

تحلیل ماموریت سامانه لغو پرتاب یک فضاپیمای سرنشیندار به کمک شبیه سازی مسیر و مدلسازی عددی آیرودینامیک

میثم محمدی امین^{*}، نیما کریمی^۲، معین محمودزاده انتظاری^۳، محمدعلی فارسی^۴

۱. استادیار مهندسی مکانیک - تبدیل انرژی، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران
 ۲. کارشناس ارشد مهندسی هوافضا - آیرودینامیک، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران
 ۳. فارغ التحصیل دکتری مهندسی هوافضا - آیرودینامیک، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران
 ۴. دانشیار مهندسی مکانیک، گروه استاندارد و قابلیت اطمینان، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم تحقیقات و فناوری، تهران، ایران
- (دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۶/۰۳ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۸/۱۰)

چکیده

هدف از پژوهش حاضر، تحلیل دینامیک پرواز سامانه لغو پرتاب متصل به فضاپیمای سرنشیندار زیرمداری در مرحله طراحی مفهومی است. برای این منظور پس از بررسی انواع پیکربندی‌های متداول و براساس ملاحظات مأموریتی، دو نوع پیکره بندی اصلی انتخاب و تحلیل‌های گوناگون برای ارزیابی عملکرد آیرودینامیکی در رژیم‌های جریان و سناریوهای عملیاتی مختلف بر روی آنها صورت گرفت. همچنین اثر جت‌های خروجی از نازل‌های موتور سامانه لغو پرتاب بر جریان حول سامانه نیز مورد مطالعه قرار گرفت. شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهد که پیکربندی دارای اتصال خرپا و نازل‌های قرار گرفته در قسمت پایین سامانه لغو پرتاب در شرایط پروازی مختلف پسای به نسبت کمتری دارد. اما تداخل کمتر جت‌های خروجی با بدنه، پیکربندی با اتصال آداپتور و نازل‌های قرار گرفته در بالا را مطلوب‌تر می‌سازد. پسای افزوده در این پیکربندی نیز که عمدتاً ناشی از چهار نازل بیرون‌زده از بدنه است با بازطراحی موتور فرار و نازل‌های آن تا حد زیادی کاهش می‌یابد. بر این اساس یک پیکربندی نهایی به عنوان طرح مفهومی سامانه لغو پرتاب فضاپیمای سرنشیندار مورد نظر پیشنهاد شده است. با توجه به محاسبات آیرودینامیکی صورت گرفته، شبیه سازی دینامیک پرواز برای سنجش صحت مسیر طراحی شده انجام شد، که نتایج بدست آمده نشان می‌دهد طراحی آیرودینامیکی پیکربندی توانسته است به خوبی نیازمندی‌های مسیر پروازی را پوشش دهد.

واژه‌های کلیدی: دینامیک پرواز، دینامیک سیالات محاسباتی، سامانه لغو پرتاب، طراحی آیرودینامیکی، فضاپیمای سرنشیندار.

Mission Analysis of Launch Abort System of a Manned Spacecraft via Trajectory Simulation and Aerodynamic Numerical Modelling

Meisam Mohammadi Amin*, Nima Karimi, Moein Mahmoodzadeh and Mohammad Ali Farsi

Abstract

The purpose of the presented work is to analysis flight dynamic of launch abort system of a manned spacecraft in the conceptual stage of development. To this goal, through studying of various conventional configurations and based on the mission considerations, two main variants are selected and several analyses are performed on them for the evaluation of aerodynamic performance in different flow regimes and operational scenarios. Moreover, the effect of exhaust jets of scape tower nozzles on the flow pattern around launch abort system is investigated. The results of simulations indicate that the strut-based low-mounted nozzle configuration has lower drag force in different flight conditions. On the other hand, less interaction between the exhaust jets and spacecraft body is favorably observed for the adaptor-based high-mounted nozzle configuration. The second variant has extra drag due to four projected nozzles that can be handled via redesigning of scape rocket and its nozzles. Accordingly, the final concept of launch abort system of considered manned spacecraft is proposed. Based on the aerodynamic solutions, flight dynamic simulations are carried out for the assessment of designed flight path and the results show that the presented aerodynamic configuration has met the flight path requirements of launch abort mission.

Key words: *Flight Dynamics, CFD, Launch Abort System, Aerodynamic Design, Manned Spacecraft.*

مقدمه

در فضاپیماهای سرنشین‌دار، نجات جان سرنشین توسط سامانه لغو پرتاب در شرایط اضطراری، یکی از مهم‌ترین مراحل عملیات می‌باشد. طراحی این سامانه با توجه به داشتن نسبت طول به قطر بالا، وجود جت‌های خروجی موتور و بحرانی شدن دما و رفتار سیال در میدان جریان، از منظر آیرودینامیکی، دارای اهمیت است. سامانه لغو پرتاب (LAS)^۱ یا برج فرار اضطراری که معمولاً در قسمت بالای فضاپیما قرار می‌گیرد، در هنگام بروز سانحه تا پیش از خاموشی حامل در فاز اوجگیری، می‌بایست قادر باشد واحد سرنشین یا محموله را از حامل جدا و دور نماید. شکل ۱ سامانه فرار اضطراری فضاپیمای آپولو را نشان می‌دهد [۱]. طراحی سامانه لغو پرتاب معمولاً پس از نهایی شدن طرح پیکربندی محفظه سرنشین آغاز می‌شود و به طور معمول شامل چند موتور برای دور کردن فضاپیما از حامل در هنگام سانحه است. برای انجام عملیات فرار اضطراری در وضعیت موتور روشن حامل، سامانه لغو پرتاب، می‌بایست شتابی بیش از شتاب حامل تولید نماید تا در مدت زمان کوتاهی بتواند واحد سرنشین را از حامل جدا کند. با توجه به اینکه می‌بایست در مدت زمان کوتاهی به شتاب بالایی رسید، موتورهای سوخت جامد که شتاب بالاتری نسبت به موتورهای سوخت مایع دارند، انتخاب مناسب‌تری برای سامانه لغو پرتاب می‌باشند. به همین دلیل یکی از چالش‌های مهم در طراحی سامانه لغو پرتاب، نحوه جانمایی موتور فرار و نازل‌های آن و رفتار جریان سیال حول وسیله حین مانور فرار می‌باشد.

برای بررسی رفتار جریان سیال حول سامانه لغو پرتاب، تا کنون از هر دو روش حل عددی و تجربی، استفاده شده است. طی دهه ۷۰ در روند توسعه سامانه لغو پرتاب فضاپیمای آپولو، چندین آزمایش تجربی بر روی این سامانه برای به دست آوردن مشخصات آیرودینامیکی انجام شد. این نتایج در طراحی و تحلیل سامانه لغو پرتاب آپولو، کاربرد فراوانی داشت [۲ و ۳]. در سال ۲۰۰۸ ویلیام چان و همکارانش از ناسا، با استفاده از حل عددی، جریان سیال حول دو واریانت مختلف را با موتور کشنده و موتور دورچین، تحلیل نمودند. در این تحقیق، ضرایب آیرودینامیکی برای دو واریانت محاسبه و با یکدیگر مقایسه گردید [۴]. پس از آن، چان و همکارانش، با استفاده از اصل برهم‌نهی آثار، پدیده‌های مختلف از جمله اثرات جت خروجی

موتورها و جدایش را با استفاده از حل عددی شبیه‌سازی نمودند و یک پایگاه داده غیرلج را برای فضاپیمای اورایون ایجاد نمودند [۵]. در سال ۲۰۱۱، شیلد و همکارانش از مرکز تحقیقاتی ایمرز، سامانه لغو پرتاب فضاپیمای اورایون را با استفاده از روش حل عددی شبیه‌سازی نمودند. در این شبیه‌سازی که در حالت موتور روشن انجام شد، علاوه بر در نظر داشتن گازهای خروجی موتور فرار، ضرایب آیرودینامیکی نیز استخراج گردید [۶]. همچنین در سال ۲۰۱۱، وانگ و همکارانش در ژاپن، جدایش یک جسم به شکل کپسول را از سامانه لغو پرتاب با در نظر گرفتن تداخلات جت‌های خروجی از موتور فرار، شبیه‌سازی نمودند [۷]. در سال ۲۰۱۶ طی گزارشی که توسط مرکز فناوری جرجیا منتشر شده است روند کامل طراحی سیستم لغو پرتاب فضاپیمای اورایون مورد بررسی قرار گرفته است [۸]. در این تحقیق پس از طراحی، شبیه‌سازی عددی حول سامانه انجام شده است و رفتار آیرودینامیکی وسیله از جمله جت‌های خروجی و جدایش جریان به عنوان پارامترهای تأثیرگذار در روند طراحی مورد بررسی قرار گرفته است. در سال ۲۰۱۷، تیمی از پژوهشگاه هوافضا پژوهشی را در خصوص توسعه یک سیستم کنترل وضعیت غیرخطی برای یک فضاپیمای سرنشین‌دار انجام دادند [۹]. در این تحقیق کنترل وضعیت در دو کانال پیچ و رول صورت گرفت. همچنین در سال ۲۰۱۷ اختراعی توسط یک تیم دولتی در ایالات متحده ثبت شده است که در آن یک آداپتور به عنوان اتصال‌دهنده سازه‌ای به فضاپیما متصل شده و می‌تواند به عنوان سیستم لغو پرتاب عمل کند [۱۰]. در این سیستم به دلیل نصب نازل‌ها در پایین اثرات مخرب جت‌های خروجی جریان از بین می‌رود. در جدیدترین تحقیق منتشر شده توسط ناسا، یک سیستم لغو پرتاب خلاقانه برای فضاپیمای جدید و در دست کار آرتمیس مورد استفاده قرار گرفته است. در این سیستم، پایین آوردن ریسک و راحتی در دسترسی و مونتاژ جز پارامترهای اصلی طراحی بوده است. در این تحقیق کونینگ و همکارانش در ناسا، روشی خلاقانه در یکپارچه سازی و مونتاژ فضاپیمای آرتمیس ارائه کردند که این روش می‌تواند هزینه و ریسک ماموریت لغو پرتاب را کاهش دهد [۱۱]. این تحقیقات با بکارگیری حل عددی آیرودینامیک برای بررسی تأثیر تداخل جت‌های موتور سامانه لغو پرتاب و بارهای ناپایای وارد بر سازه این سامانه همچنان ادامه دارد [۱۲].

^۱ Launch Abort System

در پژوهش حاضر طراحی ماموریت زیرمداری یک سامانه لغو پرتاب برای فضاپیما سرنشیندار انجام شده است. برای این منظور با دو روش متفاوت دینامیک پرواز و شبیه سازی مسیر انجام شده است که در روش نخست ضرایب آیرودینامیکی به صورت خطی و بر اساس مدل‌های موجود تخمین زده شده است و در روش دوم این ضرایب از طریق شبیه سازی عددی بدست آمده است. نوآوری مقاله حاضر به موضوع مقاله بازمی‌گردد جاییکه یک سامانه هوفضایی پیچیده به کمک دو ابزار شبیه سازی عددی و شبیه سازی مسیر تحلیل شده است و تلاش گردیده طراحی سامانه به شکل بهینه بر اساس پارامترهای موجود انجام شود.

انتخاب پیکربندی سامانه لغو پرتاب

به طور معمول سامانه لغو پرتاب در قسمت بالای فضاپیما قرار می‌گیرد و شامل چهار بخش اصلی موتور فرار، موتور جتیسون (جدا ساز)، موتور کنترلی و بخش کانارد می‌باشد. با توجه به دارا بودن چند موتور سوخت جامد در پیکربندی، بررسی رفتار سیال حول وسیله در دو حالت موتور روشن و موتور خاموش، از اهمیت بالایی برخوردار بوده و تاثیر زیادی بر روی طراحی این سامانه دارد. بررسی جت‌های خروجی موتور فرار، تحلیل پیکربندی از نظر نیروی پسا و تحلیل پایداری با توجه به موقعیت مرکز فشار و مرکز جرم از جمله مهم‌ترین مواردی است که در طراحی سامانه لغو پرتاب می‌بایست مدنظر قرار گیرد. به طور کلی دو نوع واریانت برای پیکربندی سامانه لغو پرتاب وجود دارد. در واریانت نخست که بیشتر در فضاپیماهای قدیمی از جمله مرکوری و آپولو مورد استفاده قرار گرفته است، برای جلوگیری از برخورد جت‌های خروجی موتور فرار، از یک سازه خربایی به شکل برج، استفاده می‌شود. در این واریانت، نازل‌های موتور فرار در قسمت پایین برج قرار می‌گیرد که این امر موجب تداخل جت‌های خروجی موتور با بخش سرنشین می‌شود. مزیت این پیکربندی، سادگی طراحی، کاهش تداخلات با فضاپیما و افزایش ارتفاع می‌باشد. شکل ۲، شماتیک این پیکربندی را نشان می‌دهد.

در واریانت دوم، که بیشتر در فضاپیماهای جدید از جمله اورایون، مورد استفاده قرار گرفته، به جای بهره بردن از سازه خربایی، نازل‌های موتور فرار به قسمت فوقانی وسیله منتقل شده است. برای جلوگیری از برخورد جت‌های خروجی موتور فرار، محافظ حرارتی یا آداپتور، به قسمت پایینی سامانه لغو

پرتاب اضافه شده است. در این واریانت، با توجه به عدم وجود فضای کافی برای خروج گازهای خروجی موتور فرار با سرعت بالا، نازل‌ها به صورت بیرون زده قرار می‌گیرند. مزیت این واریانت، عدم نیاز به سازه خربایی با طول زیاد و کاهش طول کلی سامانه لغو پرتاب می‌باشد. شکل ۳ نیز شماتیک این نوع پیکربندی را نشان می‌دهند. زاویه نصب نازل‌ها، در هر دو پیکربندی، در حدود ۳۰ درجه در نظر گرفته شده است. این زاویه با توجه به دو فاکتور جلوگیری از برخورد جت‌های خروجی به بدنه و جلوگیری از افت عملکرد موتور در نظر گرفته می‌شود. در واقع افزایش زاویه نصب نازل‌ها، موجب کاهش نیروی موثر موتور در راستای محوری و کاهش نیروی پیشران کل شده و کاهش زاویه موجب برخورد جت‌های خروجی موتور به بدنه فضاپیما و یا سامانه لغو پرتاب می‌شود. در ادامه، جریال سیال بر روی این دو پیکربندی با استفاده از یک حل‌گر تجاری تحلیل شده و نتایج مورد ارزیابی قرار گرفته است. جدول ۱، مشخصات فنی اولیه برای سامانه لغو پرتاب دو واریانت موجود را نشان می‌دهد.

جدول ۱- مشخصات فنی دو واریانت منتخب

| پارامتر | واریانت ۱ | واریانت ۲ |
|---------------------------------------|-----------|-----------|
| قطر (میلی متر) | ۳۶۰ | ۳۶۰ |
| طول (میلی متر) | ۵۰۰۰ | ۴۰۰۰ |
| تراست موتور فرار (کیلونیوتن) | ۱۴۷۱۱۵ | ۱۴۷۱۱۵ |
| تعداد نازل‌های موتور فرار | ۴ | ۴ |
| زاویه نازل‌ها نسبت به خط مرکزی (درجه) | ۳۰ | ۳۰ |

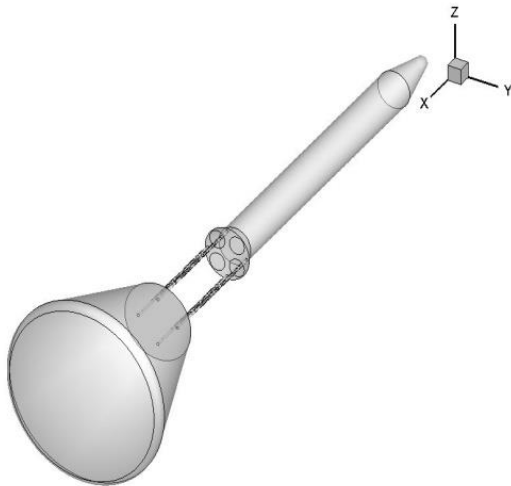
دینامیک پرواز و تخمین سناریوی سامانه لغو پرتاب

عملیات فرار اضطراری، در هنگام بروز سانحه از لحظه قرارگیری بر روی لانچر تا حین فاز اوجگیری در فاز موتور روشن حاصل ادامه خواهد داشت. در حالت کلی، دو سناریو برای سامانه لغو پرتاب وجود دارد که عبارتند از سناریوهای نرمال (نامی) پرواز و فرار اضطراری (غیر نامی) [۱۳ و ۱۴].

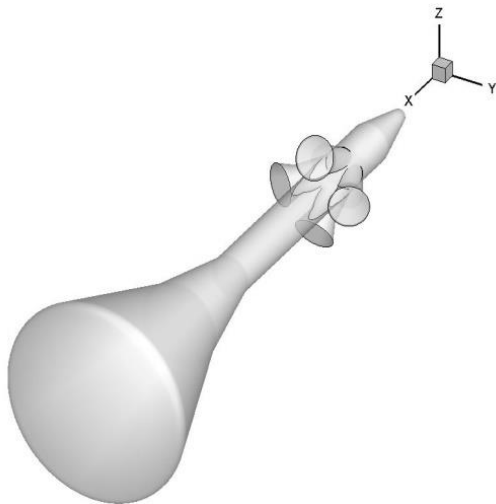
محاسبه ارتفاع اوج در حالت موتور روشن

در انجام عملیات لغو سکو، سامانه لغو پرتاب دو مرحله موتور روشن و حرکت بالستیک را طی می‌نماید، بدین ترتیب که پس از ۳ ثانیه پرواز موتور روشن، موتور فرار خاموش شده و سامانه فرار یک حرکت بالستیک را انجام می‌دهد. محاسبات ابتدایی

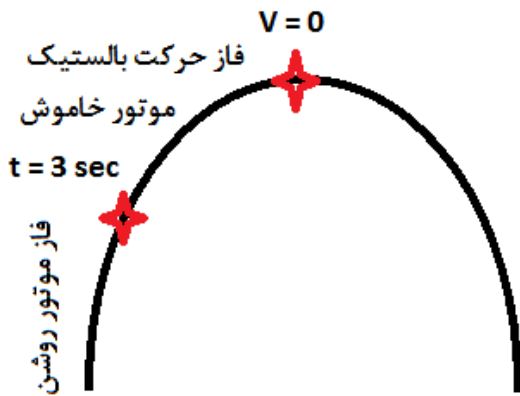
^۲ Nominal and Off-nominal



شکل ۲- تصویر شماتیک واریانت ۱ طراحی



شکل ۳- تصویر شماتیک واریانت ۲ طراحی



شکل ۴- شماتیک مسیر پرواز عملیات لغو سکو

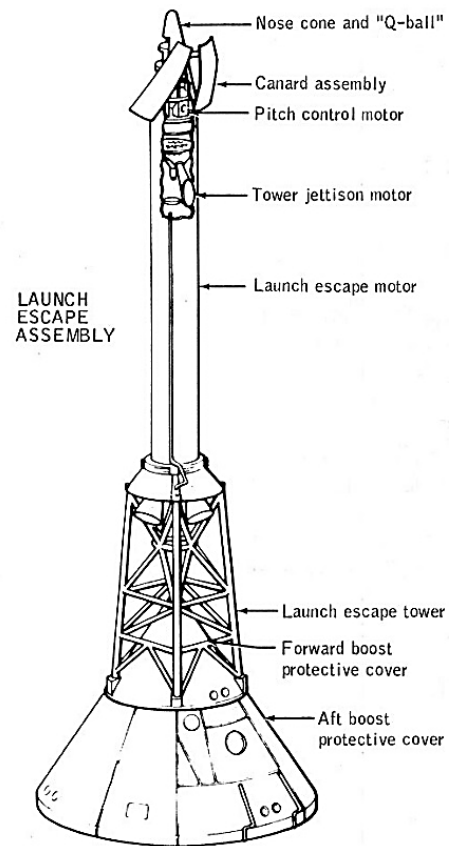
برای شبیه‌سازی مسیر سامانه فرار نیز به دو قسمت موتور روشن و موتور خاموش تقسیم شده و برای هر یک جداگانه شبیه‌سازی انجام می‌شود. برای انجام محاسبات اولیه برای حالت موتور روشن، یک تقریب اولیه نسبت به ارتفاع اوج با در نظر گرفتن دو فرض عدم وجود نیروی پسا، و شتاب ثابت برای موتور فرار انجام می‌شود. برای شبیه‌سازی اولیه مسیر پرواز، با در نظر گرفتن شتاب ثابت 10g، و با استفاده از رابطه (۱) خواهیم داشت.

$$\Delta y = \frac{1}{2}at^2 + v_0t \quad (1)$$

که در رابطه (۱)، سرعت اولیه را صفر در نظر گرفته و تغییر ارتفاع و سرعت در شرایط موتور روشن با توجه به رابطه (۲) و با فرض شتاب ثابت، برابر خواهد بود با:

$$V^2 - V_0^2 = 2a\Delta y \quad (2)$$

شکل ۴ شماتیک مسیر پرواز سامانه لغو پرتاب در عملیات لغو سکو را نشان می‌دهد.



شکل ۱- تصویر سامانه فرار اضطراری فضایی آپولو [۱]

$$-F_D \cos(\beta) = m \frac{d_x^2}{dt^2} \quad (3)$$

$$-mg - F_D \sin(\beta) = m \frac{d_y^2}{dt^2} \quad (4)$$

در حالی که نیروی پسا از رابطه ۵ حاصل می‌شود:

$$F_D = C_d A_f \rho_{air} \frac{V^2}{2} \quad (5)$$

که در آن A_f بزرگترین سطح مقطع دایروی جسم (برای سیستم فرار)، و C_d ضریب پسا بدون بعد است. برای محاسبه این ضریب، کدی به صورت خودکار توسعه داده شده است که قادر است با استفاده از میانبایی ضریب پسا را تابعی از عدد ماخ محاسبه کند. برای حل دستگاه معادله دیفرانسیل معادلات ۳ و ۴ به صورت عددی از نرم‌افزار MATLAB و تابع ODE45 استفاده می‌شود. از آنجا که این تابع فقط اجازه یک بار انتگرال گیری می‌دهد، می‌توان دو معادله دیفرانسیل مرتبه دوم را به چهار معادله دیفرانسیل مرتبه یک تبدیل کرده و از تابع مذکور استفاده نمود. برای تشکیل معادلات نیاز است سرعت در دو راستای x ، y به صورت معادله ۶ تجزیه شود:

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2} = \sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2} \quad (6)$$

برای انجام محاسبات از دو رابطه مثلثاتی زیر استفاده می‌شود:

$$\cos(\beta) = \frac{v_x}{v} = \frac{\dot{X}}{\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}} \quad (7)$$

$$\sin(\beta) = \frac{v_y}{v} = \frac{\dot{Y}}{\sqrt{\dot{X}^2 + \dot{Y}^2}} \quad (8)$$

با توجه به چهار معادله دیفرانسیل مرتبه اول موجود نیاز به ۴ شرط اولیه است. از آنجا که شبیه‌سازی پس از خاموش شدن موتور انجام شده است، شروط اولیه از ارتفاع و سرعت پایان سوزش با در نظر گرفتن جرم ۱۵۰۰ کیلوگرم بدست می‌آید. همچنین چگالی هوا در هر لحظه بر حسب ارتفاع میانبایی خواهد شد و تغییر آن در محاسبات لحاظ شده است. مدل استفاده شده برای محاسبه چگالی هوا بر حسب ارتفاع از سطح زمین مدل اتمسفر COESA است.

با توجه به روابط ذکر شده و فرضیات در نظر گرفته شده، ارتفاع وسیله و سرعت در پایان زمان سوزش به شرح زیر می‌باشد:

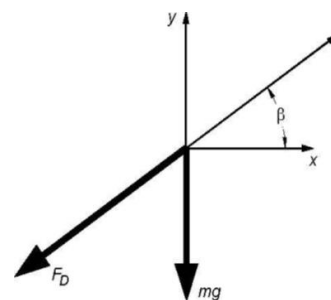
ارتفاع در پایان زمان سوزش: ۴۴۱/۴۵ متر

سرعت در پایان زمان سوزش: ۲۹۴/۳ متر بر ثانیه

از این محاسبه اولیه به عنوان ورودی شبیه سازی پروازی در حالت‌های مختلف استفاده می‌شود.

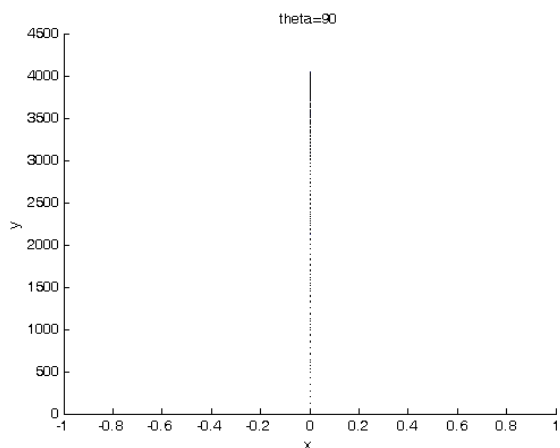
شبیه‌سازی مسیر پس از خاموشی موتور فرار

برای شبیه‌سازی مسیر در قسمت حرکت بالستیک، از داده‌های پایان خاموشی موتور به عنوان داده‌های اولیه حرکت بالستیک استفاده می‌شود. با توجه به الزام طراحی، سامانه لغو پرتاب می‌بایست برد افقی دو کیلومتر را در عملیات فرار اضطراری روی سکو ایجاد نماید، لذا با توجه به اینکه سیستم پس از خاموشی موتور فرار در حالت غیرفعال قرار می‌گیرد می‌بایست قادر باشد مابقی مسیر خود را به صورت بالستیکی طی کند تا الزام ایجاد فاصله ۲ کیلومتر را برآورده کند. لذا در این بخش، شبیه‌سازی مسیر اولیه با زاویه پایان خاموشی موتور در زوایای مختلف انجام شده تا زاویه مورد نظر برای پایان خاموشی تخمین زده شود. برای یک وسیله پرتابی که در جو پرواز می‌کند، دو نیرو اهمیت دارد: نیروی وزن پرتابه و نیروی پسا ناشی از پرواز جوی که این نیرو دقیقاً برخلاف جهت بردار سرعت است. زاویه پرواز همانطور که در شکل آورده شده است با β مشخص شده و جهت مثبت آن زمانی است که بالای محور افقی است. این زاویه از لحظه پرتاب تا رسیدن به نقطه اوج در حال کاهش به سمت صفر است و در فاز بازگشت این زاویه منفی خواهد بود. دیاگرام نیروها به صورت شکل ۵ می‌باشد.

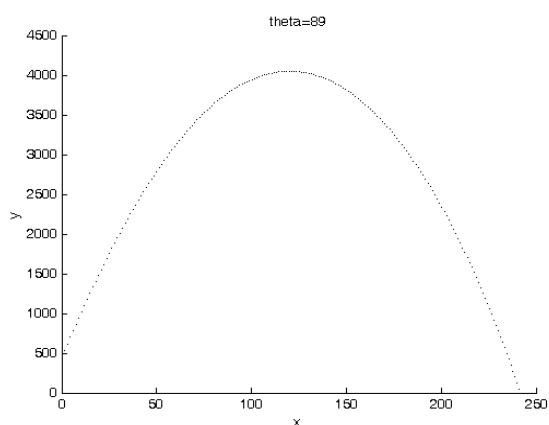


شکل ۵- دیاگرام نیروهای وارد به وسیله

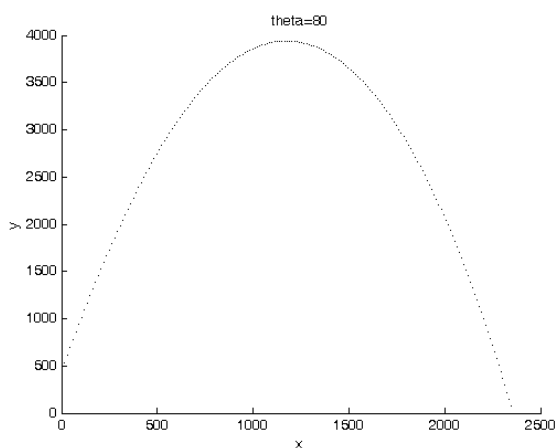
معادله حرکت در دو جهت x ، y به صورت دو معادله ۳ و ۴ است:



شکل ۶- شبیه‌سازی مسیر پرواز با زاویه ۹۰ درجه در پایان زمان سوزش (برحسب متر)



شکل ۷- شبیه‌سازی مسیر پرواز با زاویه ۸۹ درجه در پایان زمان سوزش (برحسب متر)



شکل ۸- شبیه‌سازی مسیر پرواز با زاویه ۸۰ درجه در پایان زمان سوزش (برحسب متر)

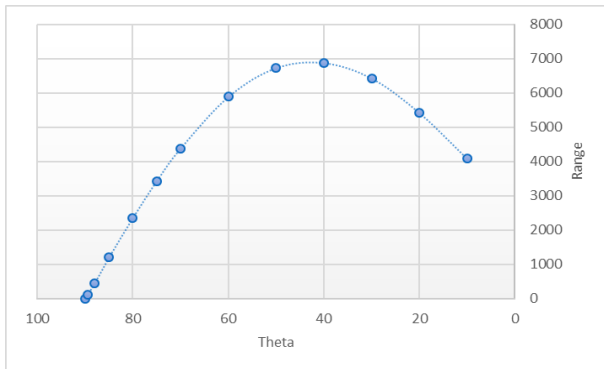
نتایج شبیه‌سازی مسیر برای زوایای مختلف در ادامه آورده شده است، ارتفاع اوج و برد در هر یک از نمودارها قابل شناسایی است. شکل‌های ۶ تا ۱۰ شبیه‌سازی مسیر در پایان خاموشی موتور فرار را نشان می‌دهد. از نمودار شکل ۶ مشاهده می‌شود، در صورتی که در پایان سوزش، فضاپیما و سامانه لغو پرتاب، زاویه‌ای نسبت به خط عمود نداشته باشند، ۴ کیلومتر ارتفاع را از سطح زمین کسب می‌کنند. این ارتفاع با شبیه‌سازی مسیر اولیه انجام شده و به نظر می‌رسد با اضافه شدن نیروی پسای واقعی به محاسبات این ارتفاع اوج، کاهش خواهد یافت. همچنین با بررسی ادامه نمودارهای فوق می‌توان دریافت شکل ۸ که شبیه‌سازی مسیر در زاویه مسیر ۸۰ درجه در پایان سوزش را نشان داده، می‌تواند هر دو الزام ارتفاع ۱۰۰۰ متر و برد افقی ۲۰۰۰ متر در عملیات لغو روی سکو را ارضا می‌نماید.

لذا به طور تقریبی می‌توان گفت، سامانه لغو پرتاب در پایان زمان سوزش موتور در عملیات لغو سکو، باید زاویه ۱۰ درجه را نسبت به خط افق داشته باشد. نمودارهای مربوط به ارتفاع اوج و برد افقی برای زوایای مسیر مختلف در دو شکل ۱۱ و ۱۲ آورده شده است. خلاصه نتایج در جدول ۱ آورده شده است:

جدول ۱- نتایج شبیه‌سازی مسیر

| زاویه اولیه نسبت به افق | ارتفاع اوج (متر) | برد (متر) |
|-------------------------|------------------|-----------|
| ۹۰ | ۴۰۵۰ | ۰ |
| ۸۹/۵ | ۴۰۴۹ | ۱۲۰/۱۴ |
| ۸۹ | ۴۰۴۸ | ۲۴۲/۲ |
| ۸۸ | ۴۰۴۵ | ۴۴۸/۲۵ |
| ۸۵ | ۴۰۲۲ | ۱۲۰۱ |
| ۸۰ | ۳۹۴۰ | ۲۳۵۷ |
| ۷۵ | ۳۸۰۶ | ۳۴۳۵ |
| ۷۰ | ۳۶۲۶ | ۴۳۸۶ |
| ۶۰ | ۳۱۵۲ | ۵۸۹۱ |
| ۵۰ | ۲۵۷۶ | ۶۷۳۰ |
| ۴۰ | ۱۹۶۵ | ۶۸۷۷ |
| ۳۰ | ۱۳۸۶ | ۶۴۲۶ |
| ۲۰ | ۸۹۹ | ۵۴۱۶ |
| ۱۰ | ۵۶۵ | ۴۰۸۰ |

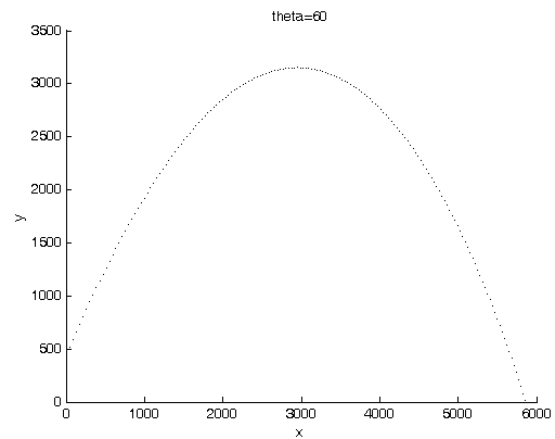
درجه از شکل ۱۲ می توان مشاهده نمود، برد افقی افزایش یافته و از زاویه ۴۵ درجه به بعد، برد افقی نیز کاهش می یابد. در ادامه با حل عددی نتایج نیروهای آیرودینامیکی با دقت بالاتری وارد حل شده و طراحی ماموریت مجددا انجام می شود.



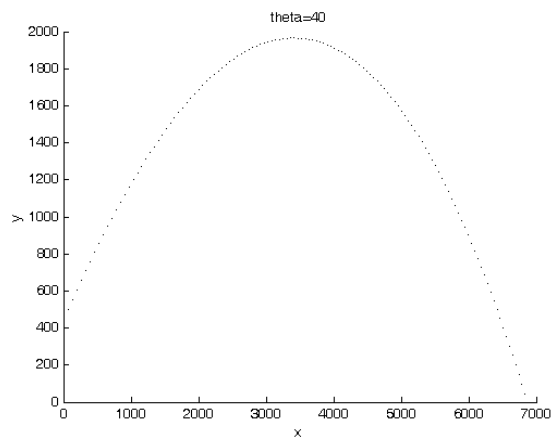
شکل ۱۲- نمودار برد افقی برحسب زاویه مسیر در پایان سوزش

شرایط جریان در حل عددی آیرودینامیکی

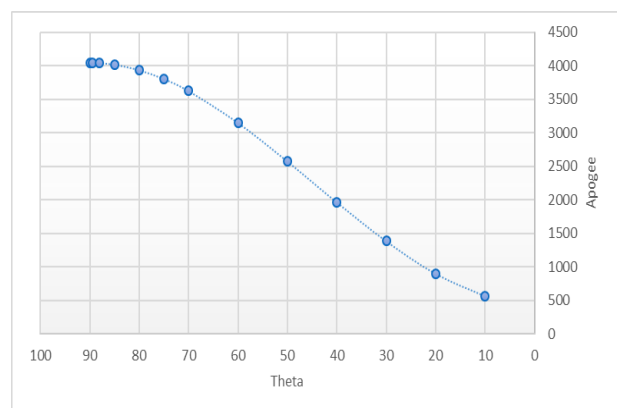
با بررسی پاکت پروازی سامانه لغو پرتاب مشاهده می شود، این سامانه می بایست از لحظه قرارگیری بر روی سکوی پرتاب تا ارتفاع ۴۰ کیلومتری از سطح زمین، از رژیم جریان فروصوت تا فراصوت، در معرض جریان سیال قرار گیرد. در این رژیم جریان سامانه لغو پرتاب می بایست قادر باشد در هر لحظه شرایط لازم را برای انجام عملیات فرار آماده نموده و به محض دریافت فرمان لغو، فاصله لازم از حامل را در مدت زمان کوتاهی ایجاد کند. برای بررسی تمامی حالات پاکت پروازی، جریان سیال از رژیم فروصوت تا فراصوت بر روی وسیله حل شده و شرایط مختلف از جمله ارتفاع در آن لحاظ گردیده است. شرایط مرزی میدان فشار دوردست در نظر گرفته شده است. در حالت موتور روشن، شرایط مشابه است با این تفاوت که برای شبیه سازی جت های خروجی جریان، شرایط مرزی محل خروج گاز از نازل ها، به صورت نرخ جریان جرمی لحاظ شده است. محاسبات انجام شده نشان می دهد، وزن سوخت موتور فرار معادل ۳۰۰ کیلوگرم می باشد و بر اساس سناریوی ماموریت، زمان سوزش سوخت، معادل ۳ ثانیه است لذا با توجه به اینکه چهار نازل برای موتور فرار در نظر گرفته شده است، دبی خروجی هر نازل معادل ۲۵ کیلوگرم بر ثانیه تخمین زده می شود. همچنین، برای محاسبه فشار خروجی موتور از طراحی نازل، با توجه به ملاحظات ارتفاع عملکرد موتور، فشار خروجی معادل ۱۲۲۴۴۲ پاسکال و دمای خروجی ۱۶۰۰ سانتی گراد فرض شده است.



شکل ۹- شبیه سازی مسیر پرواز با زاویه ۶۰ درجه در پایان زمان سوزش (برحسب متر)



شکل ۱۰- شبیه سازی مسیر پرواز با زاویه ۴۰ درجه در پایان زمان سوزش (برحسب متر)



شکل ۱۱- نمودار ارتفاع اوج برحسب زاویه مسیر در پایان سوزش

در نمودار ارتفاع اوج بر حسب زاویه مسیر می توان مشاهده نمود، با افزایش زاویه پایان سوزش، ارتفاع اوج در عملیات لغو روی سکوی، کاهش می یابد در حالی که با افزایش این زاویه تا ۴۵

معادلات حاکم

معادلات حاکم بر جریان سیال براساس معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی با نام معادلات ناویر- استوکس شناخته می‌شوند،

$$\begin{aligned} \frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla \cdot (\rho V) &= 0 \\ \left(\frac{\delta \rho V}{\delta t} + V \cdot \nabla \rho V \right) &= -\nabla P + \mu \nabla^2 V + f \\ \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] \right] &= \rho q - \frac{\delta (vp)}{\delta x} - \frac{\delta (vp)}{\delta y} - \frac{\delta (vp)}{\delta z} \end{aligned} \quad (9)$$

در این تحقیق، معادلات به صورت لزج حل شده و مدل جریان آشفتگی k- ω -SST مورد استفاده قرار گرفته است. این مدل بطور همزمان توانایی بالای مدل k- ω در نواحی با عدد رینولدز بالا و مدل k- ϵ در نواحی با عدد رینولدز پایین را داراست. تابع آمیختگی به گونه‌ای طراحی شده است که در نواحی نزدیک دیواره دارای مقدار یک (فعال شدن مدل k- ω) و در نواحی دور از دیواره دارای مقدار صفر (فعال شدن مدل k- ϵ) می‌باشد. معادلات و روابط حاکم بر این مدل آشفتگی به شکل زیر است،

$$\begin{aligned} \frac{\delta (\rho k)}{\delta t} + \frac{\delta (\rho u_j k)}{\delta x_j} &= p_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\delta}{\delta x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_\tau) \frac{\delta k}{\delta x_i} \right] \\ \frac{\delta (\rho \omega)}{\delta t} + \frac{\delta (\rho u_j \omega)}{\delta x_j} &= \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\delta}{\delta x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_\tau) \frac{\delta \omega}{\delta x_i} \right] + \\ &2(1-F_1) \rho \sigma_{\omega z} \frac{1}{\omega} \frac{\delta k}{\delta x_i} \frac{\delta \omega}{\delta x_i} \end{aligned} \quad (10)$$

که تابع آمیختگی F_1 به شکل زیر تعریف می‌شود.

$$F_1 = \tanh \left\{ \left[\min \left[\text{Max} \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right), \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right]^4 \right] \right\} \quad (11)$$

$$CD_{k\omega} = \max \left(2\rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, 10^{-10} \right)$$

که y فاصله از نزدیک‌ترین دیواره و لزجت آشفتگی عبارتست از:

$$v_\tau = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)}; v_\tau = \frac{\mu \tau}{\rho} \quad (12)$$

در رابطه فوق S اندازه تنش برشی و F_2 تابع دوم آمیختگی می‌باشد که بصورت زیر تعریف می‌شود:

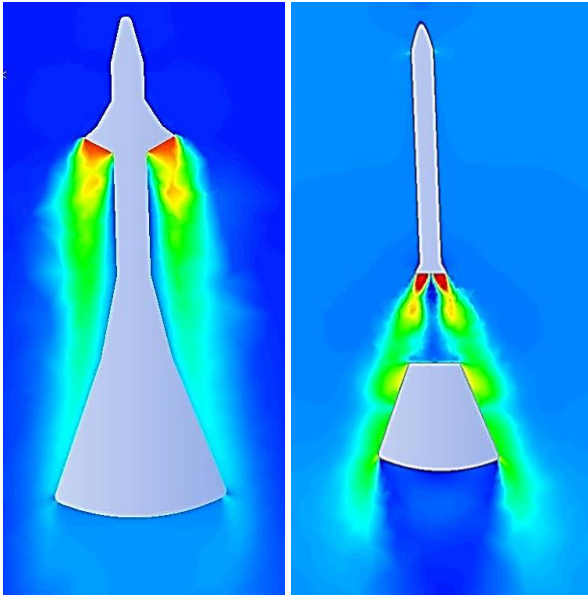
$$F_2 = \tanh \left\{ \left[\text{Max} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\} \quad (13)$$

حل عددی آیرودینامیکی

در مرحله نخست، برای بررسی و ارزیابی آیرودینامیک وسیله، شبیه‌سازی عددی در حالت موتور خاموش انجام شده است. این شبیه‌سازی با هدف بررسی کیفی جریان حول پیکربندی و شناخت پدیده‌های آیرودینامیکی می‌باشد. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد، در پیکربندی دارای سازه خرابایی، به علت فضای خالی موجود میان سامانه لغو پرتاب و فضاپیما، ناحیه پرفشار بزرگی حاوی جریان گردابه‌ای به وجود می‌آید. این ناحیه در شکل ۱۳ به وضوح دیده می‌شود. همچنین شبیه‌سازی انجام شده برای واریانت ۲، افزایش پسا نسبت به واریانت اول را نشان می‌دهد. این افزایش پسا از دنباله‌های بزرگ ایجادشده پشت نازل‌های موتور فرار واریانت ۲ ناشی می‌شود که تا سطح محموله امتداد می‌یابند. برای مقایسه دو هندسه، در شکل ۱۳ کانتور عدد ماخ حول دو پیکربندی در عدد ماخ ۰/۸۵ نشان داده شده است.

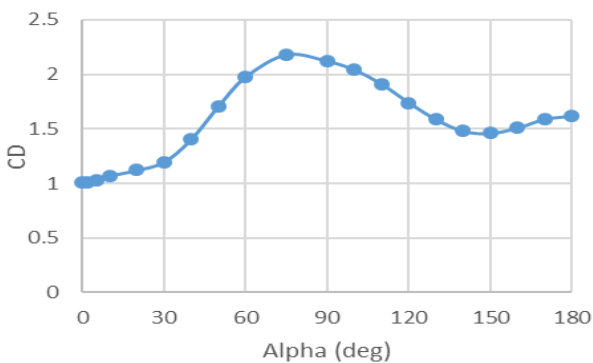
یکی از پارامترهای مهم در انتخاب پیکربندی، پسای کمتر است. مقایسه دو پیکربندی در اعداد ماخ مختلف می‌تواند میزان نیروی وارده به وسیله را در طول پاکت پروازی نشان دهد. شکل ۱۴، نمودار ضریب پسای دو واریانت در اعداد ماخ مختلف را نشان می‌دهد. در این نمودار می‌توان مشاهده نمود که روند تغییرات نیروی پسا نسبت به عدد ماخ برای دو هندسه، مشابه و دارای بیشینه‌ای در ناحیه گذر صوت و کاهش در ناحیه فراصوت است. دلیل تشابه دو روند می‌تواند فیزیک مشابه جریان حول دو واریانت باشد. همچنین مشاهده می‌شود که ضریب پسای پیکربندی ۲، در همه حالات با نسبتی یکسان، بیشتر از واریانت ۱ است. این موضوع تأثیر قابل ملاحظه و همسان نازل‌های بیرون‌زده را در رژیم‌های مختلف جریان نشان می‌دهد. لذا به نظر می‌رسد در صورت انتخاب واریانت ۲ لازم است ابعاد و اندازه نازل‌ها مورد بازنگری دقیق قرار گیرد.

لازم به توضیح است که طی مراحل طراحی سیستمی سامانه لغو پرتاب و با توجه به تحلیل سلسله مراتبی بین چند واریانت گوناگون که نتایج آن در مقاله دیگر نویسندگان ارائه شده است، هندسه دارای آداپتور و نازل‌های نصب شده در نوک، امتیاز بالاتری را نسبت به واریانت‌های دیگر کسب کرد. دلیل این امر عمدتاً ناظر به تداخل جت‌های موتور فرار با بدنه بود که در شکل ۱۵ برای هر دو پیکربندی نشان داده شده است.



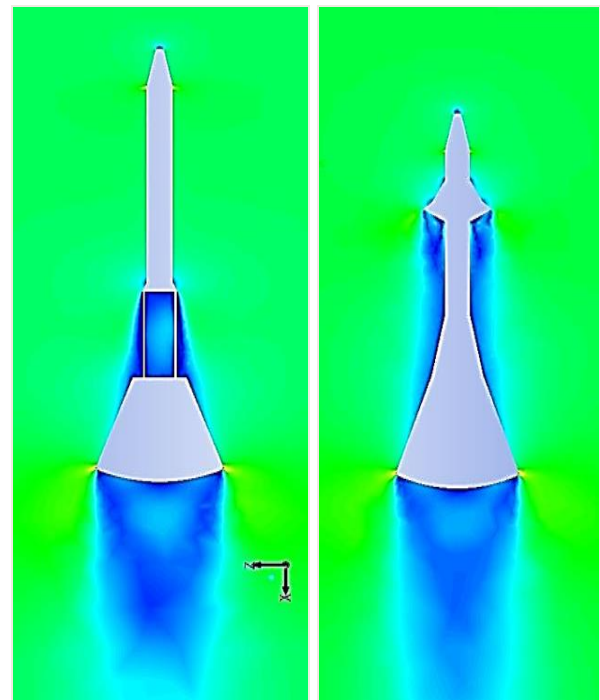
شکل ۱۵- مقایسه کانتور دما حول دو واریانت در حالت موتور روشن

در ادامه نتایج حاصل از محاسبه روند تغییر ضرایب آیرودینامیکی واریانت منتخب ارائه می‌گردد. شکل ۱۶ نمودار تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله را برای پیکربندی ۲ نشان می‌دهد. همانگونه که در نمودار مشاهده می‌شود، با افزایش زاویه حمله، تا ۸۰ درجه، ضریب پسا افزایش یافته و پس از آن ضریب پسا با زاویه حمله کاهش می‌یابد. همچنین از زاویه حمله ۱۵۰ درجه به بعد مجدداً ضریب پسا با شیب کمتری افزایش می‌یابد. نمودار شکل ۱۷ نیز تغییرات ضریب ممان پیچ بر حسب زاویه حمله را نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود، ضریب ممان برای زوایای صفر تا ۱۶۰ درجه منفی بوده و پس از آن مثبت می‌گردد. شیب منحنی نیز در زوایای حمله کمتر از ۵۰ درجه منفی، بین ۵۰ تا ۱۰۰ درجه ثابت و در زوایای حمله بزرگتر از ۱۵۰ درجه مثبت است که این موضوع به ویژه از منظر ملاحظات پایداری وسیله و طراحی پایدارکننده و کنترلر برای آن مهم است.

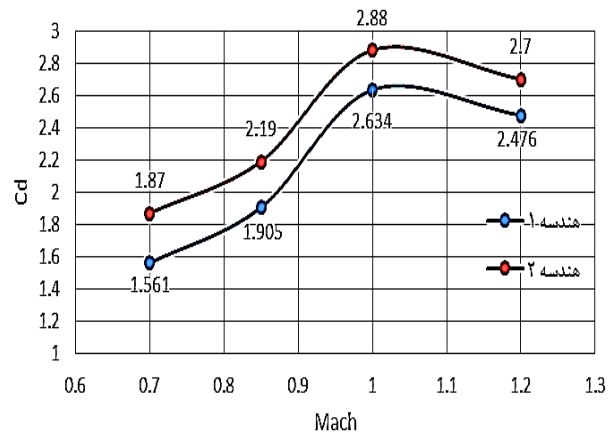


شکل ۱۶- تغییرات ضریب پسا پیکربندی ۲ بر حسب زاویه حمله

همانطورکه اشاره شد، بررسی‌های انجام شده نشان می‌دهد واریانت ۱ نیروی پسای کمتر دارد، اما مقایسه دو واریانت در حالت موتور روشن نشان می‌دهد، در واریانت ۱ جت‌های خروجی موتور فرار، تأثیر زیادی بر روی بدنه فضایی سرشنین دار داشته و برخورد آنها به بدنه می‌تواند موجب ایجاد گرادیان‌های حرارتی نامطلوب شود، در حالی که این مشکلات در واریانت ۲، به دلیل وجود آداپتور و فاصله مناسب نازل‌ها، کمتر تأثیرگذار است. همچنین در واریانت ۲، به دلیل عدم وجود سازه خرپایی، ارتفاع کل نیز کاهش می‌یابد که از نظر محدودیت‌های حامل، مطلوب‌تر است. لذا بر اساس نتایج بررسی‌ها، واریانت ۲ با در نظر گرفتن اصلاحاتی بر روی هندسه نازل‌های موتور فرار به عنوان واریانت برگزیده انتخاب می‌شود.

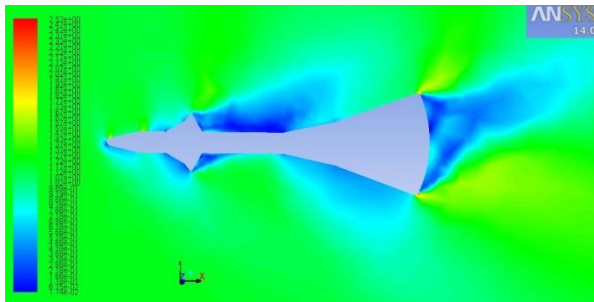
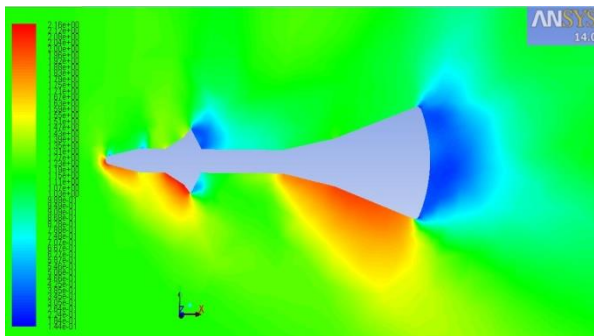
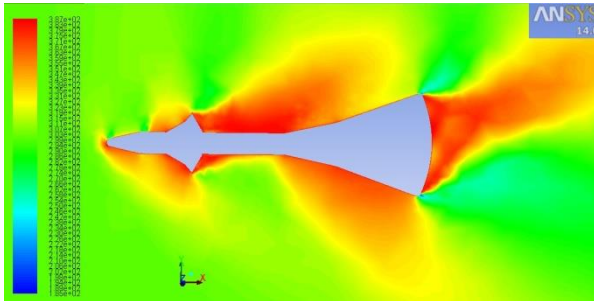


شکل ۱۳- مقایسه کانتور عدد ماخ حول دو واریانت در ماخ ۰/۸۵

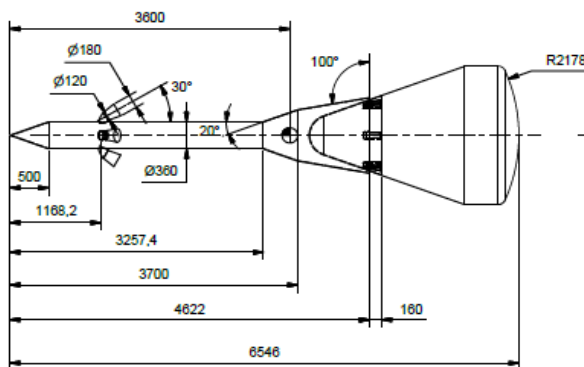


شکل ۱۴- مقایسه ضریب پسا دو واریانت در اعداد ماخ مختلف

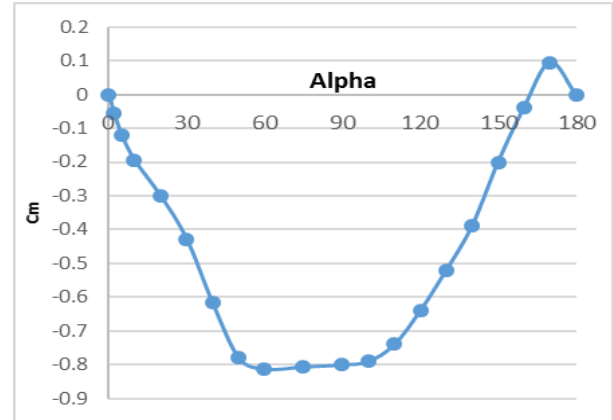
بر این اساس و پس از انجام بازنگری طراحی مفهومی سامانه لغو پرتاب فضاپیما طرح نهایی مطابق با شکل ۲۰ ارائه گردید که دارای نازل‌های کوچکتر به منظور کاهش پسای ناشی از سطوح بیرون زده از بدنه و موقعیت و زاویه بهینه شده نازل‌ها برای کاهش اثرات تداخل با فضاپیما می‌باشد.



شکل ۱۹- کانتورهای فشار، دما، چگالی و عدد ماخ در زاویه حمله ۳۰ درجه (به ترتیب از بالا)

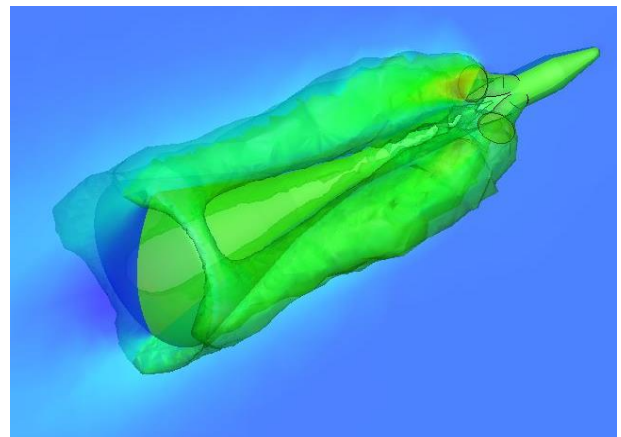


شکل ۲۰- پیکربندی اصلاح شده در گام دوم طراحی

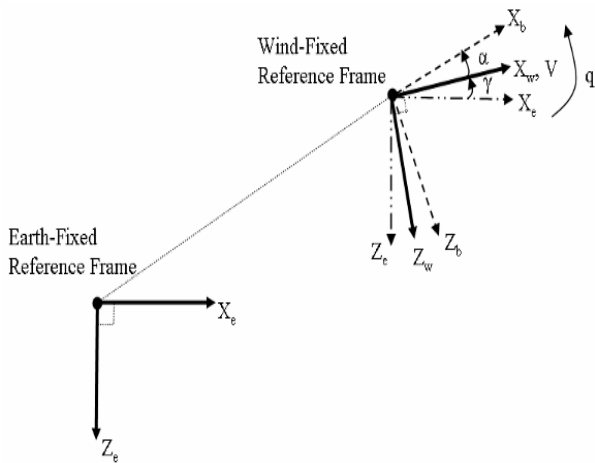


شکل ۱۷- تغییرات ضریب ممان پیکربندی ۲ بر حسب زاویه حمله

پس از بررسی جریان حول وسیله در حالت موتور خاموش، حل جریان در شرایط موتور روشن نیز انجام شد. شکل ۱۸ تداخل جت‌های خروجی از نازل‌های موتور فرار و بدنه فضاپیما در شروع مانور فرار را برای پیکربندی ۲ نشان می‌دهد. سامانه لغو پرتاب در سناریوی فرار اضطراری، پس از روشن شدن موتور حرکت خود را از رژیم جریان فروصوت آغاز می‌کند و ظرف مدت کوتاهی به سرعت گذر صوت می‌رسد. در لحظات ابتدایی روشن شدن موتور که سرعت حرکت وسیله پایین می‌باشد، جت‌های خروجی موتور فرار با حجم زیادی خارج می‌شود لذا بررسی این جت‌ها در لحظات ابتدایی روشن شدن موتور از اهمیت بالایی برخوردار است. با توجه به اینکه مانور فرار معمولاً به صورت زاویه‌دار نسبت به حرکت حامل رخ می‌دهد برخورد جت‌ها به بدنه به‌ویژه در زوایای حمله بزرگ مشابه آنچه در شکل ۱۹ برای زاویه حمله ۳۰ درجه نشان داده شده است، ممکن است مشکل‌ساز باشد. لذا در طراحی پیکربندی نازل‌ها و سناریو فرار باید به این نکات توجه گردد.



شکل ۱۸- تداخل جت‌های خروجی از نازل‌های موتور فرار و بدنه



شکل ۲۱: دیاگرام نیروهای وارد بر وسیله با در نظر گرفتن زاویه حمله بدون این فرض زاویه حمله دارای مقدار مشخص و یک معادله دیفرانسیل مربوط به تغییرات آن، است. با توسعه معادلات از معادلات پایه نیوتنی نتایج زیر برای معادلات حرکت حاصل می‌شود:

$$\dot{V} = \frac{F_{x_{wind}}}{m} - g \sin(\gamma) \quad (14)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{F_{z_{wind}}}{mV} + q + \frac{g}{v} \cos(\gamma)$$

با فرض اینکه موتور وسیله خاموش است و نیروهای خارجی وارد بر وسیله صرفاً نیروهای گرانش و آیرودینامیکی هستند، در معادلات فوق نیروهای وارده در راستاهای x باد و z باد در حقیقت همان نیروهای آیرودینامیکی پسا و برآ هستند. با توجه به اینکه هدف این است که معادلات برای دستگاه مرجع زمینی توسعه یابند، در کنار زاویه حمله، زاویه مسیر پرواز نیز دارای اهمیت خواهد بود. زاویه گاما، زاویه مسیر پرواز است که زاویه بین راستای افق دستگاه مرجع زمین با راستای سرعت نسبی است. همچنین متغیر q بیانگر نرخ تغییرات زاویه مسیر پرواز است. دو معادله دو متغیر زاویه مسیر پرواز و نرخ آن، مشاهده می‌شود که نیاز است معادلات دیفرانسیل مربوط به تغییرات آن‌ها نیز مشخص شود. این دو معادله بدین صورت استخراج شده‌اند.

$$\dot{q} = \dot{\theta} = \frac{M_{\gamma_{body}}}{I_{yy}} \quad (15)$$

$$\dot{\gamma} = q - \dot{\alpha}$$

شبیه‌سازی مسیر پس از خاموشی موتور فرار - روش دوم همانطور که در بخش پیش اشاره شد، شبیه‌سازی روش اول بدون در نظر گرفتن کامل نیروهای آیرودینامیکی انجام شده‌است. از بین نیروهای آیرودینامیکی در راستاهای مختلف، صرفاً فرض شده‌است که نیروی پسا بر وسیله تاثیرگذار است و نیروی برآ و نیروی جانبی در نظر گرفته نشده‌است. اگرچه با توجه به دینامیک در نظر گرفته شده، این فرض چندان دور از واقعیت نیست، اما در قدم بعدی و به منظور نزدیک شده به شرایط دقیق‌تر شبیه‌سازی، باید نیروی برآ نیز در معادلات وارد شود. فرض در نظر گرفته شده در شبیه‌سازی روش اول، در واقع بر این اصل استوار است که زاویه حمله در طول کل مسیر بدون تغییر و برابر با صفر باشد. وارد کردن تغییرات زاویه حمله به معادلات حرکت، می‌تواند به نوعی حلقه واسط بین شبیه‌سازی و تدوین قانون هدایت باشد، زیرا می‌توان از طریق کنترل این زاویه (یا به بیانی زاویه پیچ) مسیر حرکت وسیله و وضعیت آن را به نحوی کنترل نمود که الزامات بالادستی ارضا شود و همچنین در صورت لزوم برخی پارامترهای عملکردی بهینه شود. با توجه به اینکه در استخراج معادلات حرکت در روش اول، اساساً زاویه حمله (و نیروی برآ) در نظر گرفته نشده‌است در نتیجه نیاز به استخراج مجموعه معادلات جدیدی است به نحوی که این متغیرها و معادله دیفرانسیل مربوط به تغییرات آن‌ها در مجموعه معادلات وارد شود. بدین منظور در ابتدای این بخش مجدداً معادلات حرکت توسعه می‌یابند. دیاگرام نیروهای وارد بر وسیله در شکل ۲۱ نمایش داده شده‌است. همانطور که مشاهده می‌شود، دستگاه مختصات زمین ثابت به عنوان دستگاه مرجع در نظر گرفته شده‌است. با توجه به محدوده حرکتی وسیله، از کروی بودن زمین و همچنین اثر دوران زمین به دور خود، صرف نظر شده و در مرحله اول، صرفاً معادلات دو بعد توسعه می‌یابد. تفکیک نیروهای آیرودینامیکی به نیروهای پسا و برآ در حقیقت در محورهای مختصاتی قابل انجام است که توسط راستای باد نسبی و راستای عمود بر آن تعیین شده‌باشد. در نتیجه به کار بردن ضرایب پسا و برآ در مورد نیروهای آیرودینامیکی وارد بر وسیله در راستای طولی بدنی و عمود بر آن تنها در حالتی صحیح است که فرض شود زاویه حمله برابر صفر است. اگرچه این فرض به صورت واضح در توسعه معادلات روش پیشین ذکر نشده‌است اما روش قبل مبتنی بر صفر بودن زاویه حمله و عدم تغییرات آن است.

در معادلات فوق M_{ybody} ممان‌های خارجی وارد بر وسیله هستند. در شبیه‌سازی کنونی فرض شده‌است که این متغیر برابر صفر باشد اما در حالت کلی ممان‌های ناشی از توزیع فشار آیرودینامیکی بر وسیله وارد می‌شود. این ممان‌ها رابطه مستقیمی با اختلاف محل قرارگیری مرکز جرم و مرکز فشار دارد. علاوه بر ممان‌های آیرودینامیکی امکان وارد کردن ممان‌های کنترلی به منظور کنترل مسیر و وضعیت وسیله وجود دارد. انجام این تحلیل‌ها به تحلیل‌های هدایت و کنترل در بخش‌های آتی پروژه واگذار شده‌است. همچنین در معادلات فوق I_{yy} ممان اینرسی وسیله در راستای عمود بر صفحه است. با مشخص شدن سرعت و زاویه بردار آن با افق، می‌توان موقعیت وسیله را نیز در راستاهای عمودی و افقی بیان شده توسط دستگاه مختصات زمین، محاسبه نمود.

بدین ترتیب مجموعه معادلات حرکت کامل می‌شود و آماده تعیین ورودی‌ها به منظور شبیه‌سازی حرکت هستند. در مرحله اول تولید نتایج به منظور مقایسه با شبیه‌سازی حالت قبل، تمام شرایط مشابه با حالت پیشین در نظر گرفته شد. شرایط اولیه شبیه‌سازی مطابق با نقطه پایان حرکت فاز موتور روشن می‌باشد. سرعت اولیه برابر ۲۹۴٫۳ متر بر ثانیه، موقعیت وسیله در راستای x برابر صفر، موقعیت وسیله در راستای z برابر ۴۴۱٫۴۵ متر، زاویه حمله اولیه برابر صفر، نرخ تغییرات زاویه مسیر پرواز برابر صفر و مقدار زاویه مسیر پرواز اولیه مقادیر مختلف از ۹۰ تا ۱۰ درجه در نظر گرفته شده‌است. از بین ضرایب آیرودینامیکی نیز صرفاً ضریب پسا حاصل از تحلیل‌های انجام شده توسط نرم‌افزار Missile DATCOM (MD) در معادلات وارد شده‌است. مشخصات ابعادی و جرمی وسیله نیز همانند حالت پیش در نظر گرفته شده‌است. مشخصات مربوط محل پرتاب و زاویه آزیموث پرتاب نیز با توجه به پرتاب‌های معمول از پایگاه سمنان لحاظ شده‌است. یکی از عواملی که می‌تواند تغییرات زیادی را در نتایج حاصل از شبیه‌سازی وارد نماید، تغییر در ضرایب آیرودینامیکی است. در مرحله بعد، شبیه‌سازی‌ها با استفاده از اطلاعات آیرودینامیکی حاصل از تحلیل‌های CFD انجام شده‌است. با توجه به اینکه به منظور مقایسه نتایج تمام شرایط اولیه و مشخصات مسئله همانند حالت‌های پیشین در نظر گرفته شده‌است، تنها ضریب آیرودینامیکی وارد شده در معادلات نیز همان ضریب پسا است که در زاویه حمله صفر درجه محاسبه شده‌است.

با استفاده از این اطلاعات مجدداً شبیه‌سازی‌ها انجام شده‌است. مقایسه نتایج مربوط به ارتفاع اوج و حداکثر برد وسیله در زوایای مسیر پرواز اولیه مختلف در جدول جدول ۲ ارائه شده است. همچنین به منظور مقایسه نمودار تغییرات ارتفاع اوج بر حسب زاویه مسیر پرتاب اولیه و همچنین حداکثر برد بر حسب زاویه مسیر پرتاب اولیه، به ترتیب در شکل‌های ۲۲ و ۲۳ ارائه شده‌است. لازم به ذکر است به دلیل نزدیک بودن نتایج شبیه‌سازی اول و دوم در مقیاس نمودارهای ارائه شده، تفکیک این دو سری نتایج ممکن نیست.

جدول ۲- مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی روش دوم با اطلاعات ورودی حاصل از MD و CFD

| زاویه اولیه نسبت به افق | ارتفاع اوج (متر) شبیه‌سازی دوم- داده‌های MD | ارتفاع اوج (متر) شبیه‌سازی دوم- داده‌های CFD | حداکثر برد (متر) شبیه‌سازی دوم- داده‌های MD | حداکثر برد (متر) شبیه‌سازی دوم- داده‌های CFD |
|-------------------------|---|--|---|--|
| ۹۰ | ۴۰۶۳ | ۱۴۸۷ | ۰ | ۰ |
| ۸۹٫۵ | ۴۰۶۲ | ۱۴۸۶ | ۱۲۱ | ۲۳ |
| ۸۹ | ۴۰۶۱ | ۱۴۸۶ | ۲۴۱ | ۴۷ |
| ۸۸ | ۴۰۵۷ | ۱۴۸۵ | ۴۸۴ | ۹۴ |
| ۸۵ | ۴۰۳۳ | ۱۴۸۰ | ۱۲۰۴ | ۲۳۲ |
| ۸۰ | ۳۹۵۱ | ۱۴۶۰ | ۲۳۶۳ | ۴۵۲ |
| ۷۵ | ۳۸۱۷ | ۱۴۲۷ | ۳۴۳۹ | ۶۵۵ |
| ۷۰ | ۳۶۳۷ | ۱۳۸۴ | ۴۴۰۱ | ۸۳۶ |
| ۶۰ | ۳۱۶۱ | ۱۲۶۹ | ۵۸۸۷ | ۱۱۴۶ |
| ۵۰ | ۲۵۸۳ | ۱۱۲۶ | ۶۷۲۲ | ۱۳۷۴ |
| ۴۰ | ۱۹۶۹ | ۹۶۲ | ۶۸۸۵ | ۱۵۲۲ |
| ۳۰ | ۱۳۸۸ | ۸۰۱ | ۶۴۲۱ | ۱۵۹۴ |
| ۲۰ | ۹۰۰ | ۶۴۰ | ۵۴۱۷ | ۱۵۹۰ |
| ۱۰ | ۵۶۶ | ۵۰۹ | ۴۰۴۰ | ۱۵۰۹ |

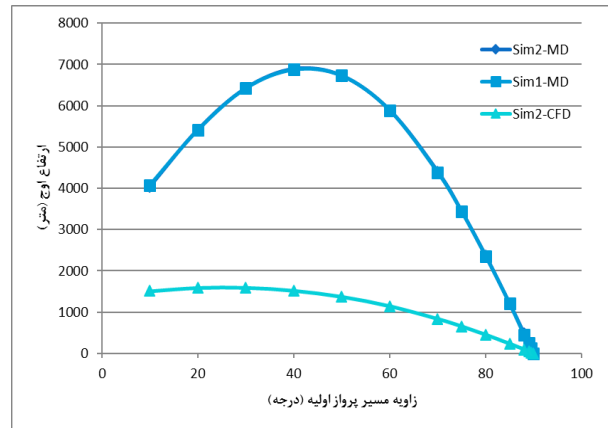
و ضریب ممان پیچ در مراحل آتی است. در صورتی که مبنای محاسبات ضرایب حاصل از MD در نظر گرفته شود، ارتفاع و برد الزامی (۱۰۰۰ و ۲۰۰۰ متر) توسط زاویه مسیر پرواز اولیه ۸۰ درجه ارضا می شود. اما در صورتی که مبنای محاسبات ضرایب حاصل از CFD باشد، هیچکدام از زوایای مسیر پرواز نمی تواند به ارتفاع و برد الزامی دست پیدا کند و باید راهکارهای دیگری جهت ارضای این الزامات ارائه شود. در نتیجه تصمیم گیری در مورد امکان سنجی طراحی مسیر برای ارضای الزامات مذکور وابسته به تعیین تکلیف در مورد ضرایب آیرودینامیکی است.

تخمین سناریو برای سامانه لغو پرتاب

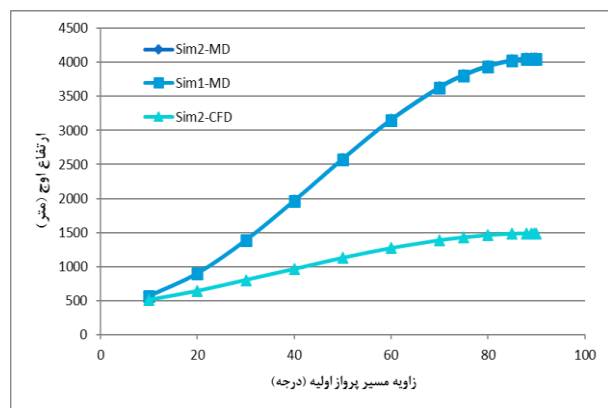
با توجه به مطالعات پیشین و شبیه سازی های انجام شده، یک سناریو برای سامانه لغو پرتاب، تخمین زده خواهد شد. برای اجرای سناریو، اطلاع از نقاط ایمن در پایگاه پرتاب از اهمیت بالایی برخوردار است چراکه در صورت نیاز به عملیات فرار اضطراری، بر روی سکو و یا نزدیک به سکو، می بایست منطقه اطراف سکوی پرتاب، حداقل تا شعاع ۲ کیلومتری، آماده عملیات بوده و خالی از سکنه باشد. شکل ۲۴ منطقه ایمن سکوی پرتاب سفیر را نشان می دهد. در این تصویر می توان مشاهده نمود، در فاصله ۲/۴ کیلومتری از این سکو، مهمانسرای آسمان قرار دارد و در فاصله ۲/۷ کیلومتری نیز، سکوی پرتاب سیمرغ قرار دارد. همچنین در شمال غرب سکوی پرتاب، منطقه مسکونی می باشد اما قسمت جنوبی و جنوب شرقی منطقه ایمن بوده و ایمنی بالاتری دارد.



شکل ۲۴- نقشه منطقه ایمن سکوی پرتاب سفیر



شکل ۲۲- مقایسه تغییرات ارتفاع اوج بر حسب زاویه مسیر پرتاب اولیه در حالات شبیه سازی و اطلاعات ورودی مختلف



شکل ۲۳- مقایسه تغییرات حداکثر برد بر حسب زاویه مسیر پرتاب اولیه در حالات شبیه سازی و اطلاعات ورودی مختلف

همانطور که پیشتر نیز مطرح گردید در شرایطی که صرفاً ضریب پسا به عنوان نیروی خارجی وارد بر وسیله در نظر گرفته شود و همچنین از تغییرات زاویه حمله نیز صرف نظر شود، نتایج حاصل از دو نوع شبیه سازی تا تقریب مناسبی مشابه یکدیگر هستند. شبیه سازی نوع دوم قابلیت اضافه کردن تغییرات زاویه حمله و وارد کردن نیروها و ممان های کنترلی را دارا می باشد که به نوعی اولین قدم در تحلیل های هدایت و کنترل است. در گزارش حاضر از این قابلیت شبیه سازی استفاده نشده است و انجام تحلیل های هدایت و کنترل به مراحل آتی پروژه واگذار شده است. یکی از عواملی که می تواند تغییرات زیادی را در نتایج حاصل از شبیه سازی وارد نماید، تغییر در ضرایب آیرودینامیکی است. در نتیجه یکی از اساسی ترین اقدامات جهت افزایش دقت شبیه سازی ها، ارائه تخمین دقیقی از ضرایب آیرودینامیکی پسا و برآ در این مرحله

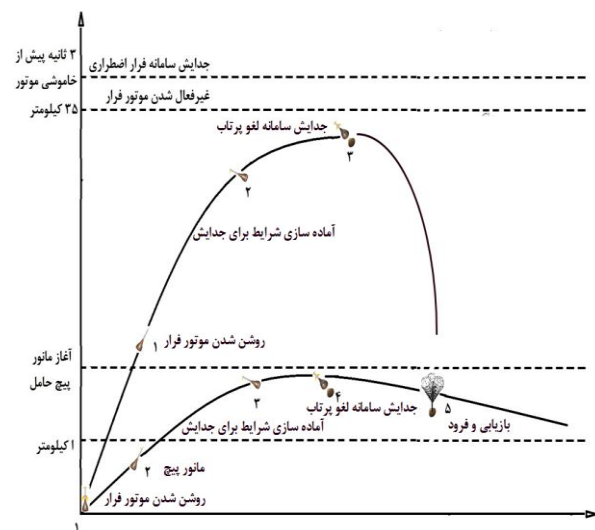
عملیاتی مختلف بر روی آنها صورت گرفت. بعلاوه اثر جت‌های خروجی از نازل‌های موتور فرار بر جریان حول سامانه لغو پرتاب نیز مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج شبیه‌سازی‌های انجام شده نشان می‌دهد که پیکربندی دارای اتصال خرپا و نازل موتور فرار پایین در شرایط پروازی مختلف پسای به نسبت کمتری دارد. اما تداخل کمتر جت‌های خروجی موتور فرار با بدنه، پیکربندی دارای اتصال آداپتور و نازل موتور فرار بالا را مطلوب‌تر می‌سازد. پسای افزوده در این پیکربندی نیز که عمدتاً ناشی از چهار نازل بیرون‌زده از بدنه است با بازطراحی موتور فرار و نازل‌های آن تا حد زیادی کاهش می‌یابد.

در طراحی ماموریت سامانه لغو پرتاب برای فضاییماها آیرودینامیک و دینامیک پرواز وسیله می‌بایست به صورت یکپارچه در نظر گرفته شده و کل پاکت پروازی را شامل شود. در طراحی ماموریت شبیه‌سازی مسیر با سه روش مختلف و بر اساس ابزارهای در دسترس از جمله تخمین تحلیلی، استفاده از نرم افزار MD و شبیه‌سازی عددی توسط نرم افزار فلونت انجام شده است. نتیجه تحقیق نشان می‌دهد با شبیه‌سازی عددی مقدار نیروی پسای محاسبه شده با دقت بیشتری لحاظ شده و در شبیه‌سازی‌ها خود را نشان می‌دهد و دو حل دیگر از جمله حل تحلیلی و حل با استفاده از نرم افزار MD نتایج مشابهی دارند. به عنوان جمع بندی می‌توان عنوان نمود استفاده از پیکره بندی دارای نازل‌های قرار گرفته در پایین دارای کارایی مناسبی از لحاظ آیرودینامیکی و دینامیک پرواز دارد و می‌تواند در صورت بروز سانحه، فضایما را به منطقه ایمن منتقل نماید. همچنین سناریوهای ممکن برای انجام ماموریت در بخش پایانی دیده شده است.

منابع و مراجع

- [1]. N.A, Townsend, Apollo Experience Report, LAUNCH ESCAPE PROPULSION SUBSYSTEM, NASA TN D-7083.
- [2]. William C. Moseley, and Francis Evans owen, "Aerodynamic Characteristics Determined during Development of the Apollo Launch Escape Vehicle Configurations", NASA Technical Report 5208, June 1969
- [3]. Bobby Lee Berrier and Odis C. Pendergraft, Jr."Transonic Aerodynamic Characteristics of

با توجه به بررسی‌های انجام شده، سناریوی لغو پرتاب مطابق با شکل ۲۵ است. بر این اساس، دو سناریوی لغو پرتاب روی سکونزدیک سکو و بیشینه فشار دینامیکی برای سامانه لغو پرتاب وجود خواهد داشت. در سناریوی اول، پس از روشن شدن موتور فرار می‌بایست زاویه پیچ لازم برای انجام مانور پیچ و بدست آوردن برد افقی کافی، فراهم شود. این زاویه پیچ توسط موتور کنترل پیچ و یا مکانیزم‌های غیرفعال تامین خواهد شد. پس از انجام مانور پیچ، شرایطی فراهم خواهد شد که فضایما بتواند در شرایط پایدار از سامانه لغو پرتاب جدا شود. پس از جدایش سامانه لغو پرتاب از فضایما، سامانه بازیابی، محموله را با سرعت قابل قبول فرود خواهد آورد. در سناریوی دوم، نیازی به انجام مانور پیچ توسط سامانه لغو پرتاب نیست و مانور پیچ برای ایجاد برد افقی لازم، توسط حامل تامین می‌شود. مابقی مراحل عملیات لغو پرتاب مشابه سناریوی اول می‌باشد. مراحل عملیات لغو پرتاب به صورت کامل در شکل ۲۵ آورده شده است.



شکل ۲۵- سناریوی لغو پرتاب پیشنهادی

نتیجه‌گیری

در این تحقیق طراحی و تحلیل آیرودینامیک سامانه لغو پرتاب یک فضاییمای سرنشین‌دار زیرمداری در مرحله طراحی مفهومی انجام شد. برای این منظور پس از بررسی انواع پیکربندی‌های متداول و براساس ملاحظات مأموریتی، دو نوع واریانت اصلی انتخاب و تحلیل‌های گوناگون برای ارزیابی عملکرد آیرودینامیکی در رژیم‌های جریان و سناریوهای

- [12]. Hall J., "Ignition Overpressure Analysis of the Orion Launch Abort Motor Ground Test", AIAA 2020-1790, Computational Fluid Dynamics Applications I, 5 Jan 2020. Doi: 10.2514/6.2020-1790.
- [۱۳]. فارسی، م. ع.، کریمی، ن.، محمدی‌امین، م.، طراحی مفهومی سامانه لغو پرتاب یک فضاپیمای سرنشین‌دار در مأموریت زیرمداری، چهاردهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران (Aero2015)، سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران، اسفند ۱۳۹۳.
- [۱۴]. محمدی‌امین، م.، کریمی، ن.، فارسی، م. ع.، طراحی و تحلیل سیستمی سامانه لغو پرتاب فضاپیمای سرنشین‌دار در مأموریت زیرمداری، فصلنامه پژوهشی علوم و فناوری فضایی، شماره ۴۲، بهار ۱۳۹۹.
- Powered Models of Several Apollo Launch-escape Vehicle Configurations" Nasa Technical Report 4843, October 1968.
- [4]. W. Chan, G. Klopfer, J. Onufer, S. Pandya, "Proximity Aerodynamic Aerodynamic Analysis for Launch Abort Systems" American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper AIAA-2008-7326.
- [5]. David T. Chan, Eric L. Walker, "Modeling Powered Aerodynamics for the Orion Launch Abort Vehicle Aerodynamic Database" American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [6]. R.E. Childs, J.A. Garcia, J.E. Melton, S.E. Rogers, A.J. Shestopalov, D.J. Vicker, Overflow Simulation Guidelines for Orion Launch Abort Vehicle Aerodynamic Analyses, 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference 27 - 30 June 2011, Honolulu, Hawaii, AIAA 2011-3163
- [7]. Y. Wang, H. Ozawa, H. Koyama, Y. Nakamura, Simulation of Supersonic Stage Separation of Capsule-Shaped Abort System by Aerodynamic Interaction, 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference 27 - 30 June 2011, Honolulu, Hawaii, AIAA 2011-3064.
- [8]. T. Scogin, M. Lacerda, J. Marshall, Orion Capsule Launch Abort System Analysis, Assignment 2, AE 4802 Spring 2016.
- [9]. Kahe, G., Mohammadi-Amin, M., Sefidan Benisi, A. (2017). 'A Nonlinear Attitude Controller for a Launch Abort System of a Manned Spacecraft', Journal of Space Science and Technology, 10(1), pp. 1-13.
- [10]. Robert E. Vandervort, Vented Launch Vehicle Adaptor for a Manned Spacecraft with "Pusher" Launch Abort System, Document ID: 20170009514, Sep. 2017.
- [11]. W. J. Koenig, C. Garcia, L. D. Akers and R. F. Harris, "Artemis Innovative Assembly and Integration Operations of the Launch Abort System at KSC," 2021 IEEE Aerospace Conference (50100), 2021, pp. 1-8, doi: 10.1109/AERO50100.2021.9438195.