



Research Paper

System Design and Analysis of Launch Abort System of Manned Spacecraft in Sub-Orbital Mission

M. Mohammadiamin^{1*}, N. Karimi² and M. Ali Farsi³

1, 2 , 3. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, IRAN

*mmohammadi@ari.ac.ir

In this paper, the hybrid control of the formation flying of spacecraft has been investigated. The trajectory deflection of space asteroids, which are potentially life-threatening on Earth, are being actively pursued in recent scientific researches. To accomplish this mission, several methods have been proposed to date, in which case the use of gravity tractor is an indicator and hence the method is used in this paper. The formation flight of spacecraft technology is a function of the relative dynamic equations, which are also used for its active control. In this way, the PID controller, which is widely used in various industries and inherently has robust properties, has been used as a base controller, and the fuzzy control has been used to improve its adjustment. The simulation results show that the performance of the combined controller is effective.

Keywords: Launch abort system, Escape tower, Manned spacecraft, Sub-orbital mission

1. Assistant Professor (Corresponding Author)

2. M.Sc.

3. Associate Professor

مقاله علمی پژوهشی

طراحی و تحلیل سیستمی سامانه لغو پرتاب فضاپیمای سرنشین‌دار در مأموریت زیرمداری

میثم محمدی‌امین^{۱*}، نیما کریمی^۲ و محمدعلی فارسی^۳

۱، ۲ و ۳- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

* mmohammadi@ari.ac.ir

در مقاله حاضر، فرآیند طراحی سامانه لغو پرتاب یک فضاپیمای سرنشین‌دار در مأموریت زیرمداری ارائه شده است. به همین منظور با مطالعه آماری سامانه لغو پرتاب سایر فضاپیماهای سرنشین‌دار، تعدادی پارامتر بدون بعد برای سامانه لغو پرتاب و فضاپیما تولید شده است. با استفاده از این پارامترها، با توجه به داشتن مشخصات جرمی و ابعادی فضاپیما، مشخصات جرمی، هندسی-ابعادی، تراست موتور فرار و شتاب سامانه لغو پرتاب تخمین زده شده است. برای استخراج پیکره بندی بیرونی از تحلیل آیرودینامیکی عددی استفاده شده و نتایج تحلیل در کنار سایر پارامترهای موثر در طراحی، یک چارچوب طراحی را ایجاد نموده است. برای انتخاب پیکره بندی بهینه از یک تحلیل سلسه مراتبی استفاده شده است و به منظور اطلاع از صحت طراحی، یک مدل تحلیلی بر پایه معادله مومنتوم برای طراحی موتور فرار به کار گرفته شده که مقایسه نتایج حاصل از این مدل و طراحی آماری صورت گرفته حاکی از صحت داده‌های تولید شده می‌باشد. طراحی سامانه لغو پرتاب با این روش، برای نخستین بار انجام می‌شود. نتایج نشان می‌دهد پیکره بندی سامانه لغو پرتاب با موتور فرار نازل بالا، انتخاب بهینه برای پیکره‌بندی سامانه لغو پرتاب می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: سامانه لغو پرتاب، برج فرار اضطراری، فضاپیمای سرنشین‌دار، مأموریت زیرمداری

علائم و اختصارات

F	تراست موتور
M	وزن کل فضاپیما
\dot{m}_p	دبی سوخت
m_0	وزن فضاپیما
m_p	وزن سوخت

مقدمه

یکی از مهم‌ترین الزامات در طول عملیات فضاپیماهای سرنشین‌دار، نجات جان سرنشین در هنگام بروز سانحه است که این مأموریت بر

عهده سامانه لغو پرتاب می‌باشد. طراحی این سامانه با توجه به شکل و پیکره‌بندی بیرونی، مشابهت زیادی به پرتابگرها دارد. با توجه به اینکه سامانه لغو پرتاب در اغلب فضاپیماهای سرنشین‌دار عملیاتی جهان در بالای واحد سرنشین قرار می‌گیرد برای به دست آوردن مشخصات مربوط به این سامانه می‌توان از داده‌های آماری فضاپیماها و برج‌های فرار استفاده نموده و محدوده مجازی را برای مشخصات جرمی و هندسی این سامانه تعیین نمود. با توجه به برنامه اعزام انسان به فضا و پیگیری فرآیند طراحی مربوطه در ایران افزایش ایمنی پرواز فضاپیما برای سرنشین ضروریست و در پروازهای سرنشین‌دار مداری و زیرمداری، نجات جان سرنشین در مواقع اضطراری، همواره به عنوان یک الزام کلان در طراحی مطرح بوده است. بررسی‌ها نشان می‌دهد درصد قابل توجهی از سوانح در مأموریت‌های فضایی مربوط به بروز سانحه در حامل، از لحظه

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. کارشناس ارشد
۳. دانشیار

قرارگیری بر روی سکو تا پایان فاز اوجگیری می‌باشد. لذا، وجود سامانه‌ای که در صورت بروز سانحه بتواند شرایط لازم را برای نجات جان سرنشین فراهم نماید، در پروازهای سرنشین‌دار، الزامی است. این سامانه در فضاییماها با نام سامانه لغو پرتاب (LAS)^۴ شناخته می‌شود. فضاییمایی که سامانه لغو پرتاب برای آن طراحی می‌شود فضاییمایی است که قرار است تا ارتفاع ۱۷۰ کیلومتری پرواز نموده و سپس بر روی زمین فرود آید. این فضاییما نسل اول فضاییماهای سرنشین‌دار ایران است که برای پرواز زیرمداری طراحی و ساخته خواهد شد. بنابراین نسل اول سامانه لغو پرتاب نیز برای این فضاییما طراحی و ساخته شده و بر روی آن نصب خواهد شد. در طراحی این سامانه، بررسی تداخلات و اثرات سامانه لغو پرتاب بر روی ایرویدینامیک حامل و فضاییما در نظر گرفته شده است. بنابراین، دقت در طراحی پیکره‌بندی بیرونی مهمترین فاکتور طراحی می‌باشد. از سوی دیگر با توجه به اینکه هندسه بیرونی سامانه لغو پرتاب شباهت زیادی به هندسه حامل های فضایی دارد، پارامترهای تاثیرگذار در طراحی پرتابگر، می‌تواند در طراحی پیکره-بندی بیرونی سامانه لغو پرتاب نیز مورد استفاده قرار گیرد. به طور معمول، سامانه لغو پرتاب همزمان با نهایی شدن بخش سرنشین، طراحی می‌شود، لذا طراحی این سامانه بر پایه طراحی واحد سرنشین انجام می‌شود.

طراحی سامانه لغو پرتاب برای نخستین بار در فضاییمای مرکوری انجام شد [۱] و پس از آن در فضاییماهای مختلفی از جمله آپولو، سایوز، اورایون و شترو این پیکره‌بندی مورد استفاده قرار گرفت و همچنان نیز در حال توسعه می‌باشد. در دهه ۱۹۷۰ در روند توسعه سامانه لغو پرتاب فضاییمای آپولو، چندین آزمایش تجربی بر روی این سامانه برای به دست آوردن مشخصات ایرویدینامیکی انجام شد. این نتایج در طراحی و تحلیل سامانه لغو پرتاب آپولو، کاربرد فراوانی داشت [۳ و ۲]. در سال ۱۹۷۱، لی و همکارانش از ناسا، طرح تست عملکردی و محیطی موتور جدایش سامانه لغو پرتاب آپولو را انجام دادند و نتایج را به صورت پارامترهای عملکردی مختلف موتور ارائه دادند [۴]. در سال ۱۹۷۳ یک تیم از ناسا [۵]، طراحی و برآوردهای اولیه را نسبت به مشخصات موتورهای سوخت جامد فضاییمای آپولو انجام داد و مشخصات سامانه‌های پیش‌رانش و برخی پارامترهای طراحی فضاییمای آپولو را ارائه داد. برای بررسی رفتار جریان سیال حول سامانه لغو پرتاب، تا کنون از هر دو روش حل عددی و تجربی، استفاده شده است.

در سال ۲۰۰۸ ایمادا و همکارانش از ژاپن [۶]، با بررسی طرح‌های مختلف سامانه‌های لغو پرتاب و مزایا و معایب آنها، یک سامانه لغو پرتاب را طراحی نمودند. این تیم با بررسی سامانه‌های

لغو مختلف در جهان، یک سامانه را با توجه به الزامات در نظر گرفته برای فضاییمای کونوتوری طراحی نمودند و پارامترهای طرح خود را با سامانه لغو پرتاب سایر فضاییماها مقایسه کردند. در سال ۲۰۰۸ لیتون و همکارانش از ناسا، با استفاده از یک حلگر شش درجه آزادی و روش مونت کارلو، پروفایل تراست و مأموریت سامانه لغو پرتاب فضاییمای اورایون را ارائه دادند [۷]. در سال ۲۰۱۱ شیبیل و همکارانش از ناسا [۸]، با بررسی یک سامانه لغو پرتاب با پیکره‌بندی موتور با نازل‌های قرار گرفته در پشت مرکز جرم، سعی در کاهش ارتفاع کلی سیستم و دستیابی به یک پیکره‌بندی جدید داشتند پس از آن، چان و همکارانش، با استفاده از اصل برهنه‌ی آثار، پدیده‌های مختلف از جمله اثرات جت خروجی موتورها و جدایش را با استفاده از حل عددی شبیه‌سازی و یک پایگاه داده غیرلزج را برای فضاییمای اورایون ایجاد نمودند [۹]. در سال ۲۰۱۱، شیلد و همکارانش از مرکز تحقیقاتی ایمز، سامانه لغو پرتاب فضاییمای 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 ایرویدینامیکی نیز استخراج گردید [۱۰]. همچنین در سال ۲۰۱۱، وانگ و همکارانش در ژاپن، جدایش یک جسم به شکل کپسول را از سامانه لغو پرتاب با در نظر گرفتن تداخل جت‌های خروجی موتور فرار، شبیه‌سازی کردند [۱۱]. در سال ۲۰۱۵ گیلبرت از ناسا، طرح مفهومی جدیدی را به‌عنوان سامانه لغو پرتاب فضاییمای اورایون ارائه نمود و در ادامه نتایج آزمون‌ها و شبیه‌سازی‌های انجام شده بر روی این طرح را ارائه نمود [۱۲]. در این طرح سامانه لغو پرتاب به صورت یک فیرینگ^۵ بر روی بخش سرنشین نصب شده و تعداد ۶ موتور به صورت دورچین در اطراف این بخش قرار داده شده است. در مقاله حاضر برای نخستین بار به طراحی یک سامانه لغو پرتاب برای یک مأموریت زیرمداری سرنشین دار پرداخته خواهد شد. این سامانه بخشی از راهبرد طرح کلان ملی اعزام انسان به فضا با استفاده از پرتابگرهای بومی ایران می‌باشد و الزامات ورودی برای طراحی بر این اساس تعیین شده‌است. روش طراحی استفاده شده مبتنی بر تحلیل آماری، شبیه‌سازی‌ها و تحلیل سلسله مراتبی است.

الزامات طراحی سامانه لغو پرتاب

به منظور طراحی در نخستین گام باید الزامات بالادستی اعلام شود. اصلی‌ترین الزام دریافت شده نجات جان سرنشین در شرایط اضطراری تا پایان فاز صعود می‌باشد. همچنین بر اساس الزامات دریافت شده، بیشینه شتاب اعمالی از جانب سامانه لغو پرتاب در لحظه جدایش باید ۱۰g باشد. در این تحقیق فرض می‌شود، این شتاب از لحظه روشن شدن موتور تا پایان سوزش به طور متوسط،

مطالعات آماری سامانه لغو پرتاب

یکی از روش‌های طراحی سامانه‌های فضایی در فازهای ابتدایی، استفاده از داده‌های آماری می‌باشد. در سامانه‌های فضایی پیچیده‌ای مانند سامانه لغو پرتاب که پروفایل شتاب و پیکره‌بندی وسیله کمی متفاوت است، این داده‌ها می‌تواند چارچوب مناسبی را برای طراحی وسیله ایجاد نماید. تفاوت اصلی سامانه لغو پرتاب با وسایلی همچون موشک‌ها یا حامل‌های فضایی این است که در این سامانه موتور فرار در قسمت بالایی محموله قرار گرفته در حالی که در موشک‌ها و حامل‌ها، موتور در قسمت پایین محموله قرار دارد. در این قسمت با بررسی آماری مشخصات فنی سامانه‌های لغو پرتاب در جهان، تلاش خواهد شد پارامترهای بدون بعدی تولید شود تا با استفاده از این پارامترها، به صورت آماری بتوان مشخصات تقریبی سامانه لغو پرتاب را برای فضایی‌های هدف، تخمین زد. از جمله مهم‌ترین مشخصاتی که در این بخش مورد ارزیابی قرار می‌گیرد نسبت جرم سامانه لغو پرتاب به جرم کل (جرم ماژول سرنشین + جرم سامانه لغو پرتاب)، نسبت تراست موتور فرار به وزن کل، نسبت قطر کوچک فضایی‌ها به قطر موتور فرار، نسبت طول سامانه فرار به قطر موتور فرار است. این داده‌ها در قالب جداول و گراف‌ها، می‌تواند چارچوب و محدوده‌ها را برای طراحی سامانه لغو پرتاب، مشخص کند.

برای تخمین جرم سامانه لغو پرتاب در این بخش، نمودارهای نسبت جرم کل بر حسب جرم سامانه لغو پرتاب برای تعدادی از فضایی‌ها آورده می‌شود و از این داده‌ها برای تخمین جرم سامانه لغو پرتاب استفاده خواهد شد. بر همین اساس با توجه به جدول (۱) میانگین جرم سامانه لغو پرتاب بر اساس وزن فضایی‌های مختلف ۱/۷ می‌باشد.

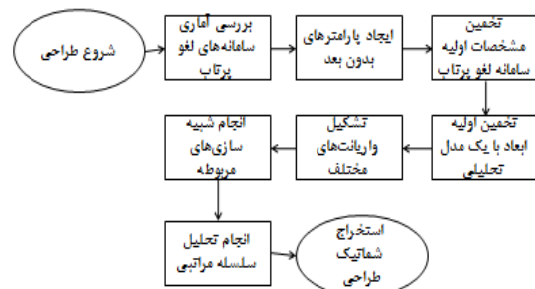
جدول ۱- نسبت وزن ماژول سرنشین به سامانه لغو پرتاب در فضایی‌های مختلف

نام فضایی	نسبت وزن ماژول سرنشین به سامانه لغو پرتاب
سایوز	۱/۲۳۵
مرکوری	۲/۳۳۶
آپولو	۱/۶۱۱
کونوتوری	۱/۶۶۶
میانگین	۱/۷۱۲

با توجه به جدول (۱)، براساس مطالعات صورت گرفته نسبت متوسط وزن فضایی‌ها به ماژول سرنشین به طور متوسط حدود ۱/۷ می‌باشد که با این حساب وزن سامانه لغو پرتاب ۵۸۸ کیلوگرم می‌شود. در شرایط واقعی و با در نظر گرفتن شرایط پرتاب عملیاتی، وزن کل فضایی‌ها دارای محدودیت است و در فاز طراحی باید تلاش

ادامه داشته باشد، لذا در ادامه طراحی موتور فرار اضطراری با این فرض انجام می‌شود. بر همین اساس، با در نظر گرفتن شتاب مورد نیاز ۱۰g برای انجام عملیات فرار و با در نظر گرفتن زمان سوزش ۳ ثانیه که از داده‌های آماری بدست آمده، تغییر سرعت لازم برای انجام مأموریت می‌بایست ۲۹۴/۳ متر بر ثانیه، باشد. در ادامه با داشتن این تغییر سرعت، از روابط تحلیلی برای طراحی موتور سوخت جامد بهره گرفته خواهد شد.

الگوریتم طراحی سامانه لغو پرتاب برای یک فضایی سرنشین‌دار در شکل (۱) آورده شده است.



شکل ۱- الگوریتم طراحی سامانه لغو پرتاب

اجزای سامانه لغو پرتاب

در اکثر فضایی‌های سرنشین‌دار، سامانه لغو پرتاب بر روی قسمت بالایی محموله (بخش سرنشین) نصب می‌شود. این سامانه معمولاً از طریق سازه خرابی یا یک آداپتور به بخش سرنشین متصل می‌شود. شکل (۲) نحوه اتصال سامانه لغو پرتاب در دو فضایی آپولو و اورایون را نشان می‌دهد. در قسمت بالایی بخش اتصال فضایی‌ها به سامانه لغو پرتاب، معمولاً موتور فرار قرار می‌گیرد و در بالای موتور فرار، موتور جداساز متصل می‌شود که وظیفه این موتور، جدایش فضایی‌ها از سامانه لغو پرتاب است. بالای موتور جدایش در سامانه‌های فرار مختلف عموماً بخش پایداری و کنترل قرار دارد که این قسمت شامل بخش کانارد برای پایداری وسیله و موتور کنترلی برای کنترل سامانه لغو پرتاب به همراه فضایی‌ها می‌باشد.



شکل ۲- نحوه اتصال سامانه لغو پرتاب به فضایی‌ها در فضایی آپولو (سمت چپ) و اورایون (سمت راست)

است. یکی از مهم‌ترین پارامترها در طراحی موتور فرار، نسبت تراست موتور فرار به وزن این سامانه می‌باشد. این نسبت در حامل‌های سوخت مایع که یک محموله را در مدار قرار می‌دهند، بین ۱/۲۸ تا ۲ می‌باشد اما در سامانه لغو پرتاب با توجه به اینکه در هر لحظه می‌بایست، شتاب موتور فرار اضطراری از شتاب کل محموله بیشتر باشد، در حدود ۸ تا ۱۰ برابر شتاب گرانش می‌باشد. جدول (۲) نسبت تراست موتور فرار به وزن را در سامانه‌های فرار مختلف نشان می‌دهد. باتوجه به نسبت جرمی و نسبت تراست به وزن بدست آمده از داده‌های آماری، می‌توان جرم سامانه لغو پرتاب را با در نظر گرفتن جرم کل محموله که حامل قادر است آن را در ارتفاع مورد نظر قرار دهد، تخمین زد. از همین رو جرم و تراست تقریبی برای سامانه لغو پرتاب با توجه به سه وزن ۱، ۱/۵ و ۲ تن، در حالت بیشینه و کمینه به شرح جدول (۳) است.

جدول ۲- نسبت تراست موتور فرار به وزن در فضاییماهای مختلف

نام فضاییما	نسبت تراست به وزن
آپولو	۷/۱۶
سایوز	۱۰/۱
مرکوری	۱۲/۱
اورایون	۸/۳۳
کونوتوری	۱۰/۱
میانگین	۹/۶

جدول ۳- بیشینه و کمینه جرم و تراست سامانه فرار برای فضاییما با وزن مختلف

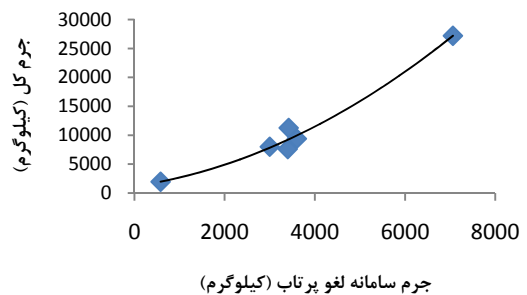
جرم فضاییما	جرم سامانه فرار کمینه (کیلوگرم)	جرم سامانه فرار بیشینه (کیلوگرم)	تراست مورد نیاز بیشینه (کیلونیوتن)	تراست مورد نیاز کمینه (کیلونیوتن)
۱ تن	۲۶۰	۴۵۰	۹۸/۹۸	۷۰/۲۳
۱/۵ تن	۳۹۰	۶۷۵	۱۴۸/۴۷	۱۰۵/۲۵
۲ تن	۵۲۰	۹۰۰	۱۹۸/۱۶۲	۱۴۰/۴۷

در سامانه لغو پرتاب، درصد بالایی از وزن متعلق به سوخت موتور فرار است. این درصد در فضاییماهای مختلف، متفاوت است. جدول (۴) نسبت وزن سوخت موتور فرار به وزن کل را در چند فضاییمای مختلف نشان می‌دهد. بر اساس آمار آورده شده، به طور میانگین، سوخت، حدود ۱۰-۱۵ درصد از کل وزن فضاییما را تشکیل می‌دهد. لذا با استفاده از رابطه زیر می‌توان وزن سوخت موتور فرار را برای سامانه لغو پرتاب تخمین زد:

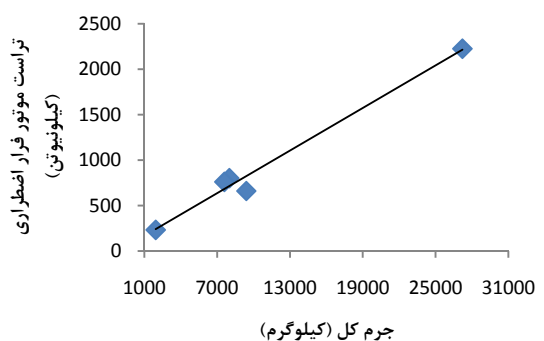
$$\text{وزن کل} \times \text{میانگین نسبت وزن سوخت به وزن کل در فضاییماهای مختلف} = \text{وزن سوخت موتور فرار}$$

از رابطه فوق، با داشتن پارامتر بدون بعد میانگین نسبت وزن سوخت به وزن کل در فضاییماهای مختلف، برای یک فضاییما

شود فضاییما و سامانه لغو پرتاب واحد ممکن سبک‌تر شود لذا در این مقاله عدد نسبت وزن فضاییما به سامانه لغو پرتاب الزاماً ۱/۷ یعنی میانگین وزن فضاییماها در نظر گرفته نشده است و عدد ۲ برای این نسبت در این فاز از طراحی لحاظ شده است. با داشتن جرم ۱۰۰۰ کیلوگرم برای فضاییمای هدف، جرم سامانه لغو پرتاب، حدود ۵۰۰ کیلوگرم تخمین زده می‌شود. همچنین برای فضاییمایی با وزن بیشتر، وزن سامانه لغو پرتاب نیز افزایش می‌یابد. روند تغییرات مشخصه‌های جرمی و تراست در فضاییماهای مختلف، در نمودار آورده شده است (شکل‌های ۳ و ۴). بر اساس شکل (۴) که جرم برحسب تراست موتور فرار در فضاییماهای مختلف را نشان می‌دهد می‌توان تراست مورد نیاز برای یک موتور فرار با جرم حدود ۲۰۰۰ کیلوگرم را در حدود ۱۵۰ کیلونیوتن برآورد نمود. در ادامه برای محاسبه تراست مورد نیاز عملیات فرار، نسبت تراست به وزن در فضاییماهای مختلف آورده می‌شود.



شکل ۳- جرم سامانه لغو پرتاب بر حسب جرم کل در فضاییماهای مختلف



شکل ۴- جرم کل بر حسب تراست موتور فرار اضطراری در فضاییماهای مختلف

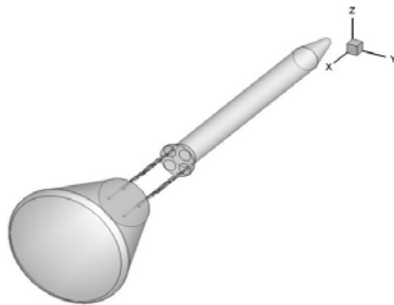
در شکل (۳) می‌توان افزایش جرم سامانه لغو پرتاب را با توجه به افزایش جرم کل مشاهده نمود. همانگونه که انتظار می‌رود جرم سامانه لغو پرتاب با افزایش جرم فضاییما افزایش می‌یابد و این افزایش روندی غیرخطی دارد. در شکل (۴) مشاهده می‌شود افزایش جرم کل با تراست موتور فرار دارای یک رابطه خطی است و مطابق انتظار افزایش جرم نیازمند تراست بالاتری برای انجام مأموریت

اضطراری، سعی شد، از داده‌های آماری، اعداد بدون بعدی تولید گردد و از اعداد بدون بعد تولید شده، قطر و طول مورد نظر برای سامانه لغو پرتاب مدنظر، استخراج گردد. به همین منظور، سه پارامتر بدون بعد نسبت قطر کوچک محموله به قطر موتور فرار، نسبت قطر بزرگ محموله به قطر موتور فرار و نسبت طول کل سامانه فرار به قطر موتور فرار اصلی برای فضاییماهای اورایون، آپولو، مرکوری و سایوز استخراج شده و از آنها میانگین گرفته شد. جدول (۵)، این داده‌ها را نشان می‌دهد:

جدول ۵- تعیین مشخصات هندسی سامانه لغو پرتاب از داده‌های آماری

نام فضاییما	نسبت قطر کوچک محموله به قطر موتور فرار	نسبت قطر بزرگ محموله به قطر موتور فرار	نسبت کل طول برج فرار به قطر موتور فرار
اورایون	۲/۶۷۱	۵/۱۷	۱۲/۰۲
آپولو	۲/۲۸۳	۵/۲۶۷	۱۳/۵۶
مرکوری	۲/۰۴۱	۵/۱۹۷	۱۰/۰۹۸
سایوز	۳/۳۳	۴/۱۸	۶/۸۶
میانگین	۲/۳۶۵	۵/۲۱	۱۱/۸۹۲

از جدول فوق، مشاهده می‌شود، داده‌های مربوط به سامانه لغو پرتاب سایوز، اختلاف قابل ملاحظه‌ای با داده سه سامانه فرار دیگر دارد، از همین رو برای انجام یک تخمین اولیه از قطر و طول، از پارامترهای مورد نظر برای سه فضاییمای دیگر، میانگین گرفته شده و در جدول فوق آورده شده است. نتایج نشان می‌دهد، برای محموله با قطر کوچک ۷۴۳ میلی‌متر و قطر بزرگ ۱۸۵۰ میلی‌متر، قطر موتور فرار پیشنهادی با توجه به قطر کوچک محموله حدود ۰/۳۱۴ متر و با توجه به عدد بدون بعد قطر بزرگ محموله، ۰/۳۳۵ متر می‌شود. همچنین با توجه به نسبت قطر به طول سامانه لغو پرتاب، طول بین ۳/۷۳۴-۳/۹۸۴ متر برآورد می‌شود. با توجه به موارد ذکر شده، طرح مفهومی سامانه لغو پرتاب فضاییمای هدف بدون جانمایی زیرسیستم‌ها، به صورت شکل (۷) می‌باشد. در این طرح، قسمت اتصال دهنده بخش سرنشین به سامانه لغو پرتاب با چهار میله نشان داده شده و نحوه اتصال طراحی دقیق نشده است.

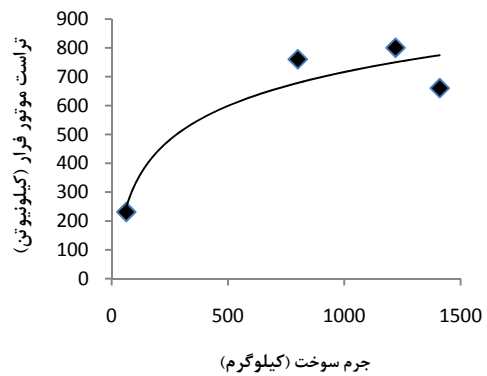


شکل ۷- طرح مفهومی اولیه سامانه لغو پرتاب طراحی شده

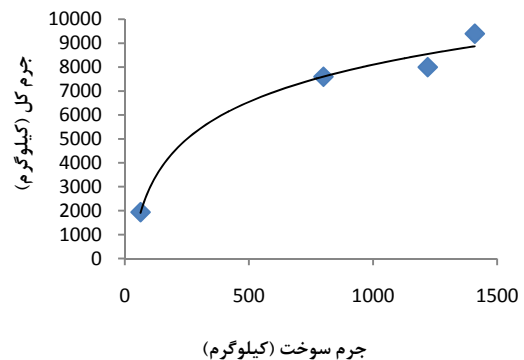
وزن کل ۱/۶ تن می‌توان وزن سوخت مورد نیاز برای موتور فرار را در حدود ۲۳۰ کیلوگرم تخمین زد. همچنین با استفاده از دو نمودار شکل (۵) و شکل (۶) می‌توان روند تغییرات وزن سوخت را بر اساس دو پارامتر تراست مورد نیاز و وزن کل مشاهده نمود.

جدول ۴- نسبت وزن سوخت موتور فرار به وزن کل در فضاییماهای مختلف

نام فضاییما	کونوتور ی	آپولو	سایوز	میانگین
وزن کل (کیلوگرم)	۸۰۰۰	۹۴۰۰	۷۶۰۰	۸۳۳۳/۳
وزن سوخت (کیلوگرم)	۱۲۲۰	۱۴۱۰	۸۰۰	۱۱۴۳/۳
نسبت وزن سوخت به وزن کل	۰/۱۵۳	۰/۱۵	۰/۱۰۵	۰/۱۳۶



شکل ۵- جرم سامانه لغو پرتاب بر حسب جرم سوخت موتور فرار



شکل ۶- جرم کل فضاییما بر حسب جرم سوخت موتور فرار

همان‌طور که در شکل‌های (۵) و (۶) مشخص است، افزایش جرم کل فضاییما و سامانه لغو پرتاب موجب می‌شود جرم سوخت بیشتری مورد نیاز باشد. همچنین مشاهده می‌شود با افزایش جرم سوخت، تراست موتور فرار نیز افزایش یابد. برای بدست آوردن ابعاد و انجام یک تخمین اولیه برای قطر و طول موتور اصلی سیستم فرار

موتور فرار سامانه لغو پرتاب

جدول ۸- فرضیات محاسبات مربوط به موتور فرار

مقدار	مشخصات
۲۰	نرخ سوزش (میلی‌متر بر ثانیه)
۳	زمان سوزش (ثانیه)
۳۳۰	قطر خارجی سوخت (میلی‌متر)
۹۰	قطر داخلی سوخت (میلی‌متر)
g۱۰	شتاب
۱۲۰۰	وزن فضاپیما به همراه سایر تجهیزات سامانه لغو پرتاب (کیلوگرم)
۳۳۰	ضربه ویژه سوخت (ثانیه)
۳۰	زاویه نصب نازل‌های موتور فرار (درجه)
۱۷۸۰	چگالی سوخت (کیلوگرم بر متر مکعب)

تخمین مشخصات موتور فرار

برای محاسبه وزن کل و وزن سوخت موتور سوخت‌جامد فرار، از رابطه بقای مومنتوم استفاده می‌شود. بر اساس این رابطه داریم [۱۴]:

$$F \Delta t = M \Delta V \quad (1)$$

که، F تراست موتور و M وزن کل فضاپیما و سامانه فرار اضطراری می‌باشد. همچنین بر اساس روابط موجود، برای موتورهای سوخت جامد، تراست موتور برابر خواهد بود با:

$$F = I_{sp} g m_p \quad (2)$$

که در معادله (۲)، m_p دبی سوخت می‌باشد که حاصل تقسیم وزن سوخت بر زمان است، لذا از ترکیب دو رابطه (۲) و (۱) داریم:

$$I_{sp} g m_p = M \Delta V \quad (3)$$

در رابطه فوق، M وزن کل فضاپیما و سامانه فرار اضطراری می‌باشد. این وزن، مجموع وزن فضاپیما، موتور فرار اضطراری و مابقی تجهیزات سامانه فرار می‌باشد. همچنین خود موتور فرار مجموع وزن سوخت جامد و سازه موتور می‌باشد که نسبت وزن سازه و سوخت در موتورهای سوخت جامد، عموماً عددی مشخص است و با توجه به کیفیت سوخت و جنس آن تعیین می‌شود، همچنین m_p وزن سوخت فضاپیما می‌باشد. به همین منظور می‌توان وزن کل را به صورت زیر نیز بیان نمود [۱۳]:

$$M = m_0 + 1.8m_p \quad (4)$$

که در رابطه (۴)، m_0 وزن فضاپیما می‌باشد. ضمن اینکه ضریب ۱/۸ که در رابطه برای وزن سوخت در نظر گرفته شده، بیانگر وزن کل موتور است. در واقع وزن کل موتور را می‌توان با ضربی از وزن سوخت نشان داد، بدین ترتیب که وزن کل برابر ۱/۶ تا ۲ برابر وزن سوخت می‌باشد. این ضریب تابعی از سطح فناوری است و با بررسی انجام شده برای کشور، این ضریب ۱/۸ در نظر گرفته شده است. همچنین با توجه به اینکه موتور فرار اضطراری در قسمت بالای ماژول سرنشین قرار می‌گیرد، با در نظر گرفتن ملاحظات ایرویدینامیکی و گرمایشی باید نازل‌های موتور فرار اضطراری با زاویه

موتور فرار وظیفه دور کردن ماژول سرنشین از حامل در صورت بروز شرایط اضطراری را بر عهده دارد. این موتور، که در بیشتر سامانه‌های لغو پرتاب از نوع سوخت جامد است، اغلب دارای چند نازل با زاویه می‌باشند. افزایش تعداد نازل‌ها و نصب آنها با زاویه نسبت به محور اصلی موتور فرار به دلیل خروج گازهای موتور سوخت جامد با زاویه می‌باشد که این مورد می‌تواند موجب جلوگیری از صدمه دیدن فضاپیما در اثر برخورد گازهای خروجی موتور با سطح آن شود. همچنین جدول (۶) و جدول (۷) برخی از مشخصات فنی موتور فرار در فضاپیماهای مختلف را نشان می‌دهد. سلول‌های خالی در دو جدول، مواردی هستند که دسترسی به آنها از مراجع معتبر ممکن نبوده است.

جدول ۶- برخی از مشخصات موتورهای فرار در فضاپیماهای مختلف

کونوتوری	آپولو	مروکوری	سایوز	اورایون	شنزو	کونوتوری
وزن کل (کیلوگرم)	۹۴۰۰	۱۹۳۵	۷۶۰۰	۲۷۲۱۶	۱۱۲۶۰	۸۰۰۰
وزن سامانه فرار (کیلوگرم)	۳۶۰۰	۵۸۰	۳۴۰۰	۷۰۶۲	۳۴۲۰	۳۰۰۰
وزن سوخت (کیلوگرم)	۱۴۱۰	-	۸۰۰	-	-	۱۲۲۰
تراست موتور فرار (کیلونیوتن)	۶۶۰	۲۳۱	۷۶۰	۲۲۲۴	-	۸۰۰
زمان سوزش (ثانیه)	۳/۲	۴/۱	۱/۶۲	۲/۴	-	۲/۳

جدول ۷- مشخصات نسبی موتورهای فرار در فضاپیماهای مختلف

نسبت تراست به وزن	آپولو	سایوز	اورایون	کونوتوری
نسبت تراست به وزن	۷/۱۶	۱۰/۱	۸/۳۳	۱۰/۱
نسبت طول به قطر	۷/۱۵	-	۴/۷	-

شرایط طراحی موتور فرار

در طراحی مفهومی، مشخصات کلی از قبیل مقدار تراست، وزن موتور و ابعاد آن می‌بایست با خطای قابل قبول تخمین زده شود لذا برای تخمین این پارامترها، به تعدادی ورودی نیاز است که این ورودی‌ها از داده‌های آماری و یا شرایط عملکرد این موتور استخراج می‌شود. نوع سوخت انتخابی برای طراحی، سوخت جامد مرکب و گرین سوخت به صورت BATES در نظر گرفته شده است. باید اشاره شود در فاز طراحی مفهومی، گرین سوخت به صورت استوانه توخالی در نظر گرفته شده و انتخاب دقیق‌تر گرین در فازهای بعد صورت خواهد پذیرفت. مهم‌ترین پارامترهای مفروض برای طراحی مفهومی موتور فرار نیز در جدول (۸) ارائه شده است.

انتخاب پیکربندی ایرودینامیکی سامانه لغو پرتاب

بطور معمول سامانه لغو پرتاب در قسمت بالای فضاپیما قرار می‌گیرد و شامل چهار بخش اصلی موتور فرار، موتور جتیسون (جداساز)، 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 تأثیر 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.

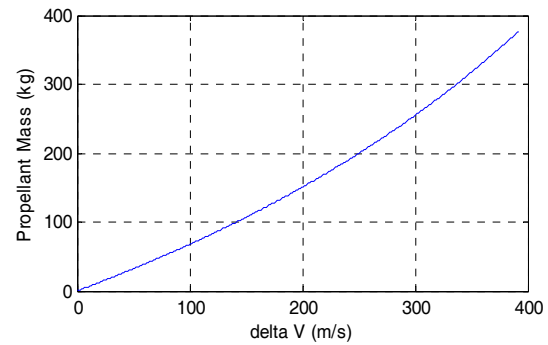
به‌طور کلی دو نوع واریانت برای پیکربندی ایرودینامیکی سامانه لغو پرتاب وجود دارد. در واریانت نخست که بیشتر در فضاپیماهای قدیمی از جمله مرکوری و آپولو مورد استفاده قرار گرفته است، برای جلوگیری از برخورد جت‌های خروجی موتور فرار، از یک سازه خرپایی به شکل برج، استفاده می‌شد. در این واریانت، نازل‌های موتور فرار در قسمت پایین موتور قرار می‌گیرد که این امر موجب تداخل جت‌های خروجی موتور با بخش حامل سرنشین می‌شود. مزیت این پیکربندی، سادگی طراحی، کاهش تداخلات با فضاپیما و افزایش ارتفاع می‌باشد. در واریانت دوم، که بیشتر در فضاپیماهای جدید از جمله اورایون، مورد استفاده قرار گرفته، به جای بهره بردن از سازه خرپایی، 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 بیرون‌زده قرار می‌گیرند. مزیت این واریانت، عدم نیاز به سازه خرپایی با طول زیاد و کاهش طول کلی سامانه لغو پرتاب می‌باشد.

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، جریان سیال روی دو پیکربندی با استفاده از یک حل‌گر تجاری تحلیل شده و نتایج مورد ارزیابی قرار گرفته است. جدول (۱۰)، مشخصات فنی اولیه برای سامانه لغو پرتاب دو واریانت را نشان می‌دهد.

نسبت به محور اصلی موتور نصب شوند لذا با در نظر گرفتن زاویه ۳۰ درجه برای نصب چهار نازل موتور فرار اضطراری، داریم:

$$m_p = \frac{m_0 \Delta V}{I_{sp} g \cos(\sigma) - 1.8 \Delta V} \quad (5)$$

بر اساس روابط فوق برای موتور با $I_{sp} = 230$ منحنی وزن سوخت بر اساس تغییر سرعت به صورت نمودار شکل (۸) خواهد بود



شکل ۸- نمودار تغییرات سرعت بر اساس وزن سوخت

تخمین‌های اولیه از داده‌های آماری، نشان می‌دهد قطر موتور فرار حدود ۳۱۴-۳۳۵ میلی‌متر خواهد بود. در این فاز برای تخمین ابعاد موتور فرار، با توجه به داشتن وزن سوخت، ابعاد تقریبی برای موتور فرار تخمین زده خواهد شد. سوخت انتخابی، دارای قطر بیرونی ۳۱۰ میلی‌متر و قطر داخلی ۹۰ میلی‌متر می‌باشد چگالی سوخت‌های مرکب به طور معمول در حدود ۱۷۸۰ کیلوگرم بر متر مکعب می‌باشد. با توجه به اینکه محفظه سوزش سوخت موتورهای سوخت جامد به صورت یک استوانه می‌باشد، برای محاسبه طول سوخت با توجه به گرین در نظر گرفته شده، می‌توان از رابطه زیر استفاده نمود:

$$m_p = \rho V = \frac{\pi}{4} (d_2^2 - d_1^2) H \quad (6)$$

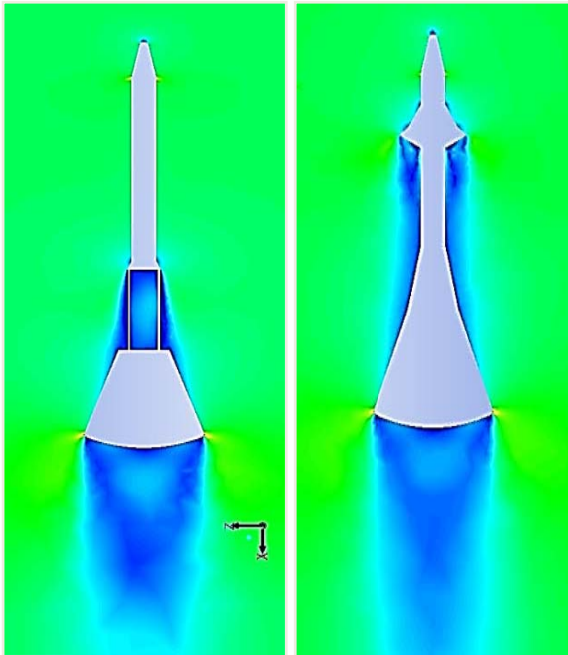
از رابطه (۶)، با توجه به داشتن تمامی پارامترهای موجود، طول گرین سوخت ۱/۷۵۸ متر محاسبه می‌شود. همچنین از رابطه ۲، تراست کل موتور فرار، ۱۶۱۵۰۰ نیوتن معادل ۱۵/۱۵ تن تراست تخمین زده می‌شود. جدول (۹)، مشخصات موتور فرار طراحی شده را نشان می‌دهد.

جدول ۹- مشخصات موتور فرار طراحی شده

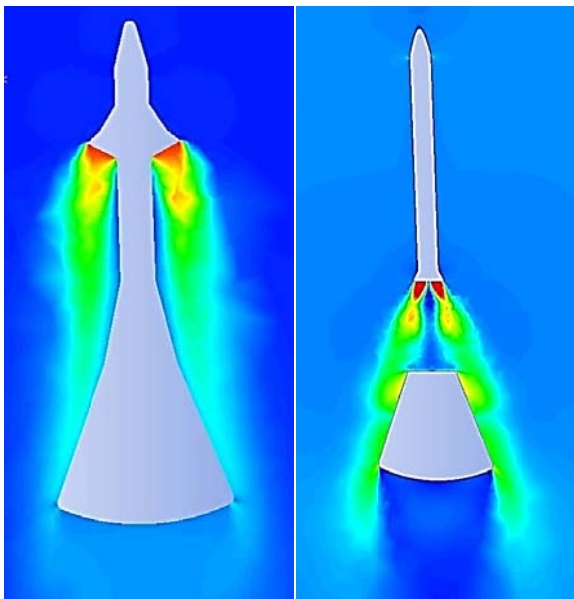
مقدار	مشخصات
۲۹۴	تغییر سرعت (متر بر ثانیه)
۲۴۷/۹۵	وزن سوخت محاسبه شده (کیلوگرم)
۴۴۶/۳	وزن کل موتور (کیلوگرم)
۱۶۱۵۰۰	تراست موتور (نیوتن)
۱/۷۵۸۶	طول گرین (متر)

جدول ۱۰- مشخصات فنی دو واریانت منتخب

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



شکل ۹- مقایسه کانتور عدد ماخ حول دو واریانت در ماخ ۰/۸۵



شکل ۱۰- مقایسه کانتور دما حول دو واریانت در حالت موتور روشن

جدول ۱۱- مشخصات واریانت‌های طراحی سامانه لغو پرتاب

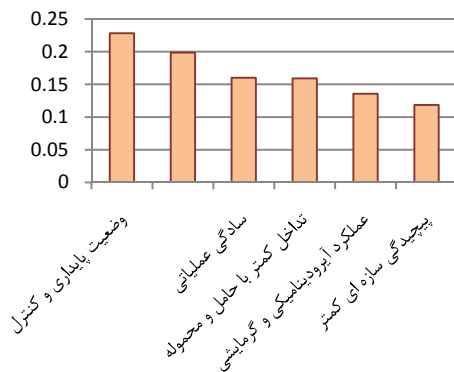
شماره واریانت	۱	۲	۳	۴	۵	۶
موتور کنترل پیچ	√	√	√	√	√	√
کانارد (سطوح ایرودینامیکی)	√	X	√	X	√	X
محل قرارگیری نازل‌ها نسبت به موتور فرار	پایین	پایین	بالا	بالا	پایین	پایین
نحوه اتصال به مازول سرنشین	خرپا	خرپا	آداپتور	کاور	کاور	اتصال داخلی
نوع موتور فرار	کشنده	کشنده	کشنده	کشنده	فشارنده	فشارنده
سوخت موتور فرار	جامد	جامد	جامد	جامد	جامد	مایع

با توجه به مشخصات اولیه پیکره‌بندی و الزامات مأموریت، شبیه‌سازی عددی حول دو واریانت مورد نظر در دو حالت موتور روشن و خاموش برای انتخاب پیکره‌بندی ایرودینامیکی انجام شده است. شکل (۹) مقایسه جریان حول دو پیکره‌بندی در حالت موتور خاموش را نشان می‌دهد. در این شکل مشاهده می‌شود در پیکره‌بندی دارای سازه خرپایی (شکل چپ) با توجه به فضای خالی موتور فرار تا بخش سرنشین، الگوی جریان سیال سبب افزایش نیروی پسا می‌شود. این امر در پیکره‌بندی دارای آداپتور (شکل سمت راست) به دلیل یکنواختی سطح بیرونی دیده نمی‌شود. هرچند بیرون‌زدگی نازل‌ها نیز سبب افزایش پسا و برهم خوردن رفتار جریان می‌شود.

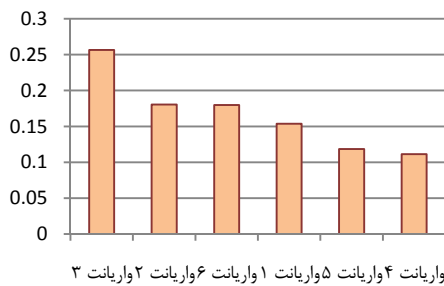
در حالت موتور روشن نیز رفتار جریان سیال بر روی دو واریانت انتخابی بررسی شده است (شکل ۱۰). نتایج بررسی نشان می‌دهد به رغم نصب نازل‌ها با زاویه ۳۰ درجه، جت‌های خروجی موتور در واریانت دارای سازه خرپایی (شکل ۱۰ راست) با بخش سرنشین دارای تداخل است و ممکن است به بخش سرنشین آسیب وارد نماید.

به‌طور کلی با توجه به بررسی انجام شده و تحلیل جریان سیال بر روی دو واریانت مختلف در حالت‌های موتور روشن و موتور خاموش، پیکره دارای آداپتور با نازل‌های قرارگرفته در قسمت بالای موتور فرار، انتخاب مناسب‌تری برای پیکره‌بندی ایرودینامیکی وسیله است.

پس از تعیین مشخصات اولیه و طرح مفهومی سامانه لغو پرتاب، در این بخش، نحوه چیدمانی و پیکره‌بندی کلی سامانه لغو پرتاب با توجه به طرح‌های موجود انتخاب خواهد شد. انتخاب پیکره‌بندی سامانه لغو پرتاب تابع چندین شرایط مختلف از جمله وضعیت قرارگیری نازل نسبت به موتور فرار، وجود/عدم وجود برج فرار (سازه خرپایی/شکل)، وجود/عدم وجود سامانه کنترلی، نوع موتور و سوخت موتور فرار می‌باشد. در این قسمت، تمامی واریانت‌های موجود برای سامانه لغو پرتاب در نظر گرفته شده و با در نظر گرفتن شش پارامتر موثر در طراحی، تحلیل سلسله مراتبی انجام شده و واریانت مورد نظر انتخاب می‌گردد. جدول (۱۱) شش واریانت مورد نظر برای طراحی سامانه لغو پرتاب فضایی هدف را نشان می‌دهد.

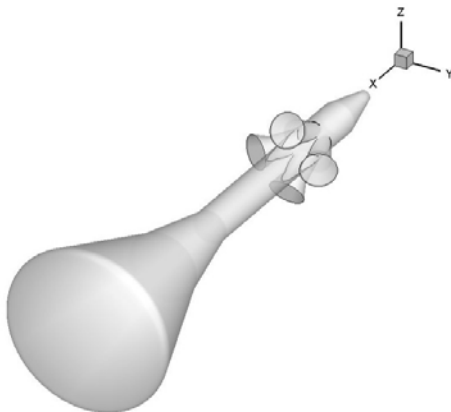


شکل ۱۱- اهمیت پارامترها در طراحی از نظر کارشناسان



واریانت ۴ واریانت ۵ واریانت ۱ واریانت ۶ واریانت ۲ واریانت ۳

شکل ۱۲- نتیجه تحلیل سلسله مراتبی



شکل ۱۳- مدل شماتیک بدست آمده در پایان طراحی مفهومی

جدول ۱۲- مشخصات سامانه لغو پرتاب طراحی شده

پارامتر	مقدار
وزن کل (Kg)	$600 \pm 20 \%$
شتاب	$10 \text{ g} \pm 20 \%$
قطر (mm)	$340 \pm 20 \%$
طول (mm)	$4000 \pm 20 \%$
زمان سوزش موتور فرار (sec)	3 ± 1
تراست موتور فرار (KN)	$147115 \pm 20 \%$
تعداد نازلها	4
زاویه نازلها نسبت به خط مرکزی (deg)	30 ± 5
حداقل ارتفاع اوج در فرار اضطراری (m)	1000
برد افقی (m)	2000 ± 1000

این واریانت‌های تعیین شده، با در نظر گرفته شدن ۶ پارامتر وضعیت پایداری و کنترل، قابلیت توسعه با سطح فناوری موجود، سادگی عملیاتی، تداخل کمتر با حامل و فضاپیما، عملکرد آیرودینامیکی و گرمایی بهتر و پیچیدگی سازه‌ای کمتر، توسط روش تحلیل سلسله مراتبی، مقایسه شده و واریانت مورد نظر انتخاب شده است. این روش بر پایه نظرات کارشناسان و اعضای هیئت علمی پژوهشگاه هوافضا انجام شده و در نهایت نتایج به دست آمده مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. همچنین معیارهای تصمیم‌گیری نیز در این روش مورد ارزیابی قرار گرفته و اهمیت هر یک در انتخاب واریانت برگزیده مشخص شده است. بر اساس این تحلیل، دو پارامتر پایداری و کنترل و قابلیت توسعه با سطح فناوری موجود، از اهمیت بالاتری نسبت به سایر پارامترها برخوردار هستند (شکل ۱۱). همچنین شکل (۱۲) نشان می‌دهد، واریانت ۳، بیشترین امتیاز را کسب نموده و به عنوان واریانت برتر، انتخاب می‌گردد و پس از آن، واریانت ۲ به عنوان گزینه جایگزین انتخاب می‌شود. ستون عمودی شکل (۱۲) گویای نتیجه کمی شده تحلیل سلسله مراتبی است که از پردازش نظرات اعضای هیات علمی، کارشناسان پژوهشی و خبرگان این حوزه به دست آمده است. در واقع این ستون مقایسه کمی بین واریانت‌های مختلف بر اساس شاخص‌های تعیین شده می‌باشد. شایان ذکر است برای ارزیابی برخی از معیارها از جمله، عملکرد آیرودینامیکی و گرمایی و وضعیت پایداری، چندین شبیه‌سازی انجام شده و نظرات مدنظر برپایه شبیه‌سازی می‌باشد. پیکره‌بندی‌های متعددی برای سامانه لغو پرتاب فضایی سرنشین‌دار وجود دارد که همگی آنها تابعی از چیدمان کلی زیرسیستم‌ها و جانمایی آنها می‌باشد. همچنین محل قرارگیری نازل موتور فرار نسبت به موتور، از موارد دیگری است که با توجه به جت‌های خروجی موتور و اثرات تداخلی آن با فضاپیما، می‌بایست مورد توجه قرار گیرد.

با توجه به تحلیل سلسله مراتبی انجام شده، واریانت مورد نظر برای سامانه لغو پرتاب، انتخاب شده است. شکل (۱۳)، تصویر شماتیک این واریانت را نشان می‌دهد که با توجه به مشخصات تخمین زده شده در بخش آماری و پیکره‌بندی بدست آمده از تحلیل سلسله مراتبی، طراحی شده است. پیکره‌بندی انتخاب شده نشان می‌دهد، نازل‌های موتور فرار در قسمت بالای مجموعه قرار گرفته که بیانگر اهمیت کنترل جریان جت‌های خروجی موتور فرار می‌باشد. همچنین استفاده از نازل‌ها در بالای موتور فرار موجب عدم نیاز به سازه خرپایی و کاهش ارتفاع سامانه لغو پرتاب می‌شود که این نیز موجب سهولت عملیات پرتاب می‌شود.

شده تحلیلی مقایسه شد. با توجه به اجزای مختلف و چیدمانی‌های متنوع، واریانتهای طراحی مختلفی پیش روی تیم طراحی قرار می‌گیرد. در تحقیق حاضر واریانتهای طراحی با در نظر گرفتن ۶ شاخص پراهمیت دسته‌بندی گردید و شبیه‌سازی‌های مختلفی بر روی این واریانتهای انجام شد. برای انتخاب پیکربندی سامانه لغو پرتاب، با توجه به شاخص‌های مختلف تاثیرگذار بر روی طراحی سامانه، یک تحلیل سلسله مراتبی با توجه به نظرات کارشناسان خبره در حوزه مربوطه انجام شد که نتایج این تحلیل سلسله مراتبی، انتخاب سامانه لغو پرتاب با نازل‌های قرار گرفته در قسمت بالای موتور فرار می‌باشد. این نتایج همچنین با تحلیل عددی جریان سیال حول واریانتهای مختلف سامانه لغو پرتاب مورد بررسی قرار گرفت. طرح نهایی ضمن کاهش اثرات مخرب گازهای خروجی موتور، نیاز به استفاده از برج فرار (سازه خریایی) را از بین برده و سبب می‌شود طول سامانه لغو پرتاب کم شود. همچنین انتخاب این واریانت پیچیدگی سازه‌ای مربوط به سامانه لغو پرتاب را نیز کاهش می‌دهد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد طرح نهایی دارای دقت مناسبی برای فاز طراحی مفهومی می‌باشد.

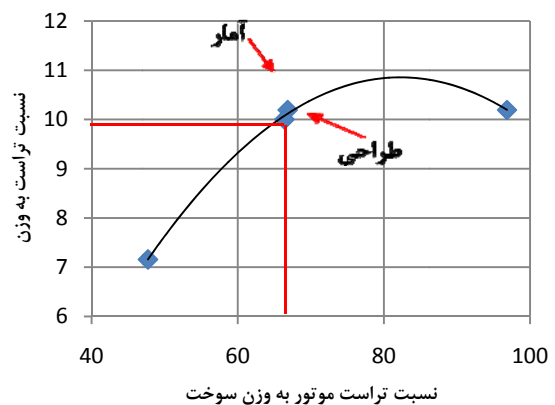
تشکر و قدردانی

نگارندگان بدین‌وسیله مراتب تشکر و قدردانی خود را از مدیریت محترم پژوهشگاه هوافضا و کلیه همکارانی که با نظرات خود به پیشبرد این تحقیق کمک نمودند، اعلام می‌دارند.

مراجع

- [1] Farsi, M.A., Karimi, N. and Mohammadi Amin, M., "Conceptual Design of Launch Abort System of a Manned Spacecraft in Sub-orbital Mission", 14th International Conference of the Iranian Aerospace Association, 2015 (in Persian).
- [2] Moseley, W.C. and Owen, F.E., Aerodynamic Characteristics Determined during Development of The Apollo Launch Escape Vehicle Configurations, NASA Technical Report 5208, June 1969.
- [3] B.L. Berrier, O.C. Pendergraft, Transonic Aerodynamic Characteristics of Powered Models of Several Apollo Launch-escape Vehicle Configurations, NASA Technical Report 4843, October 1968.
- [4] Lee, B.J., Qualification Evaluation of the Tower Jettison Motor for the Apollo Spacecraft Program Launch Escape System, NASA TN D-6295, 1971.
- [5] Townsend, N.A., Apollo Experience Report Launch Escape Propulsion Subsystem, NASA TN D-7083, National Aeronautics and Space Administration Washington, D. C. March 1973.
- [6] Imada, T., Ito, M. and Takata, S., "Preliminary Study for Manned Spacecraft with Escape System and H-IIB

جدول (۱۲) مشخصات نهایی سامانه لغو پرتاب طراحی شده را نشان می‌دهد. به منظور صحت‌سنجی طراحی آماری صورت گرفته، یک مدل تحلیلی برای طراحی مشخصات موتور لحاظ شده است. در این مدل با محاسبه دو پارامتر وزن سوخت و تراست موتور، نمودار نسبت تراست به وزن کل بر حسب تراست به وزن سوخت برای سامانه لغو پرتاب طراحی شده، ارائه شده است (شکل ۱۴). در این نمودار مشاهده می‌شود طراحی انجام شده با مدل تحلیلی تطابق مناسبی با داده‌های آماری دارد که این امر گویای صحت طراحی صورت گرفته است.



شکل ۱۴- مقایسه طراحی انجام شده با داده‌های آماری

لازم به توضیح است در مقاله حاضر تلاش شد از اعداد و داده‌های آماری چارچوبی برای تخمین و طراحی سامانه لغو پرتاب ایجاد شود. در این چارچوب با ایجاد اعداد بدون بعد، از آنها به عنوان ابزار محاسباتی استفاده شده است. علاوه بر روش آماری، از داده‌های محاسبات تحلیلی نیز برای اثبات صحت طراحی بهره برده شده است. از روش تحلیل سلسله مراتبی به عنوان ابزار تصمیم‌سازی استفاده شده است اما برای انتخاب راحت‌تر از ابزار شبیه‌سازی عددی برای بررسی رفتار جریان در واریانتهای مختلف بهره برده شده است. این امر خطای انسانی روش تحلیل سلسله مراتبی را نیز پایین می‌آورد.

جمع بندی

در مراحل اولیه پروژه‌های هوافضا، انتخاب روشی که نیازمند ورودی‌ها و فرضیات کمتری باشد می‌تواند زمان طراحی را کاهش داده و دقت آن را افزایش دهد. طراحی آماری یکی از روش‌هایی است که می‌تواند با ایجاد یک چارچوب از داده‌ها کمک شایانی به بهبود فرآیند طراحی کند. در این تحقیق، با استفاده از داده‌های آماری و تولید پارامترهای بدون بعد، طراحی سامانه لغو پرتاب یک فضایی‌ساز سرنشین‌دار انجام شد و نتایج آن با یک مدل خطی‌سازی

- Aerodynamic Analyses, 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference 27 - 30 June 2011, Honolulu, Hawaii, AIAA 2011-3163.
- [11] Wang, Y., Ozawa, H., Koyama, H. and Nakamura, Y., "Simulation of Supersonic Stage Separation of Capsule-Shaped Abort System by Aerodynamic Interaction," 20th AIAA Computational Fluid Dynamics.
- [12] Glibert, M.G., The Max Launch Abort System – Concept, Flight Test, and Evolution, Space Safety is No Accident, 2015, pp 343-352.
- [13] Humble, R. and Henry, G., "Space Propulsion Analysis and Design", ISBN-13:978-0070313200, 1995.
- [14] Naseh, H., Karimi, N., M.A. Farsi and Nasiri, E., "Conceptual Design of Space Rocket for Launch Abort System of a Manned Spacecraft," 14th International Conference of the Iranian Aerospace Association, 2015 (in Persian).
- Rocket," Trans. JSASS Space Tech., Vol. 7, No. ists 26, 2009, pp. Tg_35-Tg_44.
- [7] Litton, D., Winski, R., Keefe, S.O. and Davidson, J., "Design of Launch Abort System Thrust Profile and Concept of Operations", AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, 2008.
- [8] Schaible, D.M. and Yuchnovicz, D.E., Testing Strategies and Methodologies for the Max Launch Abort System, 26th Aerospace Testing Seminar, March 2011.
- [9] Chan, D.T. and Walker, E.L., "Modeling Powered Aerodynamics for the Orion Launch Abort Vehicle Aerodynamic Database" American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [10] Childs, R.E., Garcia, J.A., Melton, J.E., Rogers, S.E., Shestopalov, A.J. and Vicker, D.J., Overflow Simulation Guidelines for Orion Launch Abort Vehicle