cdot \hat{n}) d\Gamma = \int_{\Gamma} \rho D (\vec{\nabla} \phi \cdot \hat{n}) d\Gamma + \int_{\Omega} S_p d\Omega \quad (4)$$

با استفاده از نامگذاری مرسوم سلول‌ها معادله (۴) بصورت زیر گسسته می‌شوند:
 جمله چشمه:

$$\int_{\Gamma} S_p d\Omega \approx S_p \Delta\Omega \quad (5)$$

که در آن $\Delta\Omega$ حجم سلول است.
 جمله جابجایی:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\kappa) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\kappa u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\partial_t}{\partial \kappa} \right) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho\varepsilon - Y_m + S_k \quad (8)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\partial_t}{\partial \varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + S_\varepsilon + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{K} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{K} \quad (9)$$

در مدل k-ε، فرض بر این است که جریان سیال کاملاً آشفته بوده و تاثیرات ویسکوزیته مولکولی قابل صرف نظر هستند. بنابراین مدل استاندارد K-ε فقط برای جریان‌های کاملاً آشفته معتبر است.

ویسکوزیته آشفتگی با ترکیب k و ε به صورت زیر حساب می‌شود:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (10)$$

برای ثابت‌های مدل (C_{1ε}، C_{2ε}، C_μ، C_{3ε}) و غیره) مقادیر پیش فرض مشخصی در نظر گرفته شده که از آزمایشهای تجربی بدست آمده اند [38].

۲-۱. نسخه‌ی RNG k-ε

مدل RNG k-ε با استفاده از تکنیک‌های آماری بدست آمده است. این مدل در کل مشابه با مدل استاندارد K-ε بوده اما اصلاحات زیر را در بر دارد [39]:

مدل RNG یک جمله اضافی در معادله ε خود دارد که به طور قابل ملاحظه ای دقت را برای جریان‌های سرعت بالا افزایش می‌دهد. تاثیر آشفتگی گردابه‌ای در مدل RNG در نظر گرفته شده که دقت را برای جریان‌های گردابی بالاتر می‌برد.

تئوری RNG توسط یک فرمول اعداد پرانتل آشفتگی را محاسبه می‌کند در صورتی که در مدل استاندارد K-ε ثابت فرض می‌شوند.

$$\int_{\Gamma} \varphi(\rho \vec{V} \cdot \hat{n} d\Gamma) \approx \sum_{i=nf} (\rho \vec{V} \varphi)_i \cdot \hat{n}_i \Delta \Gamma_i \quad (6)$$

$nf \in \{e, w, n, s, t, b\}$

که در آن سرعت روی سطوح معلوم فرض شده است. جمله دیفیوژن:

$$\int_{\Gamma} \rho D(\vec{\nabla} \varphi \cdot \hat{n}) d\Gamma \approx \sum_{i=nf} \left(\rho D \frac{\partial \varphi}{\partial n} \right)_i \Delta \Gamma_i \quad (7)$$

$nf \in \{e, w, n, s, t, b\}$

که در آن $(\partial \varphi / \partial n)_i$ گرادیان قائم بر وجه i بوده و معمولاً با استفاده از مقادیر در مرکز دو سلول مجاور سطح (تفاضل مرکزی) محاسبه می‌شود.

برای حل معادلات می‌توان از روش‌های گوناگون عددی استفاده کرد که در این تحقیق از روش AUSM استفاده شده است.

۲-۲. مدل‌های توربولانسی k-ε

یکی از کارآمدترین مدل‌های آشفتگی دومعادله‌ای، مدل آشفتگی K-ε (استاندارد) می‌باشند که توسط لاندرو* و اسپالدینگ ارائه شده است [38]. پایداری، مقرون به صرفه بودن و دقت قابل قبول برای طیف وسیعی از جریان‌های آشفتگی دلیل محبوبیت این مدل در میان محققین بوده است. با مشخص شدن نقاط ضعف و قوت مدل K-ε، برای بهبود کارایی آن، نسخه‌های RNG K-ε و K-ε Realizable ارائه شدند.

مدل k-ε استاندارد بر مبنای مدل‌سازی معادلات انتقال برای تولید انرژی جنبشی آشفتگی (k) و نرخ اضمحلال آن (ε) می‌باشد [38]. این دو مقدار از حل معادلات ۸ و ۹ بدست می‌آیند.



این ویژگی‌ها باعث می‌شوند مدل K-E RNG برای محدوده‌های وسیع‌تری از مسائل، دقیق‌تر و قابل اطمینان‌تر از مدل استاندارد K-E باشد.

۲-۲-۴. نسخه‌ی K-E تحقق پذیر^۲

نسخه‌ی K-E تحقق پذیر [۴۰] دو تفاوت عمده با مدل K-E استاندارد دارد:

- مدل K-E تحقق‌پذیر فرمول بندی جدیدی برای ویسکوزیته آشفتگی ارائه می‌کند.
- از معادله انتقال پیشرفته‌تری برای نرخ اضمحلال (ε) استفاده می‌کند.

عبارت "تحقق پذیر" به این معنی است که این مدل معادلات ریاضی معینی را در تنش‌های رینولدز ارضا می‌کند و با فیزیک جریان‌های آشفتنه هماهنگ‌تر است. هیچکدام از مدل‌های K-E استاندارد و RNG K-E این ویژگی را ندارند. مدل K-E تحقق‌پذیر جریان جت آزاد، جریان‌های چرخشی، لایه‌های مرزی تحت گرادیان فشار معکوس، جدایش و بازچرخش جریان را به طور دقیق‌تری پیش‌بینی می‌کند.

هر دو نسخه K-E تحقق‌پذیر و RNG K-E بهبودهای اساسی را در مدل استاندارد K-E ایجاد کرده‌اند. از آن جایی که این نسخه‌ها هریک در شرایط خاصی دقت بیشتری دارند، به وضوح مشخص نیست که در کدام مسائل نسخه‌ی تحقق‌پذیر K-E کارایی بهتری از نسخه‌ی RNG دارد.

۳-۴. معادلات ۶ درجه آزادی

معادلات ۶ درجه آزادی در دستگاه‌های مختصات مختلف به صورت‌های گوناگون استفاده می‌شوند. در این تحقیق از دستگاه اینرسی استفاده شده است، زیرا انتخاب یک دستگاه ثابت کمک به ساده‌تر شدن مسئله می‌کند، همچنین مقادیر نیروها و گشتاورها به سادگی محاسبه می‌شوند. مشکلی که در این انتخاب وجود دارد

این است که، در این دستگاه مختصات، معادلات حرکات چرخشی بسیار پیچیده می‌باشد در صورتی که معادلات حرکات چرخشی در دستگاه بدنی بسیار ساده هستند. برای حل این مشکل ابتدا موقعیت اولیه ایرفویل و همچنین مقدار گشتاور با استفاده از ماتریس انتقال دستگاه‌ها به دستگاه بدنی تبدیل شده، سپس معادلات حل و مقدار سرعت زاویه‌ای در دستگاه بدنی بدست می‌آید. در انتها نیز مجدداً سرعت زاویه‌ای با استفاده از معکوس ماتریس انتقال به دستگاه بدنی منتقل می‌شود.

۵. نتایج

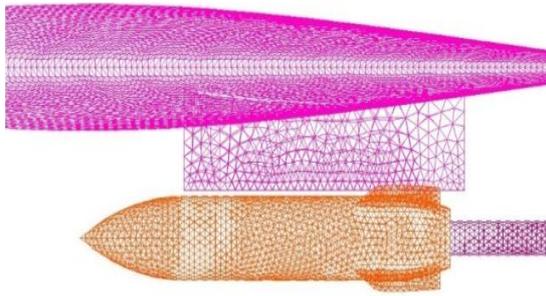
در این بخش نتایج حاصل از تحلیل عددی در حالت غیرلزج و لزج با استفاده از مقایسه شده‌اند. همچنین برای بررسی دقت و اعتبار نتایج، استقلال نتایج از شبکه‌ی محاسباتی و گام زمانی بررسی شده و نتایج با نتایج تجربی مقایسه شده است.

۵-۱. استقلال نتایج از شبکه‌ی محاسباتی

جهت بررسی استقلال نتایج از شبکه محاسباتی سه نوع شبکه‌بندی به صورت ریز، متوسط و درشت بر روی مدل گرفته که هر یک به ترتیب شامل ۲۰۰ هزار، ۶۰۰ هزار و سه میلیون سلول می‌باشند. نمودارهای موقعیت محموله از لحاظ فاصله، سرعت خطی، زوایای اوپلر و سرعت زاویه‌ای بر حسب زمان در شکل‌های ۶ الی ۹ Error! Reference source not found. برای این سه شبکه محاسباتی رسم شده و با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند.

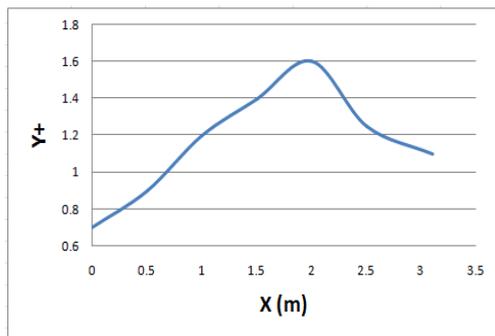
همانگونه که در نتایج مشخص است، مش متوسط تغییرات چندانی با مش ریز نداشته و بنابراین در ادامه‌ی تحلیل‌ها از این شبکه استفاده شده است. در شکل ۱۰ نمایی از شبکه‌ی متوسط نشان داده شده است.





شکل ۱۰- نمایی از شبکه‌ی متوسط

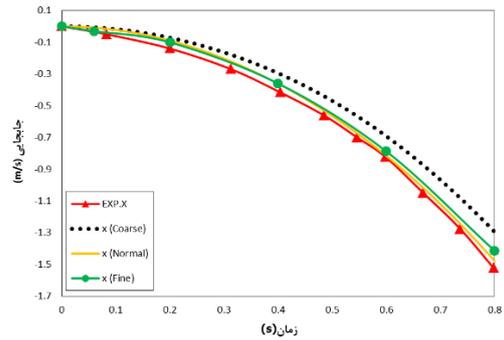
پارامتر Y^+ در شبکه‌ی مذکور روی محموله در حدود عدد یک بوده که برای استفاده از مدل‌های آشفتگی خانواده K-E مناسب می‌باشد. در شکل ۱۱، نمودار Y^+ محموله در مقطع برش طولی بین بالک‌ها بر حسب طول (X) نشان داده شده است.



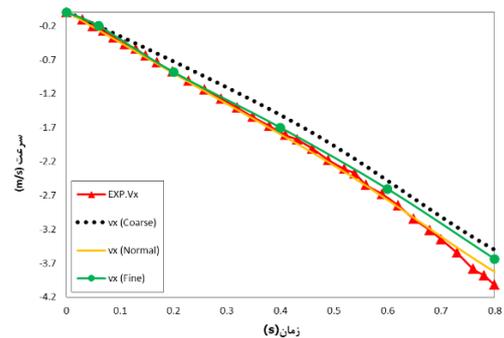
شکل ۱۱- نمودار Y^+ محموله در مقطع طولی

۲-۵. استقلال نتایج از گام زمانی

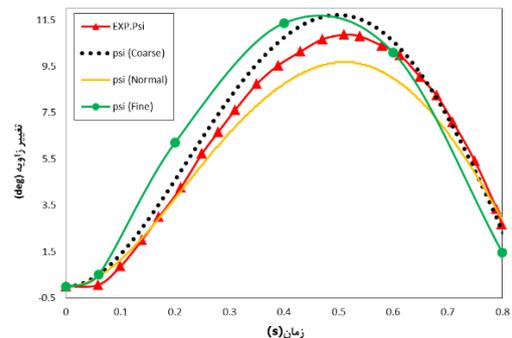
در این قسمت تاثیر گام زمانی روی نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور محاسبات در دو گام زمانی مختلف (۰/۰۰۲ و ۰/۰۰۵ ثانیه) صورت گرفته و گراف فاصله، سرعت خطی، زوایای اوپلر و سرعت زاویه‌ای بر حسب زمان در شکل ۱۲ الی ۱۵ رسم شده و با نتایج تجربی مقایسه شده‌اند.



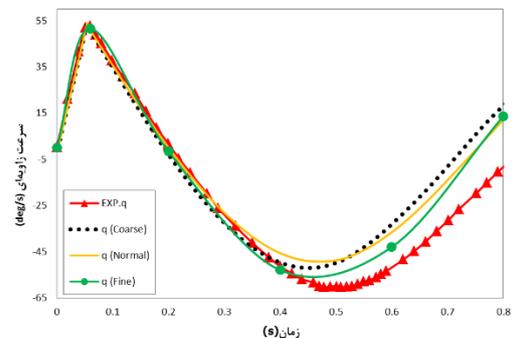
شکل ۶- جابجایی در جهت X



شکل ۷- سرعت در جهت X



شکل ۸- تغییر زاویه حول محور Z



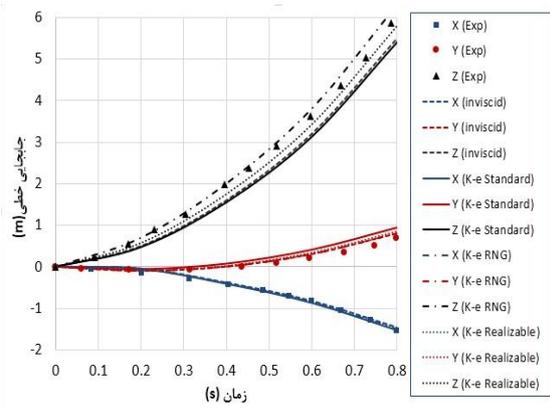
شکل ۹- سرعت زاویه‌ای حول محور Y



نتایج نشان می‌دهد کاهش گام زمانی به جز در پارامتر زاویه Phi و سرعت زاویه رول، تاثیر چندانی در نتایج ندارد. بنابراین جهت صرفه جویی در هزینه‌ی محاسباتی از گام زمانی ۰/۰۰۲ در تحلیل‌ها استفاده شده است.

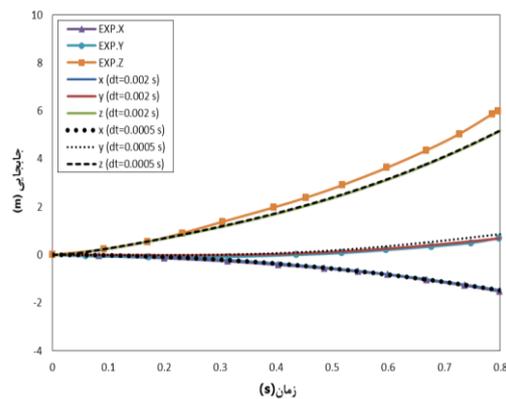
۳-۵. مقایسه‌ی نتایج لزج مدل‌های توربولانسی k-ε با حل غیرلزج:

در این بخش برای ارزیابی مدل‌های توربولانسی خانواده k-ε، نتایج حاصل از این تحلیل با نتایج حاصل از تحلیل غیر لزج مقایسه شده و دقت هر کدام نسبت به نتایج تجربی بدست آمده است. در این محاسبات از شبکه‌ی متوسط (معرفی شده در بخش ۵-۱) و همچنین گام زمانی ۰/۰۰۲ ثانیه استفاده شده است. شکل‌های ۱۶ و ۱۷ مقایسه بین نتایج صورت گرفته است. همچنین زمان محاسبات در روش‌های مختلف در جدول ۲ مقایسه شده است.

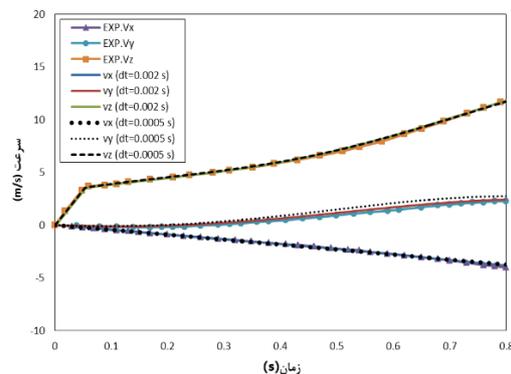


شکل ۱۶- مقایسه‌ی نتایج موقعیت خطی محموله برای حل لزج و غیر لزج

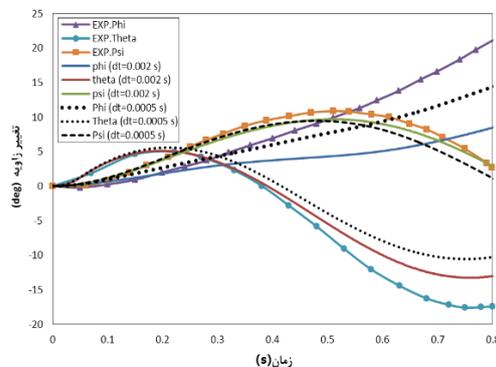
در این مقایسه زمان متوسط هر اجرا (ستون دوم) وابستگی زیادی به سخت افزار مورد استفاده و همچنین تعداد شبکه محاسباتی می‌باشد، از این رو قابل تعمیم به مسائل دیگر نیست. اما درصد اختلاف با حل غیرلزج (ستون سوم) تقریباً



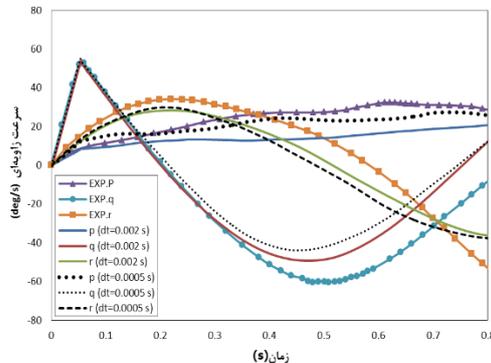
شکل ۱۲ - جابجایی خطی محموله



شکل ۱۳- سرعت خطی



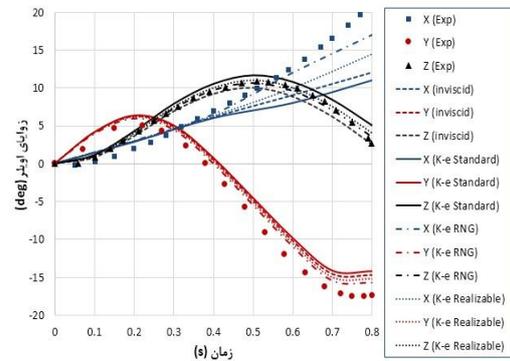
شکل ۱۴- جابجایی زاویه‌ای محموله



شکل ۱۵- سرعت زاویه‌ای محموله

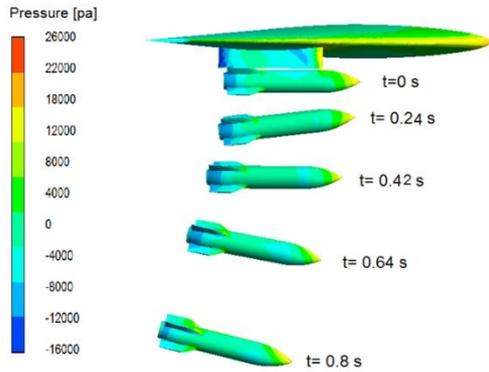


ثابت بوده و می توان آن را با دقت قابل قبولی به سایر مسائل مشابه تعمیم داد.



شکل ۱۷- مقایسه‌ی نتایج موقعیت زاویه‌ای برای حل لزج و غیر لزج

پس از آن کاهش می‌یابد. دلیل این موضوع مربوط به نیروهای اولیه رهاش محموله می‌باشد. با توجه به شکل ۴، نیروی اجکتور پشت مرکز ثقل بزرگتر از نیروی جلویی بوده و در نتیجه در زمان‌های ابتدایی حرکت محموله را تحت تاثیر قرار داده است.



شکل ۱۹- کانتور فشار محموله در زمان‌های مختلف

جدول ۲- مقایسه زمان حل

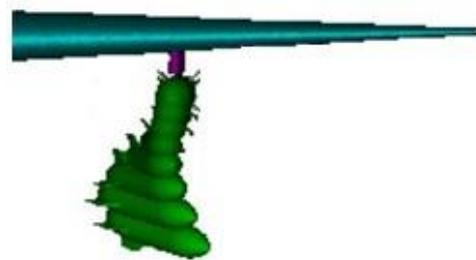
مدل آشفتگی	زمان متوسط یک اجرا (ثانیه)	درصد اختلاف با حل غیرلزج
غیرلزج	۸/۴	۰
k-ε استاندارد	۱۰/۹	۲۹/۷
RNG k-ε	۱۱/۱	۳۲/۱
Realizable k-ε	۱۱/۳	۳۴/۵

۶. نتیجه‌گیری

همانگونه که در نتایج مشخص است نتایج حل لزج با غیرلزج به استثنای نتایج رول، بر هم منطبق است. در کانال رول (شکل ۱۷) تفاوت قابل توجهی میان نتایج وجود دارد. علت این تفاوت در این است که کانال رول کاملا وابسته به نیروهای لزج می‌باشد. زیرا در این کانال نیروهای فشاری اندک بوده و نیروهای لزج کاملا غالب هستند اما کانال‌های دیگر غالبا تحت تاثیر نیروهای فشاری می‌باشند. بنابراین حل لزج پیش‌بینی دقیق‌تری از رفتار رول محموله انجام می‌دهد. با توجه به شکل ۱۷، خطای بیشینه‌ی رول در حل غیر لزج ۴۳ درصد و در بهترین حل لزج ۱۹ درصد می‌باشد. بنابراین حل لزج با استفاده از مدل توربولانسی RNG k-ε منجر به کاهش ۲۴ درصدی خطا در کانال رول شده و از طرفی موجب افزایش ۳۲ درصدی زمان محاسبات می‌گردد.

با توجه به این‌که تحلیل جدایش محموله عموما برای اطمینان از ایمنی جدایش و عدم

با استفاده از نتایج بدست آمده، حرکت کلی محموله را می‌توان به صورت شکل ۱۸ نشان داد.



شکل ۱۸- حرکت کلی محموله

همچنین در زمان‌های مختلف، کانتور فشار ترسیم شده و در شکل ۱۹ به صورت تجمعی نشان داده شده است. همان‌گونه که در شکل مشخص است، از زمان جدایش تا زمان حدود ۰/۲۵ ثانیه، زاویه محموله (θ) افزایش یافته و

- [6] V. Raghavender and R. Kannan, Computational Aerodynamic Analysis on Store Separation from Aircraft using Pylon, International Journal of Engineering Science Invention, pp. 27-31, 2014.
- [7] E.Y. Sunay, E. Gülay, and A. Akgül, Numerical simulations of store separation trajectories using the EGLIN test, Scientific Technical Review, Vol. 63, No. 1, pp. 10-16, 2013.
- [8] W.M. Chan and R.J. Gomez, Advances in automatic overset grid generation around surface discontinuities, AIAA Paper 3303, 1999.
- [9] M.J. Pandya, N.T. Frink and R.W. Noack, Progress toward overset-grid moving body capability for USM3D unstructured flow solver, 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2005.
- [10] R.W. Noack and D.A. Boger, Improvements to SUGGAR and DiRTlib for overset store separation simulations, Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Science and Exhibit, 2009.
- [11] C. Vuik, A. Saghier, G.P. Boerstoel, A fully automated Chimera methodology for multiple moving body problems, International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol.33, No. 7, pp. 919-938, 2000.
- [12] K. Anandhanarayanan, Grid-free kinetic upwind solver on chimera aloud of points, Proceedings of the West-East High Speed Flow Field Conference, 2007.
- [13] Z. Wang, R. Chen, N. Hariharan, A. Przekwas and D. Grove, A 2N Tree Based Automated Viscous Cartesian Grid Methodology for FEATURE CAPTURING, 1999.
- [14] S.M. Murman, M.J. Aftosmis, and M.J. Berger, D. Kwak, Simulations of 6-DOF motion with a Cartesian method, AIAA paper 2003-1246, 2003.
- [15] L. Tang, J. Yang and J. Lee, Hybrid Cartesian grid/grid less algorithm for store separation prediction, AIAA Paper 2010-508, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2010.
- [16] A. Cenko, F/A-18C/JDAM CFD Challenge wind tunnel and flight test results. AIAA Paper 99-0120, 1999.
- [17] A. Cenko and M. Lutton, ACFD Applications to Store Separation. ICAS Paper, 2000.
- [18] A. Cenko, R. Niewoehner and C. Ryckebusch, Evaluation of the Capabilities of CFD to Predict Store Trajectories from Attack Aircraft. ICAS paper 240, 2002.

برخورد محموله با پرندۀ مادر انجام می‌شود؛ مهمترین پارامتر در این تحلیل بررسی موقعیت Z محموله می‌باشد. همانگونه که در نتایج شکل ۱۶ مشخص است، این نتایج در حالت لزج و غیرلزج تفاوت چندانی نداشته و حل لزج تنها موجب افزایش زمان حل می‌گردد. بنابراین در چنین شرایطی حل غیر لزج مناسب‌تر است. اما در بعضی تحلیل‌ها که هدف بررسی رفتار دقیق محموله جهت تعیین مسیر حرکت محموله می‌باشد (مانند موشک‌هایی که دارای حرکت رول جهت پایداری و افزایش دقت هستند) تحلیل لزج دارای اهمیت قابل توجهی بوده، که در این شرایط حل لزج پیشنهاد می‌گردد. با توجه به این که در این تحقیق مدل‌های توربولانسی $k-\epsilon$ مورد ارزیابی قرار گرفته، پیشنهاد می‌گردد در تحقیق‌های آتی سایر مدل‌های توربولانسی $k-\omega$ رینولدز استرس و LES؛ از لحاظ دقت نتایج و زمان حل مورد ارزیابی قرار گیرند.

۷. مآخذ

- [1] S.M. Mirsajedi, S. M. H. Karimian, and M. Mani, A multizone moving mesh algorithm for simulation of flow around a rigid body with arbitrary motion, Journal of fluids engineering, Vol. 128, No. 2, pp. 297-304, 2006.
- [2] E.R. Heim, CFD wing/pylon/finned store mutual interference wind tunnel experiment. No. AEDC-TSR-91-P4. ARNOLD ENGINEERING DEVELOPMENT CENTER ARNOLD AFS TN, 1991.
- [3] D.O. Snyder, E.K. Koutsavdis and J. SR Anttonen, Transonic store separation using unstructured CFD with dynamic meshing, 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. 2003.
- [4] H.O. Demir, Computational Fluid Dynamics Analysis of Store Separation, Diss. MS Thesis, Middle East Technical University, Ankara, 2004.
- [5] E.E. Panagiotopoulos and S.D. Kyparissis, CFD Transonic store separation trajectory predictions with comparison to wind tunnel investigations, International Journal of Engineering, Vol. 3, No. 6, pp. 538-553, 2010



15 th conference in fluid dynamics, Hormozgan University, 2013, (in Persian فارسی).

- [31] M. Jafari, A.R. Toloee, S. Ghasemloo, H. Parhizkar, Simulation of store separation using low-cost CFD with dynamic meshing. *International Journal of Engineering-Transactions B: Applications*, Vol. 27, No. 5, pp. 775-784, 2013.
- [32] M.A.J. Vaziry, Ghadak F., A.R. Rezaei Mayani., Simulation of store separation using low-cost CFD with dynamic meshing. Conference on new findings in aerospace and related sciences, Tehran, 2015, (in Persian فارسی).
- [33] M.A.J. Vaziry, Ghadak F., A.R. Rezaei Mayani Numerical analysis of the simultaneous separation of several cargoes from the mother bird, Conference on new findings in aerospace and related sciences, Tehran, 2015, (in Persian فارسی).
- [33] M.A.J. Vaziry, Ghadak F., A.R. Rezaei Mayani Numerical analysis of the simultaneous separation of several cargoes from the mother bird, Conference on new findings in aerospace and related sciences, Tehran, 2015, (in Persian فارسی).
- [34] A.R. Rezaei Mayani, Ghadak F., M.A.J. Vaziry, Numerical Analysis of Multiple Separation of Cargo from Mother Bird, M.S Thesis, Imamhosein University, 2015, (in Persian فارسی).
- [35] A.R. Akrami Kiouj, S. Ghasemloo, H. Parhizgar, and A. Karimi, Predicting the trajectory of the cargo after separation from the plane using numerical calculation methods in the transonic regime, National conference of knowledge and technology of mechanical and electrical engineering of Iran, 2015, (in Persian فارسی).
- [36] A.R. Akrami Kiouj, S. Ghasemloo, H. Parhizgar, and A. Karimi, Investigating and analyzing the movement of the cargo after release from the plane using numerical calculation methods in the supersonic regime, The first international conference on mechanical and aerospace engineering, Tehran, 2015, (in Persian فارسی).
- [37] M. Dehghan, A.R. Davari and M.D. Manshadi, Numerical investigation on the weight, speed, and installation location effects on fuel tank separation trajectory, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 231, No. 13, 2016.
- [38] B.E. Launder and D.B. Spalding, *Lectures in Mathematical Models of Turbulence*, Academic Press, London, England, 1972.
- [19] Cenko, A., D. Grove, and J. Lee. IHAAA Applications to Store Separations, 25th International Congress of the Aeronautical Science, 2006.
- [20] A. Cenko, One CFD calculation to end point flight testing: (Has CFD finally replaced the wind tunnel?), *Aeronautical Journal- New Series*, Vol 110, No. 1109, pp. 436-446, 2006.
- [21] R.A. Johnson, M.J. Stanek and J.E. Grove, Store separation trajectory deviations due to unsteady weapons bay aerodynamics. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2008-188, Reno, NV, 2008.
- [22] T. Berglind and L. Tysell, Numerical Investigation of the Impact of Maneuver on Store Separation Trajectories, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2010-4241, Chicago, Illinois, 2010.
- [23] J. Gong, Z. Zhou, and B. Liu, Using the unstructured dynamic mesh to simulate multi-store separating from aircraft. *Procedia Engineering*, Vol. 16, 572-580, 2011.
- [24] F. Xue, Y. Wang and H. Qin, Derivation and validation of wind tunnel free-flight similarity law for store separation from aircraft, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 97, 2020.
- [25] B.Y. Yildirim, G. Demir, and O. Ayhan. Computational Fluid Dynamics Modeling of a Mortar Bomb Separation from a Fixed-Wing Aircraft. AIAA SciTech 2020 Forum, Orlando, FL, 2020.
- [26] M.D. Manshadi, A.R. Mostofizade and M. A. J. Vaziri, Experimental set-up for 2D cargo release test in subsonic wind tunnel, *Arabian Journal for Science and Engineering*, Vol. 42, No. 5, 2157-2166, 2017.
- [27] M. A. J. Vaziri, A.R. Mostofizade, and M.D. Manshadi, Parametric Study of Movement Path in Two-dimensional Wing Flow Separation: Experimental Investigation, *International Journal of Engineering*, Vol. 30, No. 9, pp. 1401-1407, 2017.
- [28] M. Mirzaei, Shadaram A., and Najafinia, Numerical Study on the Separation of a several stages missiles, 9 th conference in fluid dynamics. 2004. (in Persian فارسی)
- [29] R. Mokhtarpour, M. M. Alishahi, and B. Jaefarzadeh, Aerodynamic Numerical Analysis of Separation in a Wing-Pylon Configuration. 15 th conference of mechanics, 2007. (in Persian فارسی)
- [30] S. Shamsadin, M. H. Moghadas, and A.R. Babaei, Flight path simulation of safe separation of air cargo based on viscous numerical solution with dynamic meshing,



- [39] V. Yakhot and S. A. Orszag, Renormalization Group Analysis of Turbulence: I. Basic Theory, Journal of Scientific Computing, Vol. 1, pp. 3-51, 1986.
- [40] T.H. Shih, W.W. Liou, A. Shabbir, Z. Yang, and J. Zhu, A New k-(Eddy Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation, Computers & Fluids, Vol. 24, No. 3, pp. 227-238, 1995.

۸. پی‌نوشت

1. Advanced Upstream Splitting Method
2. K- ϵ Realizable

۲۰

سال ۱۳ - شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



مجموله از بال دلتا در جریان گذر صوت
ارزیابی مدل‌های آشفتگی k- ϵ در تحلیل عددی جدایش یک