JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 9/ No. 4/ 2016

Space Launch System Family Technology Development Model from Propulsion Aspect with Cost Approach

H. Naseh[1*]

1. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology Iran

*Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN

hnaseh@ari.ac.ir

The major purpose of this paper is to present Space Launch System (SLS) family technology development from propulsion system aspect. Thus, the models of cost estimation for two types of propulsion systems (cryogenic and semi-cryogenic) are derived based on the statistical method and are then compared with each other. The SLS family modernization model includes five main steps:(1) SLS family propulsion system mass and energetic calculations; (2) Cost estimation and analysis; (3) Sensitivity analysis of propellant volume tanks; (4) Sensitivity analysis of propulsion system performance based on cost; (5) mass, energetic and cost calculations of cryogenic and semi-cryogenic propulsion systems. Finally, the results of the modernization methodology execution are verified by an existing propulsion system.

Keywords: Technology development, Propulsion system, Cryogenic, Semi-cryogenic, Cost approach

1 . Assistant Professor (Corresponding Author)

Received: 2017.03.15 ,Accepted: 2017.05.24

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۹ / شمارهٔ ۴/ زمستان ۱۳۹۵
ص. ص. ۱۲- ۱

مدل توسعهٔ فناوری خانوادهٔ حامل فضایی از منظر سامانهٔ پیشرانش با رویکرد هزینه

حسن ناصح[۱]

پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*تهران، صندوق پستی ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱۱

hnaseh@ari.ac.ir

هدف از این مقاله، ارائهٔ مدل توسعهٔ فناوری خانوادهٔ حامل فضایی از منظر سامانهٔ پیشرانش است. بنابراین در این مقاله، مدل تخمین و محاسبهٔ هزینه توسعه دو نوع فناوری سامانهٔ پیشرانش سرمازا و نیمه‌سرمازا با استفاده از پردازش آماری توسعه داده شده و با یکدیگر مقایسه می‌شوند. این مدل، دارای پنج گام اصلی است که عبارتند از، محاسبات جرمی‌انرژتیک سامانهٔ پیشرانش خانوادهٔ حامل فضایی؛ تحلیل و آنالیز هزینه؛ آنالیز حساسیت حجم مخزن پیشران؛ آنالیز حساسیت کارآیی سامانهٔ پیشرانش نسبت به هزینه؛ محاسبات جرمی- انرژتیک و هزینه‌ای سامانه‌های پیشرانش سرمازا و نیمه‌سرمازا. در نهایت ارزیابی نتایج حاصل از اجرای مدل با استفاده از مقادیر یک نمونه سامانهٔ پیشرانش موجود صورت پذیرفته است.

واژه‌های کلیدی: توسعهٔ فناوری، سامانهٔ پیشرانش، سرمازا، نیمه سرمازا، رویکرد هزینه

علائم و اختصارات

فاکتور یکپارچه‌سازی حامل	F_{IT}
بار اضافی برای مدیریت پروژه و مهندسی سیستم	$F_{M\&E}$
فاکتور پیچیدگی برای مواد مصرفی	f_1
فاکتور تصحیح برای سازه‌های حامل	f_2
ضریب تصحیح که وابسته به پیچیدگی مونتاژ	f_3
ضریب یادگیری که وابسته به تعداد تولید سری	f_4
ضریب پیچیدگی توسعه فناوری	f_{1e}
ضریب مربوط به سطح قابلیت اطمینان مورد نیاز	f_{2e}
ضریب مربوط به تخصص و تجربه تیم توسعه موتور	f_{3e}
ضریب تصحیح برای یکپارچه‌سازی مراحل	K_F
ضریب تصحیح برای چند بار مصرف بودن	K_W
جرم زیرسامانه سازه و یا جرم مونتاژی یک موتور	m
تعداد مراحل	n
مجموع مراحل	Σ

مقدمه

همزمان با به‌وجود آمدن تولیدات با فناوری پیچیده و هزینه‌بر، مسئلهٔ توسعهٔ فناوری آنها به‌وجود آمد. تعریف توسعهٔ فناوری عبارت است از: مدیریت یا تحقق فناوری برای ارتقا و بهبود فناوری با هزینهٔ مشخص برای کاهش هزینه‌های پرتاب. بنابراین اینگونه می‌توان بیان کرد، هدف از انجام مدرن‌سازی یا اصلاحات، ارتقای سیستمی سامانه‌های فضایی برای بهبود قابلیت‌های حامل فضایی (تراست، ضربه ویژه، قابلیت اطمینان و ...) با درنظرگرفتن هزینه و کارآیی. به‌همین دلیل توسعهٔ فناوری با صرفه‌جویی ارتباط نزدیک دارد که به نوبهٔ خود باعث کاهش زمان تولیدات صنعتی با فناوری بالاتر و همچنین تأمین

۱. دکتری (نویسنده مخاطب)

دریافت مقاله:۲۵ /۹۵/۱۲، تأیید مقاله ۱۳۹۶/۰۳/۰۳

کارآیی مورد نیاز برای این تولیدات در شرایط غیرقابل پیش‌بینی است. ضمن بررسی فرآیند توسعهٔ فناوری باید به مسئلهٔ توسعهٔ فناوری توجه خاص کرد. تجربهٔ به‌دست آمده و پشت سرگذاشتن مشکلات فناوری‌های نوین همگی قائل براین هستند که مسئلهٔ صرفه‌جویی در استفاده از فناوری، برنامه‌ریزی توسعهٔ فناوری و ارتقای نمونه‌های تولیدی اهمیت خاصی دارد.

چالش اصلی در صنایع فضایی، مسئلهٔ کاهش هزینه‌ها (به‌صرفه‌تر ساختار مجموعهٔ حامل)، مسئلهٔ ارتقا و افزایش زمان کاردهی تولیدات صنعتی با استفاده از توسعهٔ فناوری است. توسعهٔ فناوری تابعی از علت‌های داخلی و خارجی است. مسائل نقل و انتقال جدید علت اصلی طراحی تجهیزات و سامانه‌های جدید است. براساس فناوری جدید ارتقای تولیدات صنعتی با هدف توسعهٔ کاربرد آنها شکل می‌گیرد. مثال بسیار خوب توسعهٔ فناوری در سامانه‌های حامل فضایی (ولی متأسفانه ناموفق)، می‌توان به شاتل فضایی اشاره کرد. در ادامه به پیشینهٔ پژوهش در این حوزه پرداخته خواهد شد.

پیشینهٔ تحقیقات

از اوایل سال ۲۰۰۰ میلادی، ناسا و وزارت دفاع ایالات متحده تصمیم گرفتند تا ضمن داشتن حامل‌های فضایی یکبار مصرف توسعه‌یافته، از این حامل‌ها برای پرتاب‌های عملیاتی و نیازهای جاری ناوگان حمل و نقل فضایی خود استفاده و برنامه‌های جدید حامل‌های فضایی را برای اکتشافات سرنشین‌دار ماه و مریخ متمرکز کنند. بنابراین توسعهٔ برنامه‌های جدید، نیازمند مدل‌های پارامتریک تخمین هزینه و کارآیی است که به‌وسیلهٔ آن بتوان تمامی‌حامل‌های فضایی بالقوه را ارزیابی کرد. بنابراین با این مدل می‌توان به صرفه‌ترین طرح را انتخاب کرد [۱].

در سال‌های اخیر، در الگوی طراحی و توسعهٔ حامل‌های فضایی تغییری به‌وجود آمده است [۲]. در این سال‌ها اکتشافات فضایی، اثبات ظرفیت‌های فناورانه برای دست‌یابی به فضا و همچنین دست‌یابی مطالعات سراسری زمین، انگیزهٔ پشت پردهٔ طراحی محسوب می‌شد. بنابراین در توسعهٔ حامل فضایی، توجه کمتری بر دست‌یابی به غرور و اعتبار ملی شده و بیشتر بر رقابت‌های بین‌المللی در پرتاب ماهواره‌ها و تجاری‌سازی این حوزه تمرکز شده است. درحال حاضر، هزینه، محرک اصلی توسعهٔ حامل‌های فضایی (به جای پیشرفت فناوری) محسوب می‌شود. بنابراین درصورتی موفقیت حامل فضایی با فناوری پیشرفتهٔ جدید تضمین می‌شود که صرفه اقتصادی در به‌کارگیری حامل درنظرگرفته شده باشد. همچنین حامل‌های مناسب برای پرتاب محموله‌های بدون سرنشین، حامل‌های فضایی یکبار مصرف چندمرحله‌ای هستند [۳-۱۱]. شایان ذکر است، مطالعات بسیار زیادی در خصوص حامل‌های چندبار مصرف شده است. طرح اولیهٔ شاتل فضایی برعکس طرح عملیاتی آن (جزئی چند بار مصرف)، کاملاً چندبار مصرف بود. اخیراً بسیاری از طرح‌های چندبار مصرف (همانند ایکس-۳۳) به‌دلیل هزینه‌های بسیار زیاد نشأت گرفته از مشکلات فنی، کنار گذاشته شد [۱].

در دسامبر ۱۹۹۳، توماس مورمان[2] در آمریکا، به‌منظور توسعه و ترسیم انتخاب‌های فناوری‌های موجود برای نقشهٔ راه و تعیین نقاط کنترلی برای توسعهٔ فناوری توانمندی‌های حامل‌های فضایی به‌عنوان رئیس هیئت مطالعات توسعهٔ فناوری انتخاب شد. هدف اصلی این مطالعه، بررسی تمامی زیرسیستم‌های حامل‌های فضایی، داده‌های آماری و در نهایت اتفاق آرای آژانس‌های دولتی در حد امکان بود [۱۲].

در همین سال، متویف[3] در روسیه نیز، کتابی با عنوان «توسعهٔ فناوری مجموعه و ارتقای سامانه‌های موشکی از دیدگاه فرآیند توسعهٔ فناوری» به چاپ رساند [۱۳].

از سال ۱۹۹۵ به بعد، تحقیقات توسعهٔ فناوری به‌طور جدی وارد محافل علمی شده و از یک بحث تصمیم‌گیری دولتی و صنعتی کلان به موضوع تحقیق و متدلوژی‌های توسعه در حوزهٔ طراحی سیستمی تبدیل شده است. مقالات زیادی در این زمینه به چاپ رسیده که در ادامه به آنها پرداخته خواهد شد.

در مرجع [۱۴]، نحوهٔ کاهش هزینهٔ پرتاب از حامل فضایی چند مرحله‌ای یک‌بار مصرف به یک مرحله‌ای یا دو مرحله‌ای دوبار مصرف بیان شده است. استدلال نویسنده به این صورت بوده است که با توجه به اینکه کمتر از ۳۰ درصد هزینهٔ کل یک حامل فضایی یک بار مصرف مربوط به سوخت است و درصورتی‌که حامل فضایی کاملاً چندبار مصرف باشد، می‌توان ۵۰ درصد هزینهٔ سخت‌افزاری حامل فضایی را کاهش داد و یک حامل فضایی کاملاً چند بار مصرف تا ۳۰ درصد هزینهٔ پرتاب را کاهش خواهد داد. ولی چنانچه ذکر شد، برای ناسا ساخت حامل فضایی کاملاً چندبار مصرف به‌دلیل کسری بودجه امکان‌پذیر نبود و هزینهٔ عملیات بسیار افزایش یافت.

مرجع [۱۵]، به ارزیابی موتورهای سوخت مایع موجود (موتور اصلی شاتل و موتور اِف-۱ در مرحلهٔ اول ساترن ۵) پرداخته و نحوهٔ اصلاح موتورهای موجود برای دست‌یابی به حامل‌های فضایی نسل آینده را بیان می‌کند. این مرجع، ۵ فاکتور انتخاب و اصلاح موتور یعنی کارآیی، عملیاتی، قابلیت استفادهٔ مجدد، قابلیت اطمینان و قابلیت ساخت و تولید را معرفی می‌کند.

در مرجع [۱۶]، مطالعهٔ دستیابی به فضا[4] با هزینه بسیار پایین‌تر برای حامل‌های فضایی آینده ناسا ارائه شده است. همچنین در این

2. Thomas Moorman
3. Matveev
4. Access To Space (ATS)

مقاله به بهبود قابلیت اطمینان و ایمنی خدمه و به صورت متمرکز کاهش هزینه پرداخته شده است.

در مرجع [۱۷]، روشی برای سرمایه‌گذاری فناوری موجود و بسط آن برای سیستم‌های حمل و نقل پیشرفته بیان کرده است. در این مرجع ضمن شناسایی فناوری کوتاه و ارزیابی و انتخاب آن به روش‌های تصمیم‌گیری پرداخته و از روش فرآیند سلسله مراتبی که در بخش قبل گفته شد برای تصمیم‌گیری استفاده می‌کند.

در مرجع [۱۸]، روند توسعه و بهبود نازل موتور جامد آریان ۵ برای ارتقای قابلیت‌های این حامل فضایی ارائه شده است. سطح انجام توسعهٔ فناوری در این مرجع، توسعهٔ فناوری در سطح مؤلفه (بهبود نازل) است.

در این پژوهش، با توجه به بررسی مراجع مختلف و پژوهش در مراجع ذکر شده، مدل توسعهٔ فناوری برای توسعهٔ خانوادهٔ حامل‌های فضایی از منظر سامانهٔ پیشرانش بیان شده‌است. برای اجرای مدل، از تحقیقات قبلی در حوزهٔ توسعهٔ مدل‌های طراحی [۱۹ و ۲۰] و نرم‌افزارهای طراحی حامل فضایی [۲۱ و ۲۲] و نیز روش‌های طراحی زیرسامانهٔ پیشرانش حامل فضایی [۲۳ و ۲۴] استفاده شده است.

در نهایت، اجرای روش توسعهٔ فناوری، ویرایش‌های مختلف خانوادهٔ حامل فضایی را از منظر سامانهٔ پیشرانش (سرمازا/ نیمه‌سرمازا) در اختیار کاربر قرار می‌دهد. برای این منظور در این مقاله، ابتدا سطوح اجرای توسعهٔ فناوری، روندنمای توسعهٔ فناوری در سامانهٔ حامل فضایی و نهایتاً ارزیابی و جمع‌بندی پرداخته می‌شود.

سطح انجام توسعهٔ فناوری و نمونه‌ای از توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش

در بخش مقدمه، ضرورت و اهمیت پرداختن به توسعهٔ فناوری مورد بررسی قرار گرفت و پیشینهٔ پژوهشی صورت پذیرفته در این حوزه بیان شد. برای توضیح مراحل اجرای توسعهٔ فناوری لازم است، ابتدا سطوح توسعهٔ فناوری معرفی شود. چنانچه در شکل (۱) انجام توسعهٔ فناوری در صنایع فضایی در دو سطح سامانه و زیرسامانه امکان‌پذیر است. توسعهٔ فناوری در سطح سامانه، به ایستگاه زمینی، سکوی پرتاب و حامل فضایی معطوف می‌شود و در سطح زیرسامانه به زیرسامانه‌های المان‌های سامانه پرداخته می‌شود، مثلاً در سطح زیرسامانه‌های حامل فضایی، توسعهٔ فناوری برای هر یک از زیرسامانه‌های پیشرانش (موتور)، سازه، جدایش، کنترل و ناوبری و ... قابل انجام است.

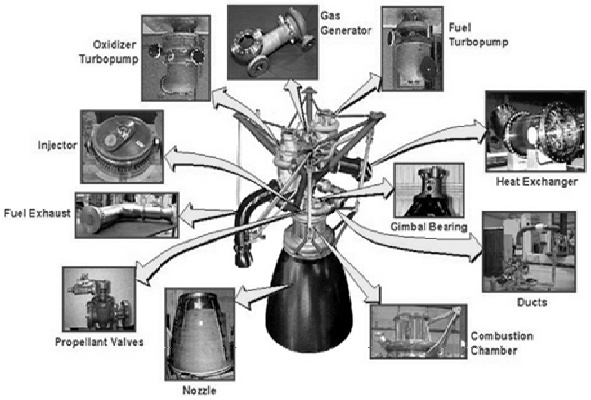
در این مقاله، انجام توسعهٔ فناوری در سطح سامانهٔ پیشرانش مورد بررسی و تحقیق قرار گرفته است. یکی از مؤثرترین زیرسامانه‌ها در حامل‌های فضایی از نظر ایجاد قابلیت و کارآیی و نیز کاهش هزینه، سامانهٔ پیشرانش است. بنابراین توسعهٔ سامانه‌های پیشرانش حامل‌های فضایی و دست‌یابی به فناوری‌های بالا در کاهش هزینه‌های پرتاب نقش اساسی ایفا می‌کند. دو رویکرد اساسی در توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش وجود دارد. رویکرد اول: گام کوتاه توسعهٔ فناوری است که به ارتقای المان‌هایی نظیر ارتقای سطح فناوری پاشش (انژکتور)، خنک‌کاری و سامانهٔ توربوپمپ و ... در یک موتور خاص منجر می‌شود (شکل ۲) و رویکرد دوم: ارتقای سطح فناوری نظیر ارتقای سطح فناوری سوخت و اکسیدکننده (کرایوژنیک)، نوع سیکل سامانه و نهایتاً تغییر شمایل کامل سامانهٔ پیشرانش است.

اصل اساسی در توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش حامل فضایی (با نگاه به هزینه و کارآیی)، دست‌یابی به یک فناوری واحد سامانهٔ پیشرانش برای به‌کارگیری در خانوادهٔ حامل فضایی است. به عبارت دیگر، سامانهٔ پیشرانش بتواند در مراحل مختلف حامل فضایی از کلاس سبک تا متوسط و حتی‌الامکان سنگین به‌کارگرفته شود. در ادامه، برای بررسی بیشتر موضوع، نگاهی به توسعهٔ فناوری و سیر توسعهٔ فناوری‌های سامانهٔ پیشرانش موتور اصلی شاتل فضایی مطرح دنیا داشته تا با ارائهٔ مدل ریاضی پیش‌بینی هزینه و پارامترهای مهم مؤثر در توسعهٔ فناوری بتوان مدل توسعهٔ فناوری را برای یک حامل فضایی تبیین کرد.

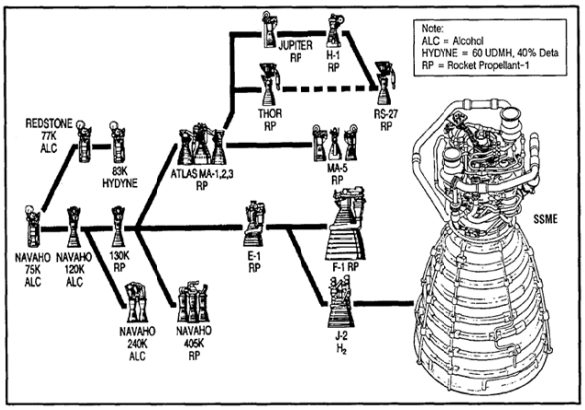
ارتقای موتورهای سوخت مایع در بعد از جنگ جهانی دوم، به صورت درختی برای خانوادهٔ موتورهای شرکت راکت داین[5] که در اوایل دههٔ ۱۹۵۰ از اصلاح و ارتقای موتورهای مادر ناواهو[6] و ردستون[7] به‌دست آمده‌اند که در شکل (۳) نشان داده شده است. چنانچه در این شکل مشاهده می‌شود، سیر توسعهٔ فناوری این موتورها از سوخت الکلی شروع و با اکتساب فناوری سوخت‌های هیدرازینی و کراسینی موتورهای سوخت مایع نهایتاً فناوری سوخت هیدروژن مایع به‌دست آمد. شایان ذکر است که فناوری زوج سوخت هیدروژن/ اکسیژن مایع اولین بار در موتور RS-68 به‌دست آمد [۲۵].

شکل ۱– سطح انجام توسعهٔ فناوری [۲۵]

5. Rocketdyne
6. Navho
7. Redestone



شکل ۲- توسعهٔ فناوری در سطح سامانهٔ پیشرانش (موتور) [۲۵]



شکل ۳- ارتقای موتورهای سوخت مایع کرایوژنیک مدرن در شرکت راکت داین [۲۶]

۳- مدل توسعه فناوری خانواده حامل فضایی

روندنمای توسعهٔ فناوری در شکل (۴) نشان داده شده است. این روندنما به صورت جامع آورده شده است ولی امکان دارد بعضی از ورودی‌های آن همانند جرم کل در نظر گرفته شده برای پرتاب در برنامه ده ساله یا اعتبار برنامهٔ ده ساله، در حال حاضر در دسترس نباشد. روندنمای توسعهٔ فناوری دارای پنج بخش اصلی است (شکل ۴) که عبارتند از:

۱. محاسبات جرمی- انرژتیک سامانهٔ پیشرانش خانوادهٔ حامل

۲. بخش تحلیل و آنالیز هزینه

۳. آنالیز حساسیت حجم مخزن پیشران

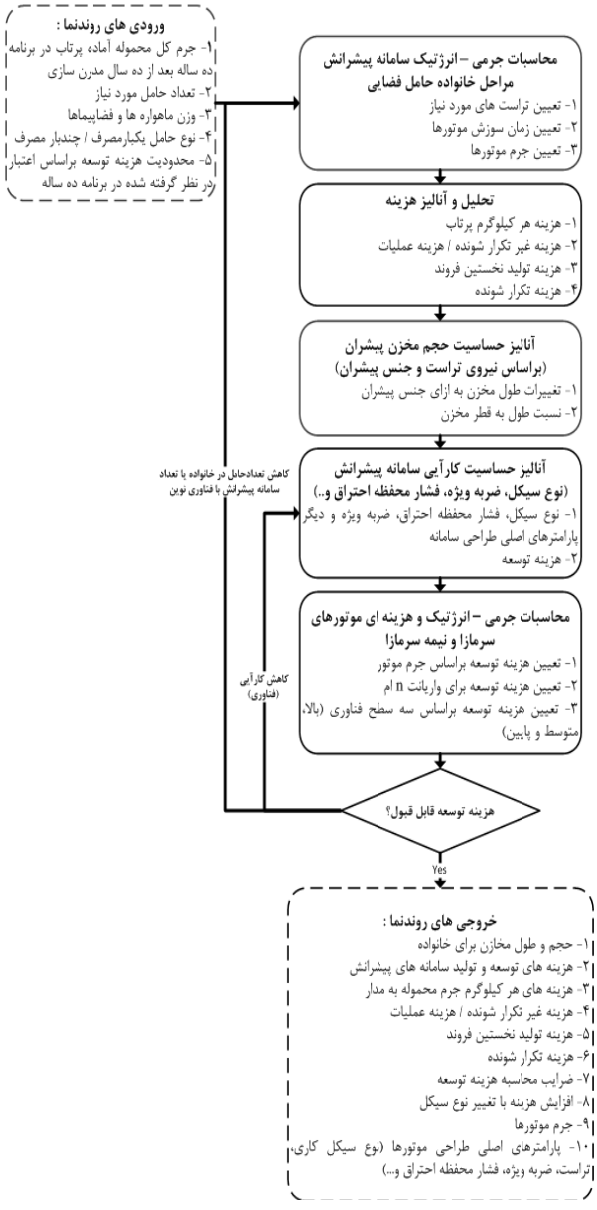
۴. بخش آنالیز حساسیت کارآیی سامانهٔ پیشرانش نسبت به هزینه

۵. محاسبات جرمی- انرژتیک و هزینه‌ای موتورهای سرمازا و نیمه‌سرمازا

ورودی‌های روندنما شامل، جرم کل محمولهٔ آمادهٔ پرتاب مطابق با برنامهٔ ده سالهٔ دوم؛ تعداد حامل مورد نیاز در برنامهٔ توسعهٔ فناوری؛ طبقه‌بندی و دسته‌های وزنی ماهواره‌ها و فضاپیماها؛ نوع حامل یک‌بار مصرف و چندبار مصرف؛ محدودیت هزینهٔ توسعهٔ خانوادهٔ حامل براساس اعتبار درنظرگرفته شده در برنامهٔ ده ساله است. خروجی‌های روندنما نیز شامل، ریزهزینه‌های طراحی؛ توسعه و تولید؛ پارامترها و ضرایب تخمین هزینه؛ پارامترهای اصلی طراحی سامانهٔ پیشرانش و جنس پیشران است.

شایان ذکر است، محاسبات جرمی‌مربوط به تعیین جرم موتورها براساس پردازش آماری موتورهای موجود صورت پذیرفته است. همچنین زمان عملکرد موتورها با استفاده از رابطهٔ مستقیمی‌که باضربهٔ ویژه و نسبت جرم نهایی به اولیه و نسبت معکوس با نسبت تراست به وزن مراحل مختلف دارد، قابل محاسبه است.

بنابراین در ادامه، ضمن معرفی زیربخش‌های روندنما، یک مثال نمونه ارائه خواهد شد.



شکل ۴- روندنمای توسعهٔ فناوری در سامانه‌های حامل فضایی [۲۵]

محاسبات جرمی- انرژتیک سامانهٔ پیشرانش مراحل خانوادهٔ حامل فضایی

در این بخش، محاسبات جرمی- انرژتیک خانوادهٔ حامل فضایی براساس نرم‌افزارهای توسعه‌یافته انجام می‌شود. [۱۹-۲۲].

مدل ریاضی تحلیل و آنالیز هزینهٔ توسعهٔ فناوری و تولید

روابط تخمین هزینه (CER)[8]، کل هزینهٔ توسعه را برحسب نفر سال مورد نیاز پوشش می‌دهد که شامل هشت المان برای هر مرحلهٔ حامل و ساختار آن به صورت رابطهٔ (۱) است [۷] و [۲۵]:

$$C_E = (\sum C_{E-STR} + \sum C_{E-TPS} + \sum C_{E-EQU} + \sum C_{E-EN} + \sum C_{E-RE} + \sum C_{E-LOX} + \sum C_{E-LH_2} + \sum C_{E-SHR}).(F_{IT} + F_{M\&E}) \quad (MY) \qquad (۱)$$

در رابطهٔ (۱):

علامت $\sum$ مبین مجموع مراحل و پارامترهای رابطه (۱) عبارتند از:

$F_{IT} = 1.06n$: فاکتور یکپارچه‌سازی حامل برای n مرحله

$F_{M\&E}$: بار اضافی برای مدیریت پروژه و مهندسی سیستم

روابط تخمین هزینه، تمامی‌تست‌های سخت‌افزار روی زمین (به استثنای سخت‌افزار پرواز) را شامل می‌شود. المان‌های مجزا به صورت رابطهٔ (۲) تعریف می‌شوند:

$$C_{E-STR} = K_F.(0.061.m + 11.05.m^{0.33}) f_1.f_2 \quad (MY) \qquad (۲)$$

در رابطهٔ (۲):

K_F :ضریب تصحیح برای یکپارچه‌سازی مراحل (۱/۱ پیشنهاد می‌شود)

m :جرم زیرسامانه سازه

f_2 : فاکتور تصحیح برای سازه‌های حامل (برای سازه‌های پوسته / استرینگر ۰/۷ و برای سازهٔ ساندویچی برابر ۰/۹ پیشنهاد می‌شود)

f_1 : فاکتور پیچیدگی برای مواد مصرفی که به‌صورت جدول (۱) پیشنهاد می‌شود:

جدول ۱- فاکتور پیچیدگی برای مواد مختلف [۷] و [۲۵]

Material	Skin/Stringer	Sandwich
Al	1.0	1.5
Ti	2.0	3.0
Steel	1.3	2.0
Al-Li	1.1	1.7
GFK	1.7	2.5
AFK	2.0	3.0
CFK	2.1	3.2

هزینهٔ توسعهٔ موتور سرمازا با توربوپمپ را می‌توان با استفاده از رابطهٔ (۳) محاسبه کرد.

$$C_{E-EN} = 162.K_W.f_{1e}.f_{2e}.f_{3e}.m^{0.58} \quad (MY) \qquad (۳)$$

K_W : ضریب تصحیح برای چند بار مصرف بودن

m : جرم مونتاژی یک موتور

f_{1e} : ضریب پیچیدگی توسعه فناوری، مقادیر زیر پیشنهاد می‌شود:

$f_{1e} = 1.25$: موتور نسل اول

$f_{1e} = 0.8 \sim 1.0$: موتورهای مشابه در دسترس

$f_{1e} = 0.4 \sim 0.8$: اصلاح موتورهای موجود

f_{2e} : ضریب مربوط به سطح قابلیت اطمینان مورد نیاز (برای قابلیت اطمینان ۹۹/۵ ٪ مقدار ۱/۰ پیشنهاد و برای قابلیت اطمینان بالاتر، مقادیر بالاتر پیشنهاد می‌شود).

f_{3e} : ضریب مربوط به تخصص و تجربه تیم توسعه موتور

$f_{3e} = 1.0 \sim 1.3$: برای تیم جدید و تازه‌کار

$f_{3e} = 0.6 \sim 1.0$: برای تیم متخصص و کارآزموده

هزینهٔ تولید سامانهٔ پیشران را می‌توان با استفاده از رابطهٔ (۴) محاسبه کرد.

$$C_{F-EN} = (1.42.m^{0.667} + 0.5) f_4 \quad (MY) \qquad (۴)$$

و هزینهٔ مونتاژ و تجهیزات زمینی مورد نیاز به صورت رابطهٔ (۵) خواهد بود:

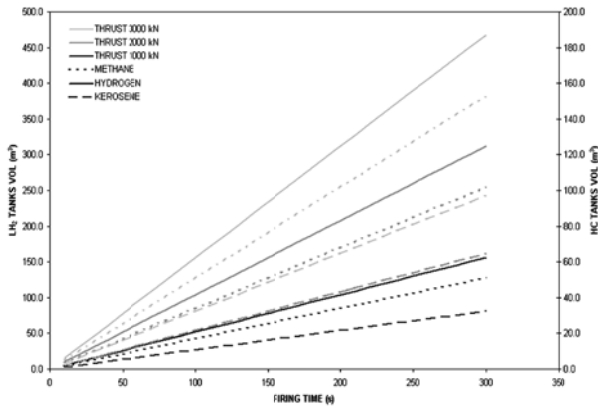
$$C_{F-REC} = 4.45 \times 10^{-2}.m.f_3.f_4 \quad (MY) \qquad (۵)$$

f_3 : ضریب تصحیح که به پیچیدگی مونتاژ بستگی دارد.

f_4 : ضریب یادگیری، که به تعداد تولید سری بستگی دارد.

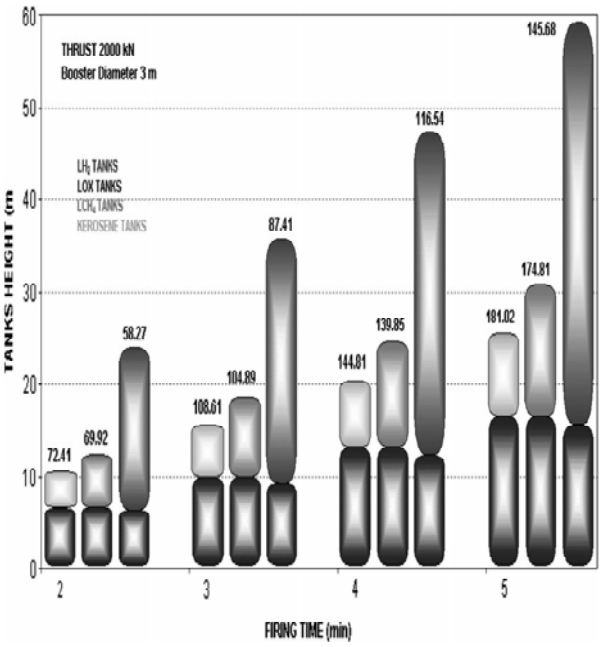
آنالیز حساسیت حجم مخزن پیشران (براساس نیروی تراست و جنس پیشران)

با توجه به اینکه یکی از پارامترهای تأثیرگذار بر حجم مخازن پیشران (سوخت و اکسیدکننده)، چگالی سوخت و اکسیدکننده است. بنابراین آنالیز حساسیت حجم مخازن پیشران با استفاده از شکل‌های (۵) و (۶) محاسبات آنالیز حساسیت صورت می‌پذیرد.



شکل ۵- تغییرات حجم پیشران برای دو نوع سوخت هیدروژن و هیدروکربن مایع [۲۸]

8. Cost Estimation Relationship (CER)



شکل ۶- طول مخزن براساس مدت زمان استارت برای پیشران در تراست ۲۰۰۰ کیلونیوتن و قطر ۳ متر [۲۸]

آنالیز حساسیت کارآیی سامانهٔ پیشرانش

پارامترهای سیستمی مورد بررسی در این مقاله، شامل ضربهٔ ویژه، فشار محفظهٔ احتراق و نسبت دبی مصرفی اکسیدکننده به سوخت و همچنین نوع سیکل سامانهٔ پیشرانش است. پارامتر اول (ضربهٔ ویژه) بسیار در جرم پیشران مصرفی مؤثر است. به عبارت دیگر به ازای جرم محمولهٔ ثابت هرچه ضربهٔ ویژه افزایش یابد، جرم حامل فضایی کاهش خواهد یافت (به کمک رابطهٔ سالکفسکی به راحتی قابل اثبات است). بنابراین افزایش ضربهٔ ویژه معادل کاهش جرم حامل فضایی برای انجام مأموریت است. پارامتر دوم (فشار محفظهٔ احتراق) براساس نوع سیکل موتور، فشار محفظهٔ احتراق سبب بهینه کردن دو فاکتور است که شامل کارآیی و وزن موتور است. افزایش فشار محفظهٔ احتراق سبب افزایش نسبت انبساط نازل (نسبت سطح مقطع خروجی نازل به گلوگاه یا نسبت فشار محفظهٔ احتراق به فشار محیط یا خروجی از نازل) می‌شود. با توجه به اینکه ضربهٔ ویژه با نسبت انبساط رابطهٔ مستقیم دارد، این افزایش فشار محفظهٔ احتراق سبب افزایش قابلیت حمل محموله خواهد شد. با افزایش فشار محفظهٔ احتراق از کم به زیاد، ابتدا سیستم فشارگذاری برای تغذیه استفاده می‌شود که سبب بالارفتن وزن مخازن پیشران خواهد شد. در یک بازه فشار محفظهٔ احتراق نسبت به استفاده از توربوپمپ ترجیح دارد ولی با افزایش فشار محفظهٔ احتراق از یک حد بیشتر، استفاده از سیستم تغذیهٔ توربوپمپی مقرون به صرفه‌تر است. به‌طور کلی می‌توان فشار محفظهٔ احتراق را براساس میزان تراست و فشار محیط انتخاب کرد. به عبارت دیگر، در مراحل اولیه حامل فضایی، به دلیل نیاز به نیروی تراست و همین‌طور فشار محیط کاری بالا، لازم است از فشار محفظهٔ احتراق بالاتر و معمولاً از سیستم تغذیه توربوپمپی استفاده شود. برای مراحل دوم و بالاتر، به دلیل نیاز به نیروی تراست و نیز فشار محیط پشت کمتر، فشار محفظه احتراق پایین‌تر و در بسیاری موارد امکان استفاده از سیستم تغذیه، فشارگذاری (دمشی) وجود دارد. در صورتی‌که در کاربردهای فضایی (بعضاً بلوک‌های انتقال مداری) چنانچه سطح تراست و به تبع آن فشار محفظهٔ احتراق از مقدار مشخصی کمتر (با درنظر گرفتن محدودهٔ مشخص زمان عملکرد موتور) باشد، می‌توان در سیستم تغذیه به جای توربوپمپ از سیستم فشارگذاری دمشی استفاده کرد. پارامتر سوم (نسبت دبی مصرفی اکسیدکننده به سوخت) به سبب اختلاف دانسیتهٔ سوخت و اکسیدکنندهٔ بسیار بر وزن مخازن مؤثر است از طرفی دورشدن از نسبت استوکیومتری سبب کاهش ضربهٔ ویژه خواهد شد. در این مقاله، هدف انتخاب بهینهٔ پارامترهای سه گانهٔ فوق برای داشتن وزن استارت کمینه (ضربه ویژه بیشینه) است.

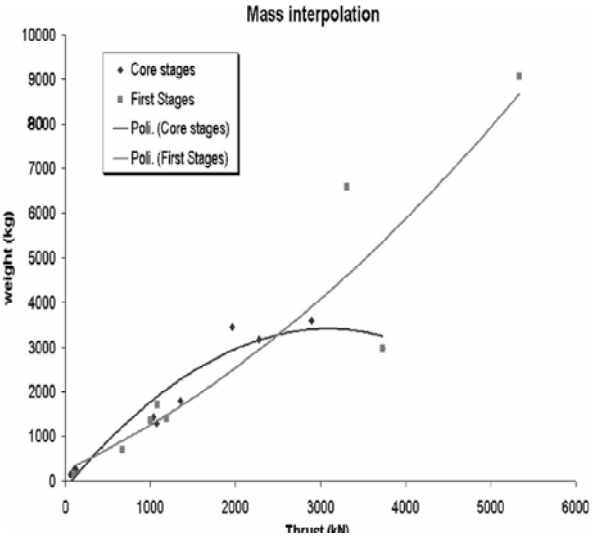
محاسبات جرمی- انرژتیک و هزینه‌ای موتورهای سرمازا و نیمه‌سرمازا

برای ارزیابی جرم خشک و هزینهٔ موتور از بانک اطلاعاتی موتورهای تولید و توسعه داده شدهٔ سرمازا در مرجع [۲۸] بهره گرفته شده است. منحنی‌های میان‌یابی جرمی‌برای کاربردهای مختلف توسعه و ساخته شده‌اند. برای نمونه در شکل (۷)، منحنی های میان‌یابی (با تقریب چندجمله‌ای) نقاط جرمی‌موتورهای سرمازای اصلی مرحلهٔ اول و مراحل بعدی را نشان می‌دهد. شکل (۸)، منحنی‌های هزینهٔ تخمینی موتور واریانت سوم (بلوک سوم)[۹] برای شروع، طراحی با سطح آمادگی فناوری از بسیار پایین تا بسیار بالا آورده شده است.

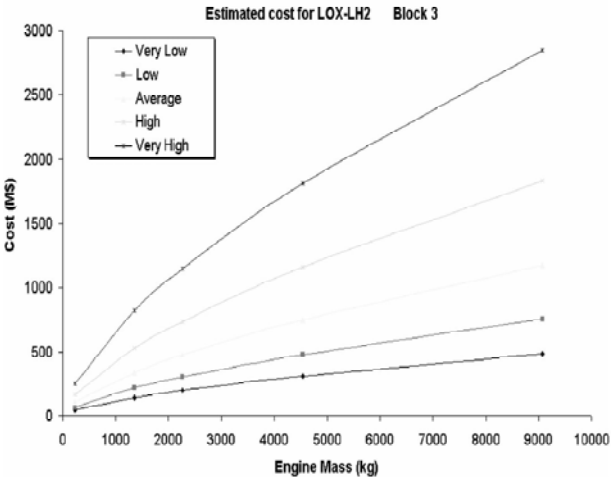
ارجاع به توسعهٔ موتور سرمازا برای حامل با قابلیت استفادهٔ مجدد برای مدارگرد با سطح تراست بین ۱۰۰۰ تا ۳۰۰۰ کیلونیوتن و سطح آمادگی فناوری بسیار بالا با لحاظ‌کردن هزینه‌های غیربازگشت‌پذیر در بازهٔ ۱۰۰۰ تا ۱۵۰۰ میلیون یورو تخمین زده که می‌توان به گونه‌ای ۱۴۰ میلیون یورو در سال بیان کرد.

با همین رویکرد، ارزیابی هزینه‌های توسعه‌ای برای یک حامل یک‌بار مصرف با موتور سرمازا با سطح آمادگی فناوری بسیار بالا، حدود ۳۰۰ میلیون یورو تا سال ۲۰۰۷ برآورد می‌شود که به گونه‌ای ۶۰ میلیون یورو در سال می‌توان تلقی کرد.

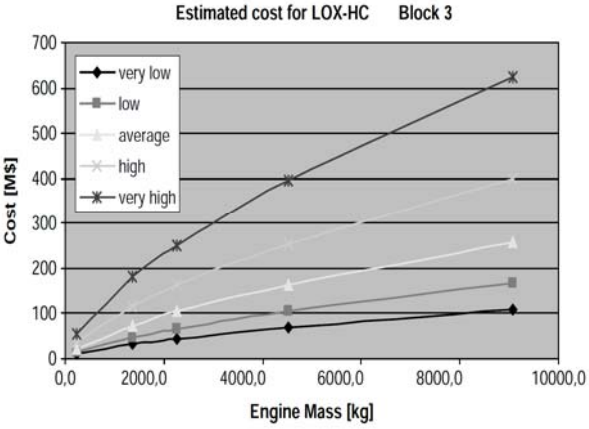
۹. سومین ویرایش اصلاح‌یافته موتور یا به عبارتی موتوری که برای سومین بار در سطح زیرسامانه اصلاح می‌یابد.



شکل ۷- منحنی میان‌یابی جرمی‌موتورهای سرمازا مرحلهٔ اول و مراحل بالا [۲۸]



شکل ۸- ارزیابی تحلیل هزینهٔ توسعهٔ موتور با پیشران سرمازا (سومین سامانهٔ بهبودیافته) [۲۸]



شکل ۹- آنالیز تخمین هزینهٔ توسعهٔ موتور با پیشران نیمه‌سرمازا (سومین سامانهٔ بهبودیافته) [۲۸]

ارزیابی روندنمای توسعهٔ فناوری

هدف در این بخش، اجرای روندنمای توسعهٔ فناوری در سامانه‌های حامل فضایی (شکل ۴) با هدف اثبات امکان‌پذیری روندنمای مذکور است. برای این منظور مسئلهٔ طراحی خانواده حامل فضایی براساس مشخصات ورودی جدول (۲) و فرضیات مسئله به صورت جدول (۳) مدنظر قرار می‌گیرد.

جدول ۲- مشخصات ورودی مسئله

ردیف	پارامتر	مقدار	واحد
۱	عمر حامل فضایی	۲۵	Year
۲	چرخه عمر تحقق فناوری	۸	Year
۳	نسبت دبی مصرفی اکسیدکننده به سوخت	۶	--
۴	نرخ بهبود تولید (منحنی یادگیری)	۰/۰۱۵	--
۵	چندبار مصرف حامل فضایی	یکبار مصرف	--
۶	تعداد حامل فضایی مورد نیاز در خانواده	۳	--
۷	تعداد مراحل	۲	--
۸	وزن کل ماهواره‌ها و فضاپیماها	۸۰-۰	Ton
۹	ساختار حامل فضایی	سری- موازی	--
۱۰	جرم بار محموله	۲.۵، ۴ و ۱۴	ton

جدول ۳- فرضیات مسئله (ضرایب هزینهٔ توسعه برای مراحل مختلف)

ضرایب	مفهوم	مرحله اول	مرحله دوم	مرحله سوم
K_W	چندبارمصرفی موتور	۱/۳	۱/۳	۱/۳
f_{1e}	فناوری موتور	۰/۳	۰/۲	۰/۴
f_{2e}	قابلیت اطمینان موتور	۰/۷	۰/۵	۰/۴
f_{3e}	تخصص و تجربه تیم	۰/۵	۰/۳	۰/۳
f_1	ضریب پیچیدگی ساخت (در تولید)	۱/۳ (بلوک اول)	۱/۱ (بلوک دوم)	۱ (بلوک سوم)
f_3	ضریب پیچیدگی مونتاژ (در تولید)	۱/۳ (بلوک اول)	۱/۱ (بلوک دوم)	۱ (بلوک سوم)
f_4	ضریب یادگیری (وابسته به تعداد تولید)	۰/۸	۰/۸	۰/۸
--	تعداد مورد نیاز موتور	۱۰۰	۱۰۰	۱۰۰

از دیگر فرضیات طراحی در محاسبات می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- در کلیهٔ محاسبات دو موتور کنترلی (ورنیه) با دو سطح تراست برای دو ترکیب کروسین / اکسیژن مایع و هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع در طراحی درنظر گرفته شده است که تراست مجموع آنها به ترتیب برابر ۷/۵ و ۳/۵ تن- نیرو هستند. این موتورها برای کنترل حامل فضایی در مراحل اول به عنوان موتورهای کنترلی و در مراحل بالا به صورت موتور اصلی مورد استفاده قرار خواهند گرفت.

- کلیهٔ خانواده حامل فضایی براساس دو موتور طراحی شده‌اند. موتور مرحله اول با ترکیب موتورهای با تراست بالا و موتور مراحل دوم به بعد، از ترکیب موتورهای فضایی با تراست پایین.

- تمامی‌سیکل موتورهای طراحی شده، سیکل احتراق ترتیبی غنی از سوخت یعنی فناوری شرقی درنظر گرفته شده است.
- حامل‌های فضایی بوستردار از موتورهای اصلی به عنوان بوستر استفاده شده است، به عبارت دیگر در محاسبات از بوسترهای سوخت جامد استفاده نشده است و از خوشه‌بندی موتورهای اصلی کنار یکدیگر بهره گرفته شده است شبیه مرحله اول حامل فضایی پروتون.

محاسبات برای دو نوع مختلف پیشران ارائه شده است، پیشران نیمه‌سرمازا (هیدروکربنی/ اکسیژن مایع) و پیشران سرمازا (هیدروژن/ اکسیژن مایع).

خروجی‌های جرمی- انرژتیک موتورهای خانوادهٔ حامل فضایی به‌صورت جدول‌های (۴) و (۵) برای دو نوع سامانهٔ پیشرانش هیدروکربنی / اکسیژن مایع و همچنین هیدروژن مایع / اکسیژن مایع محاسبه شده است. همچنین هزینه‌های تولید و توسعه برحسب میلیون دلار در جدول (۶) برای سامانه‌های پیشرانش مربوط به دو جدول فوق، آورده شده‌اند. شایان ذکر است، هزینه‌های ارائه شده در این جدول با سه سناریوی فناوری جدید (بلوک یا واریانت شمارهٔ ۱)، ارتقای فناوری موجود (بلوک یا واریانت شمارهٔ ۳) و انتقال فناوری و یا اکتساب فناوری مشارکتی (بلوک یا واریانت شمارهٔ ۱) به ترتیب با سطوح پیچیدگی پایین[10]، متوسط[11] و خیلی بالا[12] آورده شده است.

شایان ذکر است، نتایج محاسبات ارائه شده در جدول (۵) با سوخت و اکسیدکنندهٔ سرمازا (هیدروژن مایع / اکسیژن مایع) برای هر دو مرحله از حامل فضایی، فقط برای مقایسه با نتایج جدول (۴) از نظر جرمی-انرژتیک هستند و جنبهٔ عملیاتی آن با توجه به آمار حامل‌های فضایی جهان بسیار نادر است. به عبارت دیگر درصورتی‌که حامل‌های فضایی جهان مورد بررسی قرار گیرد، تعداد انگشت‌شمار و بسیار کم حامل فضایی با ترکیب سرمازا برای هر دو مرحله وجود دارد (برای مثال حامل‌های فضایی دلتا). به عبارت دیگر روش مرسوم در جهان این است که هر دو مرحله از پیشران نیمه‌سرمازا استفاده یا درصورتی‌که بخواهند از مزیت‌های پیشران سرمازا استفاده کنند، تنها در مرحلهٔ دوم از پیشران سرمازا استفاده می‌شود و در مرحلهٔ اول آنها اغلب از پیشران نیمه‌سرمازا استفاده شده است (نظیر حامل‌های فضایی ساترن- ۱، اطلس- ۵ و GXLV).

در جدول (۶)، هزینه‌های مربوط به توسعه و تولید دو نوع سامانهٔ پیشرانش سرمازا (هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع) و نیمه‌سرمازا ارائه شده است. برای مقایسه در شکل‌های (۱۰) تا (۱۳) دو نوع سامانهٔ فوق از نظر هزینه‌ای با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

10. Low
11. Average
12. Veryhigh

در شکل‌های (۱۰) و (۱۱)، به ترتیب هزینه‌های توسعهٔ دو موتور مرحله اول و مرحله دوم دو نوع سامانه سرمازا و نیمه‌سرمازا با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

در شکل‌های (۱۲) و (۱۳)، به ترتیب هزینه‌های تولید دو موتور مرحلهٔ اول و مرحلهٔ دوم دو نوع سامانهٔ سرمازا و نیمه‌سرمازا با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

جدول ۴- نتایج محاسبات جرمی- انرژتیک موتور هیدروکربنی (کروسین/ اکسیژن مایع)

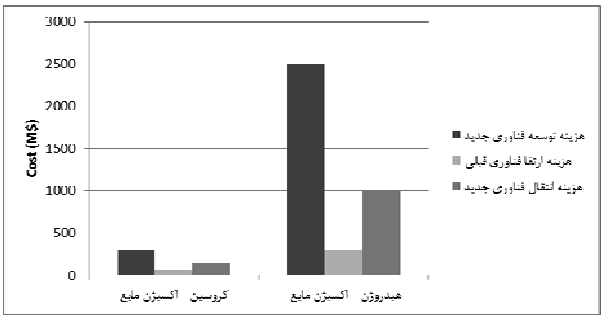
مرحله	پارامترهای اصلی موتور	محمولهٔ ۲/۵ تن	محمولهٔ ۴ تن	محمولهٔ ۱۴تن
اول	نوع پیشرانه	LO_2+RP1 (kerosene)	LO_2+RP1 (kerosene)	LO_2+RP1 (kerosene)
	تراست در سطح دریا (ton)	۱۹۵/۵	۱۹۵/۵	۳۹۰
	تراست در خلأ (ton)	۲۱۲	۲۱۲	۴۳۲
	ضربه ویژه در سطح دریا (sec)	۳۰۹/۵	۳۰۹/۵	۳۰۹/۵
	ضربه ویژه در خلأ (sec)	۳۳۷	۳۳۷	۳۳۷
	جرم پیشران (ton)	۱۲۷	۱۲۷	۲۸۵
	فشار محفظه احتراق (bar)	۲۵۰	۲۵۰	۲۵۰
	زمان سوزش (sec)	۱۹۹	۱۹۹	۲۲۶
	جرم موتور (ton)	۲	۲	۴
دوم	نوع پیشرانه	LO_2+RP1 (kerosene)	LO_2+RP1 (kerosene)	LO_2+RP1 (kerosene)
	تراست در سطح دریا (ton)	۷/۵	۱۵	۳۰
	تراست در خلأ (ton)	۸/۲۵	۱۵/۶۵	۳۴/۵
	ضربه ویژه در خلأ (sec)	۳۵۷	۳۵۷	۳۵۷
	جرم پیشران (ton)	۷	۱۷	۳۲
	فشار محفظه احتراق (bar)	۱۰۵	۱۰۵	۱۰۵
	زمان سوزش (sec)	۳۰۲	۳۶۴	۳۳۱
	جرم موتور (ton)	۰/۱۲۵	۰/۲۵۰	۰/۵۰۰

جدول ۵- نتایج محاسبات جرمی- انرژتیک موتور سرمازا (هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع)

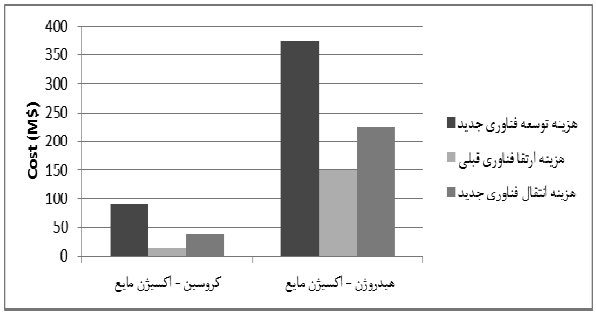
مرحله	پارامترهای اصلی موتور	محمولهٔ ۲/۵ تن	محمولهٔ ۴ تن	محمولهٔ ۱۴تن
اول	نوع پیشرانه	LO_2+ LH_2	LO_2+ LH_2	LO_2+ LH_2
	تراست در سطح دریا (tonf)	۱۴۵	۱۴۵	۲۹۰
	تراست در خلأ (tonf)	۱۶۱	۱۶۱	۶۰۵
	ضربه ویژه در سطح دریا (sec)	۳۹۰	۳۹۰	۳۹۰
	ضربه ویژه در خلأ (sec)	۴۴۰	۴۴۰	۴۴۰
	جرم پیشران (ton)	۱۰۱	۱۰۱	۲۰۰
	فشار محفظه احتراق (bar)	۱۰۰	۱۰۰	۱۰۰
	زمان سوزش (sec)	۲۸۰/۵	۲۸۰/۵	۳۰۳
	جرم موتور (ton)	۲/۲	۲/۲	۴/۴
دوم	نوع پیشرانه	LO_2+ LH_2	LO_2+ LH_2	LO_2+ LH_2
	تراست در سطح دریا (ton)	۳/۵	۷	۱۴
	تراست در خلأ (ton)	۳/۸۸	۷/۷	۱۵/۵۴
	ضربه ویژه در خلأ (sec)	۴۵۰	۴۵۰	۴۵۰
	جرم پیشران (ton)	۴/۲	۸.۵	۱۶/۲
	فشار محفظه احتراق (bar)	۵۵	۵۵	۵۵
	زمان سوزش (sec)	۴۸۷	۴۹۶	۴۶۹
	جرم موتور (ton)	۰/۱۵۰	۰/۳۰۰	۰/۶۰۰

جدول ۶- هزینهٔ توسعه و تولید دو سامانهٔ سرمازا و نیمه‌سرمازا (اکسیژن مایع + هیدروژن مایع/کروسین)

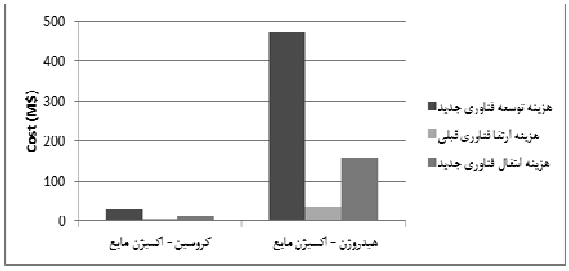
نوع پیشران	سطح تراست	سناریو	شماره بلوک	پیچیدگی	هزینهٔ توسعه (M$)	هزینهٔ تولید (M$)
هیدروکربنی (کروسین / اکسیژن مایع)	۱۹۵/۵ (تن- نیرو)	توسعه (جدید)	۱	Very High	۳۰۰	۲۹/۴
		توسعه (اصلاح)	۳	Low	۶۰	۵.۴
		توسعه (مشارکت)	۱	Average	۱۵۰	/۲۵ ۱۴
	۷/۵ (تن- نیرو)	توسعه (جدید)	۱	Very High	۹۰	۸.۸
		توسعه (اصلاح)	۳	Low	۱۳	۱/۲
		توسعه (مشارکت)	۱	Average	۴۰	۳/۸
سرمازا (هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع)	۱۴۵ (تن-نیرو)	توسعه (جدید)	۱	Very High	۲۵۰۰	۴۷۵
		توسعه (اصلاح)	۳	Low	۳۰۰	۳۶
		توسعه (مشارکت)	۱	Average	۱۰۰۰	۱۵۹
	۳/۵ (تن- نیرو)	توسعه (جدید)	۱	Very High	۳۷۵	۷۱/۲
		توسعه (اصلاح)	۳	Low	۱۵۰	۱۸
		توسعه (مشارکت)	۱	Average	۲۲۵	۳۴/۶



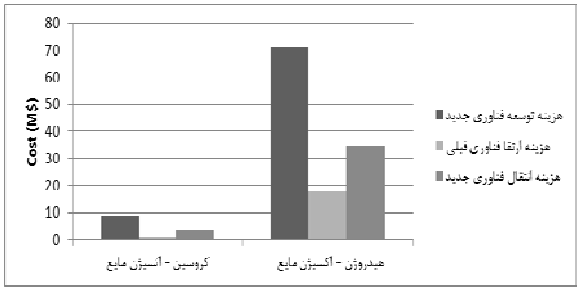
شکل ۱۰- هزینه‌های توسعهٔ فناوری دو موتور کروسین/ هیدروژن- اکسیژن مایع (۱۹۵/۵ و ۱۴۵ تن)



شکل ۱۱- هزینه‌های توسعهٔ فناوری دو موتور کروسین/ هیدروژن - اکسیژن مایع (۷/۵ و ۳/۵ تن)



شکل ۱۲– هزینه‌های تولید نمونه دو موتور کروسین/ هیدروژن- اکسیژن مایع (۱۹۵/۵ و ۱۴۵ تن)



شکل ۱۳– هزینه‌های تولید نمونه دو موتور کروسین/ هیدروژن- اکسیژن مایع (۷/۵ و ۳/۵ تن)

دقت نتایج مندرج در جدول (۶) و شکل‌های (۱۰) تا (۱۳)، مقادیر محاسبات تخمین هزینه برای نمونه سوخت کروسین- اکسیژن مایع، در جدول (۷)، با نمونه موجود [۲۸] مورد مقایسه و ارزیابی قرار گرفته شده‌اند.

جدول ۷– هزینه‌های تولید نمونه دو موتور کروسین/هیدروژن- اکسیژن مایع

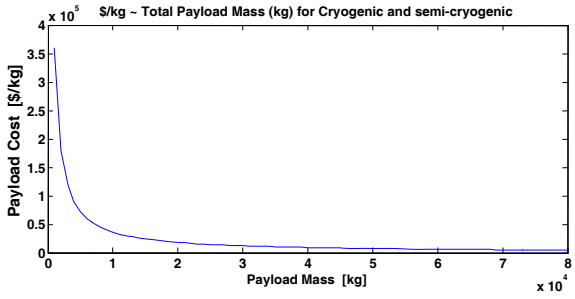
سطح تراست	پیچیدگی	شماره بلوک	هزینهٔ توسعه (M$) [۲۸]	هزینه توسعه (M$)	خطا درصد
۲۰۰ تن‌نیرو (موتور اصلی)	High	۱	۲۳۹	۲۵۱	۵
	Low	۳	۶۰	۶۰	۰
	Average	۱	۱۵۴	۱۵۰	۲/۵
۱۰ تن‌نیرو (موتور بلوک انتقال مداری)	High	۱	۵۳	۵۹	۱۰
	Low	۳	۱۳	۱۳	۰
	Average	۱	۳۴	۴۰	۱۷/۵

نکتهٔ مهم در این مقایسه این است که بیشترین خطای محاسبه هزینهٔ کمتر از ۱۷/۵ درصد در این جدول آورده شده و این مقدار خطا در محاسبات تخمین هزینه، قابل قبول است. مسئله‌ای که در اینجا مشهود است، صحه‌گذاری براساس مدل‌های هزینهٔ موجود است و برای ایجاد درک بهتر از نسبت هزینه‌های توسعه و تولید سامانهٔ پیشرانش سرمازا و نیمه‌سرمازا بسیار مناسب خواهد بود. البته به عقیدهٔ کارشناسان این حوزه، هزینهٔ توسعه و تولید سامانه‌های پیشرانش بومی‌نیز به مقادیر به‌دست آمده بسیار نزدیک است.

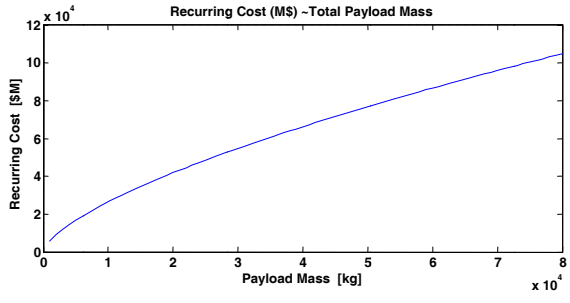
در شکل (۱۴) هزینهٔ هر کیلوگرم جرم محموله برای جرم کل موردنیاز برای پرتاب در طول عمر عملیاتی حامل فضایی برای دو نوع سامانهٔ پیشرانش سرمازا و نیمه سرمازا ترسیم شده است. چنانچه ملاحظه می‌شود با افزایش جرم کل مورد نیاز پرتاب از ۴۰ تن بیشتر، هزینهٔ هر کیلوگرم پرتاب کاهش چشمگیری در پی نخواهد داشت.

در شکل‌های (۱۵) و (۱۶) به ترتیب هزینه‌های تکرارشونده و غیرتکرارشونده نسبت به جرم کل محمولهٔ مورد نیاز برای پرتاب ارائه شده است.

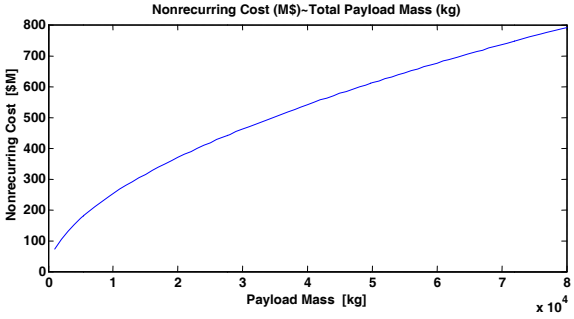
مأموریتی که در این بخش مورد بررسی قرار گرفت، مأموریتی مشابه حامل‌های فضایی خانواده آنگاراست. این خانواده با هزینه‌ای معقول و منطقی، سرویس پرتابی یکپارچه و با قابلیت اطمینان و میزان دسترسی نسبتاً بالا برای مشتریان فراهم می‌آورند. در شکل (۱۷)، هزینهٔ پرتاب محموله‌های مختلف برای چندین حامل فضایی معروف و پرکاربرد در مقایسه با هزینهٔ پرتاب پیش‌بینی شده برای حامل‌های فضایی خانوادهٔ آنگارا، ارائه شده است.



شکل ۱۴– هزینه پرتاب به ازای هر کیلوگرم (سامانه‌های پیشرانش سرمازا و نیمه‌سرمازا)



شکل ۱۵– هزینه‌های تکرار شونده نسبت به تغییرات کل جرم محموله



شکل ۱۶– هزینه‌های تکرار شونده نسبت به تغییرات کل جرم محموله

همان‌طورکه مشاهده می‌شود، این خانواده هزینهٔ پرتاب پایین‌تری نسبت به حامل‌های فضایی مورد مقایسه دارند.

در پایان، می‌توان گفت که حامل‌های فضایی خانوادهٔ آنگارا یکی از جدیدترین محصولات فضایی کشور روسیه محسوب می‌شوند که باتوجه به ظرفیت حمل بار، قابلیت دسترسی و قابلیت اطمینان نسبتاً بالا و هزینهٔ پرتاب نسبتاً پایین، در آیندهٔ نزدیک جایگزینی مناسب برای حامل‌هایی چون پروتون و سایوز خواهند بود.

نتیجه‌گیری

در این تحقیق، مدل توسعهٔ فناوری سامانهٔ حامل فضایی از منظر پیشرانش تدوین شد. باتوجه به عنوان طرح، در این روش روندنمایی برای توسعهٔ فناوری حامل فضایی ارائه شد. این روندنما باتوجه به رویکرد بهینه‌کردن هزینهٔ طراحی و توسعهٔ سامانهٔ پیشرانش (از نظر تعداد موتور در یک خانوادهٔ حامل فضایی) تدوین شده‌است. نتایج حاصل از اجرای روش (با فرضیات بیان شده)، ارائه شد که نکات و موارد زیر حائز اهمیت است.

۱- در طراحی و توسعهٔ خانوادهٔ حامل فضایی سرمازا و نیمه‌سرمازا از خوشه‌بندی دو موتور (یکی برای مرحله اول و یکی برای مراحل بالا) استفاده شده است. این راهبرد سبب کاهش هزینه‌های طراحی، توسعه و تولید سامانه‌های پیشرانش در توسعهٔ خانوادهٔ حامل فضایی خواهد شد.

۲-چنانچه در شکل‌های ۱۰ تا ۱۳ به ترتیب هزینه‌های توسعهٔ فناوری و تولید برای موتورهای مرحلهٔ اول و مرحلهٔ بالا در دو نوع فناوری سرمازا و نیمه‌سرمازا مقایسه شده‌است، هزینه‌های توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش سرمازا تا ۱۰ برابر و هزینهٔ تولید سامانهٔ پیشرانش سرمازا تا ۲۰ برابر بیشتر از سامانهٔ پیشرانش نیمه‌سرمازا خواهدبود.

۳- در جدول ۶، هزینهٔ توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش در حالت اکتساب فناوری نو نسبت به ارتقای فناوری و همچنین انتقال فناوری به ترتیب تقریباً پنج برابر و دو برابر شده‌است که نشان‌دهندهٔ به‌صرفه بودن ارتقای فناوری‌های قبلی و در اولویت بعد انتقال فناوری جدید است.

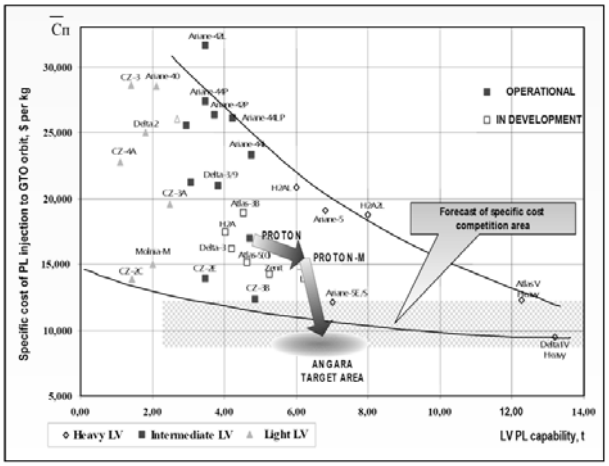
۴- در جدول ۷، دقت برآورد هزینه برای دو نمونه موتور مرحله اول و موتور مراحل بالا مورد ارزیابی قرارگرفته‌است که بیشترین مقدار خطا برابر ۱۷.۵ درصد به ثبت رسیده‌است که این میزان خطا در مراحل اولیه طراحی قابل‌قبول است.

۵- در شکل‌های ۱۴ تا ۱۶ به ترتیب هزینه‌های هر کیلوگرم محموله و هزینه‌های تکرارشونده و غیرتکرارشونده برای دو موتور سرمازا و نیمه‌سرمازا درصورتی‌که تنها پارامتر متغیر ضربه ویژه باشد و از نسبت جرمی‌سوخت به سازهٔ مخزن صرفه‌نظر شود، دو منحنی بر یکدیگر منطبق شده‌است. البته تغییرات وجود دارد ولی در نمودارها ناچیز و غیرقابل نمایش هستند.

۶- مأموریتی که در این مقاله برای توسعهٔ فناوری مدنظر قرارگرفت، مأموریت مشابه حامل‌های فضایی خانوادهٔ آنگارا بود.

چنانچه در شکل (۱۷) نشان داده شده است، هزینهٔ پرتاب به ازای هر کیلوگرم توسط این حامل فضایی نسبت به نمونه‌های مطرح موجود در جهان بسیار کاهش چشم‌گیر داشته است.

یکپارچه‌سازی ناوگان حمل و نقل فضایی (به جای استفاده از سایوز و پروتون و ...)، افزایش تقاضای پرتاب محموله‌ها به دلیل یکپارچه‌بودن خانواده و بالارفتن تولید سری مؤلفه‌های حامل فضایی (کاهش هزینه‌های تولید) توجیهی بر این ادعاست.



شکل ۱۷- مقایسهٔ هزینهٔ پرتاب حامل‌های فضایی خانواده آنگارا و حامل‌های مطرح دنیا [۲۹]

مراجع

[1] Herrmann, T.M., A Critical Parameter Optimization of Launch Vehicle Costs, [Thesis M.Sc.], Aerospace Engineering College Park, 2006

[2] Koelle, D., "Cost Efficiency as Design and Selection Criteria for Future Launch Vehicles," *Acta Astonautica*. Vol. 57, International Astronautical Federation. 2005.

[3] "Closing the Business Case for Commercial Reusable Launch Vehicles. Futron Corporation. Bethesda," MD, April 2002 (White paper).

[4] The Space Launch Industry Recent Trends and Near-Term Outlook. Futron Corporation. Bethesda, MD. Oct. 2004, (White paper).

[5] Commercial Space Transportation Forecasts. Federal Aviation Administration Commercial Space Transportation Advisory Committee, May 2013 (Report).

[6] Koelle, D. TRANSCOST 6.0: Statistical-Analytical Model for Cost Estimation and Economical Optimization of Space Transportation Systems, Trans Cost Systems, Ottobrunn, Germany, 1995.

[7] Koelle, H. H. and Johenning,B., Space Transportation Simulation Model (TRASIM 2.0), Technische Universität Berlin, Aerospace Institute, ILR Mitt. 319, 1997.

[8] NASA Cost Estimating Web Site. Spacecraft/Vehicle Level Cost Model, Available: [on line], http://www1.jsc.nasa.gov/ bu2/SVLCM.html

[9] Koelle, D., "Cost Engineering – The New Paradigm for Space Launch Vehicle Design," *Journal of Reducing Space Missions Cost*, Vol. 1, No. 1. Dordrecht, The Netherlands: Kluwer Academic Publishers. 1998.

[10] Wertz, James R., "Economic Model of Reusable vs. Expendable Launch Vehicles," *Presented at the IAF Congress*, Rio de Janeiro, Brazil, Oct. 2000.

[11] Griffin, D. and Claybaugh, M. and William, R., "On the Economics of Staging for Reusable Launch Vehicles," *Presented at the Space Technology and Applications International Forum, Albuquerque*, NM, January 1996.

[12] Logsdon, J.M., *Exploring The Unknown, Selected Documents in the History of the U.S. Civil Space Program*, Volume IV: Accessing Space, National Aeronautics and Space Administration NASA History Division, Office of Policy and Plans, Washington, D.C., 1999.

[13] Matveev, The Methodology to Launch System Research during design, Mosco, Printed by Russia, 1993.

[14] Koelle, D.E., "Launch Vehicle Evolution: from Multistage Expendables to Single-stage Reusables," *Acta Astronautica,* Vol. 14, 1986, pp. 159-166.

[15] Stamfl, E. and Meyer, L., "Assessment of Existing And Future Launch Vehicel Liquid Engine Development," *Acta Astronautica* Vol. 17, No. 1, pp. 11-22, 1988.

[16] Uwe Hueter, Access-To-Space: Potential Future United States Launch Vehicle Transportation Systems, Acta Astronautica, Vol. 35, No. 9-11, 1995, pp. 753-761.

[17] Charania, A.C., Bradford, J.E. and Olds, J.R. "A Method For Strategic Technology Investment Prioritization for Advanced Space Transportation Systems," *52nd International Astronautical Congress*, 1-5 Oct, Toulouse, France, 2001.

[18] Boury, D., Munoz, M., Albert, A. and Lassalle, J. B. L., "Ariane 5 SRM Nozzle Evolution," AIAA/ ASME/ SAE/ASEE, *38th Joint Propulsion Conference,* July 7-10, Indianapolis, 2002.

[19] Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H., "Multi-stage Liquid Propellant Launch Vehicle Conceptual Design Based on Combinatorial Optimization of Major Design Parameters," *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 1, No. 1, pp. 21-36, 2008. (In Persian)

[20] Naseh, H. and Mirshams, M., Lauch Vehicle Conceptual Design Software (LVCD), (Thesis M. Sc.) K. N. Toosi University of Technology, 2008 (In Persian).

[21] Mirshams, M., Karimi, H. and Naseh, H., "Multi-stage Liquid Propellant Launch Vehicle Conceptual Design (LVCD) Software Based on Combinatorial Optimization of Major Design Parameters," *Journal of Space Science & Technology (JSST)*, Vol. 1, No. 2, 2009, pp. 17-25 (In Persian).

[22] Naseh, H., Mirshams, M. and Naderifar, J., "Advanced Teaching Assistant for Multi-stage Space Launch System Design," *14th International Conference of Iranian Aerospace Society, Iranian Industrial and Scientific Researches Organization*, 2-4 March 2015 (In Persian).

[23] Mirshams, M., Naseh, H., Taei, H. and Fazeley, H.R., "Liquid Propellant Engine Conceptual Design by using a Fuzzy-Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA) Optimization Method," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 14, 2014, pp 2587-2603.

[24] Mirshams, M., Naseh, H. and Fazeley, H.R., "Multi-Objective Multidisciplinary Design of Space Launch System using Holistic Concurrent Design," *Journal of Aerospace, Science and Technology*, Vol. 33, Issue 1, 2014, pp 40–54.

[25] Naseh, H., Space Systems (Space Launch System) Modernization Model from Propulsion Systems Approaches, Technical Reports, Aerospace Research Institute (ARI), 1394 (In Persian).

[26] Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, American Institute of Aeronautics & Ast, 1992.

[27] Mirshams, M., Naseh, H. and Mirdamadian, M., "Sensivity Analysis of Liquid Engine System Parameters on Space Launch System Ballistic Chaacteristics," *The 1st Symposium on Space Launch System, K.N.Toosi University of Technology*, 12-13 Nov., 2011 (In Persian).

[28] Bruno, C. and Antonio, G., Accettura, Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020, AIAA, 2008.

[29] Availabel: [on line], https://en.wikipedia.org/wiki/ Angara %28 rocketfamily%29.