دریافت مقاله: ۱۳۹۵/۰۹/۳۰
پذیرش مقاله: ۱۳۹۶/۰۳/۳۰

روند توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش در حامل‌های فضایی

حسن ناصح [۱]*، استادیار ، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*نویسنده مخاطب، آدرس تهران، کد پستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

hnaseh@ari.ac.ir

هدف از ارائهٔ این مقاله، آشنایی با فاز توسعهٔ فناوری (مدرن‌سازی یا مدیریت فناوری) در سامانه‌های فضایی و بررسی روند توسعهٔ سامانهٔ پیشرانش سوخت مایع در حامل‌های فضایی است. برای این منظور، ضمن معرفی انواع فناوری‌ها در دو حوزهٔ سامانه‌های پیشرانش و حامل‌های فضایی، روند توسعهٔ سامانه‌های پیشرانش و اهداف آن نیز ارائه می‌شود. در این بررسی، روند اکتساب و توسعهٔ فناوری در تمامی سامانه‌های پیشرانش سوخت مایع، به‌گونه‌ای است که از فناوری سوخت کروسین و اکسیدکننده اسیدنیتریک شروع می‌شود و با طی گام‌هایی از جمله اکتساب فناوری سوخت‌های هیدرازینی (دی متیل هیدرازین نامتقارن) و اکسیدکننده تتراکسید نیتروژن، حرکت به سمت سوخت کروسین و اکسیژن مایع، سرانجام به هیدروژن مایع و اکسیژن مایع می‌رسد. دلیل این سیر تحول فناوری‌ها را می‌توان در افزایش کارآیی (از نظر افزایش عمر، قابلیت اطمینان، به‌کارگیری محفظه‌های رانش ارزان قیمت و کاهش تعداد مؤلفه‌های پیشرانش در حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف) و کاهش هزینه (در دو رویکرد توسعهٔ حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف و چندبار مصرف) یافت.

واژه‌های کلیدی: توسعه فناوری، سامانه پیشرانش، حامل فضایی

Technology Development Trend in Space Launch System Propulsion

The major purpose of this paper is presentation of the technology development phase (modernization or technology management) in space systems and also the review of technology development in space launch system of propulsion system. To this end, firstly, the technology areas in both propulsion systems and space launch systems and technology development are introduced. In this study, technology development and achievement trend in all propulsion subsystems are common. Propulsion system used the technology of kerosene and Nitric Acid in the first the step. Then the Hydrazine fuel, N_2O_4, $L(O_2)$, Kerosene and finally $L(O_2)$ and (H_2) are achieved. As a conclusion, a new SLS in space transportation is considered and the reason for technology development is clarified so as to find a reduced cost (in both space launch system technology development approaches) and enhance the performance (thrust chamber low cost concepts and reduction of engine components in Expandable Launch Vehicle (ELV) and thrust chamber enhanced life concepts and reliability improvemments in Reusable Launch Vehicle (RLV)).

Keywords: Technology Development, Propulsion System, Space Launch System

H. Naseh[1*], Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology

*Corresponding Author, Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN

hnaseh@ari.ac.ir

مقدمه

با به‌وجود آمدن تولیدات با فناوری پیچیده و هزینه‌بر، مسئلهٔ مدرن‌سازی و ارتقاء[1] و توسعهٔ فناوری آن به‌وجود آمد. مدرن‌سازی سامانه‌های پرتاب به‌صورت «مدیریت یا تحقق فناوری برای ارتقاء و بهبود فناوری با هزینه مشخص برای کاهش هزینه‌های پرتاب» تعریف می‌شود. بنابراین، این‌گونه می‌توان بیان نمود که هدف از انجام مدرن‌سازی یا اصلاحات، ارتقای سیستمی سامانه‌های فضایی برای بهبود قابلیت‌های حامل فضایی (نیروی رانش، ضربه ویژه، قابلیت اطمینان و غیره) با در نظر گرفتن هزینه و کارآیی است. به‌همین دلیل مدرن-سازی با صرفه‌جویی ارتباط نزدیک دارد. این امر به نوبهٔ خود باعث کاهش زمان تولیدات صنعتی با فناوری بالاتر و همچنین تأمین کارآیی مورد نیاز برای این تولیدات در شرایط غیرقابل پیش‌بینی است. از این‌رو، ضمن بررسی فرآیند توسعهٔ فناوری بایستی به مسئلهٔ مدرن‌سازی توجه خاص نمود. تجربهٔ به‌دست آمده و پشت سرگذاشتن مشکلات فناوری‌های نوین همگی نشان می‌دهند که مسئلهٔ صرفه‌جویی در استفاده از فناوری، برنامه‌ریزی توسعهٔ مدرن‌سازی و ارتقای نمونه‌های تولیدی اهمیت خاصی دارد. چنانکه صنایع هوایی در مراحل اولیه تا اواسط دههٔ ۵۰ میلادی، مسائل مربوط به آیرودینامیک، ساخت موتورهای قوی‌تر، سیستم هدایت و کنترل و غیره را در اولویت قرار داده بود. در حال حاضر سؤالات اصلی در این زمینه به محاسبات مربوط به ارتقای توانایی هواپیماها و مسائل مشابه برمی‌گردد.

در صنایع فضایی چالش اصلی، مسئلهٔ کاهش هزینه‌ها (به صرفه‌تر کردن ساختار مجموعه حامل)، ساختار سیستم‌های قابل استفادهٔ دوباره و سیستم‌هایی قابل انطباق در کلیهٔ ویرایش‌های یک محصول صنعتی یکپارچه[2]، مسئلهٔ ارتقاء و افزایش زمان عملکرد تولیدات صنعتی با استفاده از مدرن‌سازی 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. به عنوان یک مثال بسیار خوب مدرن‌سازی در سامانه‌های حامل فضایی (ولی متأسفانه ناموفق)، می‌توان به شاتل فضایی اشاره کرد [۱]. اصل ایدهٔ شاتل فضایی برخاسته از تفکر مدرن‌سازی با هدف کاهش هزینه‌های پرتاب محموله به مدارهای پایین زمین بود. ولی متأسفانه با انجام بیش از صد پرتاب هیچ‌گونه صرفه‌جویی هزینه با به‌کارگیری این حامل به‌دست نیامد.

با وجود دو دهه تلاش و کوشش در توسعهٔ پروژه‌های حامل فضایی چندبار مصرف، هنوز آرمان کاهش هزینه‌های پرتاب وجود دارد. درحالی‌که هزینه‌های توسعه و چالش‌های فنی بسیاری برای صرفه‌جویی هزینه وجود دارد. از اوایل سال ۲۰۰۰ میلادی، ناسا و وزارت دفاع آمریکا تصمیم گرفتند تا علاوه‌بر داشتن حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف برای پرتاب‌های عملیاتی و نیازهای جاری ناوگان حمل و نقل فضایی خود، برنامه‌های جدید توسعهٔ حامل‌های فضایی را برای اکتشافات سرنشین‌دار ماه و مریخ متمرکز کنند. بنابراین، برای توسعهٔ برنامهٔ جدید نیازمند مدل‌های پارامتریک تخمین هزینه و کارآیی بودند که به‌وسیله آن بتوان تمامی حامل‌های فضایی بالقوه را مورد ارزیابی قرار داد. از این‌رو، با این مدل می‌توان به صرفه-ترین طرح را انتخاب نمود [۲]. در سال‌های اخیر، یک تغییر الگو در طراحی و توسعهٔ حامل‌های فضایی به‌وجود آمده است [۳]. در ضمن، اکتشافات فضایی، اثبات ظرفیت‌های فناورانه برای دست‌یابی به فضا و همچنین دست‌یابی مطالعات سراسری زمین، انگیزهٔ پشت پردهٔ طراحی محسوب می‌شود. 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. در حال حاضر مسئلهٔ هزینه محرک اصلی توسعهٔ حامل‌های فضایی (به جای پیشرفت فناوری) محسوب می‌شود. در صورتی موفقیت حامل فضایی با فناوری پیشرفته جدید تضمین می‌شود که صرفهٔ اقتصادی در به‌کارگیری حامل در نظر گرفته شده باشد. همچنین، حامل‌های مناسب برای پرتاب محموله‌های بدون سرنشین، حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف چند مرحله‌ای هستند [۴-۱۲]. البته شایان ذکر است که مطالعات بسیار زیادی در خصوص حامل‌های چندبار مصرف صورت پذیرفته است. طرح اولیهٔ شاتل فضایی برعکس طرح عملیاتی آن (تا حدی چندبار مصرف)، کاملاً چندبار مصرف بود. اخیراً، بسیاری از طرح‌های چندبار مصرف (همانند X-33) به‌دلیل هزینه‌های بسیار زیاد نشأت گرفته از مشکلات فنی، کنار گذاشته شدند [۲]. در دسامبر ۱۹۹۳، در آمریکا آقای توماس مورمان[3] به عنوان رئیس هیات مطالعات مدرن‌سازی، جهت توسعه و ترسیم انتخاب‌های فناوری‌های موجود برای نقشهٔ راه و تعیین نقاط کنترلی برای مدرن‌سازی توانمندی‌های حامل‌های فضایی انتخاب شد. هدف اصلی این مطالعه، بررسی تمامی زیرسیستم‌های حامل‌های

1. Modification
2. Unified
3. Thomas Moorman

فضایی، داده‌های آماری و در نهایت اتفاق آرای آژانس‌های دولتی در حد امکان بود [۱۳]. در همین سال در روسیه نیز آقای متویف[4]، کتابی را با عنوان «مدرن‌سازی مجموعه و ارتقای سامانه‌های موشکی از دیدگاه فرآیند توسعه فناوری» به چاپ رساند [۱]. از سال ۱۹۹۵ به بعد تحقیقات مدرن‌سازی 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 است که در ادامه به آن پرداخته خواهد شد. در مرجع [۱۴]، نحوهٔ کاهش هزینهٔ پرتاب حامل یک مرحله‌ای یا دو مرحله‌ای دوبار مصرف نسبت به حامل فضایی چند مرحله‌ای یک‌بار مصرف ارائه نموده است. استدلال نویسنده این‌گونه است که با توجه به اینکه کمتر از ۳۰ درصد هزینهٔ کل یک حامل فضایی یک‌بار مصرف مربوط به سوخت آن می‌باشد. درصورتی‌که اگر حامل فضایی کاملاً چندبار مصرف باشد می‌توان ۵۰ درصد هزینه سخت‌افزاری حامل فضایی را کاهش داد. در واقع با استفاده از یک حامل فضایی کاملاً چندبار مصرف می‌توان تا ۳۰ درصد هزینهٔ پرتاب را کاهش 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، موتور F-1 مرحلهٔ اول و ساترن ۵) می‌پردازد و نحوهٔ اصلاح موتورهای موجود برای دست‌یابی به حامل‌های فضایی نسل آینده را ارائه می‌کند. این مرجع ۵ فاکتور انتخاب و اصلاح موتور را کارآیی، عملیاتی، قابلیت استفاده مجدد، قابلیت اطمینان و قابلیت ساخت و تولید معرفی می‌کند. در مرجع [۱۶]، مطالعهٔ دست‌یابی به فضا[5] با هزینهٔ بسیار پایین‌تر برای حامل‌های فضایی آیندهٔ ناسا ارائه شده است. همچنین، در این مرجع به بهبود قابلیت اطمینان، ایمنی خدمه و به‌صورت متمرکز کاهش هزینه پرداخته شده است. در مرجع [۱۷]، روشی برای سرمایه‌گذاری فناوری موجود و تطبیق روش برای سیستم‌های حمل و نقل فضایی پیشرفته ارائه شده است. با استفاده از مدرن‌سازی فناوری موجود در مراجع [۱۸–۲۷] هریک به توسعهٔ موشک‌های حامل پرداخته‌اند. به‌عنوان مثال در مرجع [۱۸]، آمریکا (ناسا)، در مرجع [۱۹]، ژاپن، در مرجع [۲۰]، هند، در مرجع [۲۱]، استرالیا و در مراجع [۲۲–۲۷]، آمریکا به مدرن‌سازی ماهواره‌بر پرداخته‌اند. در مرجع [۲۷]، ناسا گزارشی را در خصوص ارزیابی پروژه‌های عظیم صنعتی در حوزه حامل‌های فضایی و زیرساخت‌های مورد نیاز ارائه نموده است.

در این مقاله با بررسی سیر تحول و توسعهٔ فناوری حامل‌های فضایی مورد بررسی در مراجع مذکور، روند توسعهٔ سامانه‌های پیشرانش حامل‌های فضایی مورد بررسی قرار می‌گیرند و الگوی توسعه با توجه به سیر توسعهٔ جهانی پیشنهاد خواهد شد. برای این‌منظور در ادامه به‌ترتیب به معرفی انواع سامانهٔ پیشرانش، تحقق فناوری (مدیریت فناوری)، سطح انجام توسعهٔ فناوری و نمونه‌ای از توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش، نقشهٔ راه توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش حامل‌های فضایی و در پایان جمع‌بندی و نتیجه‌گیری ارائه خواهد شد.

معرفی انواع سامانهٔ پیشرانش فضایی

انواع سامانه‌های پیشرانش فضایی به چهار دسته اصلی تقسیم می‌شوند (شکل ۱). از این تقسیم‌بندی تنها سامانه‌های پیشرانش شیمیایی در حامل‌های فضایی مورد استفاده قرار می‌گیرند که در ادامه به اختصار به تشریح این نوع سامانه‌ها پرداخته می‌شود.

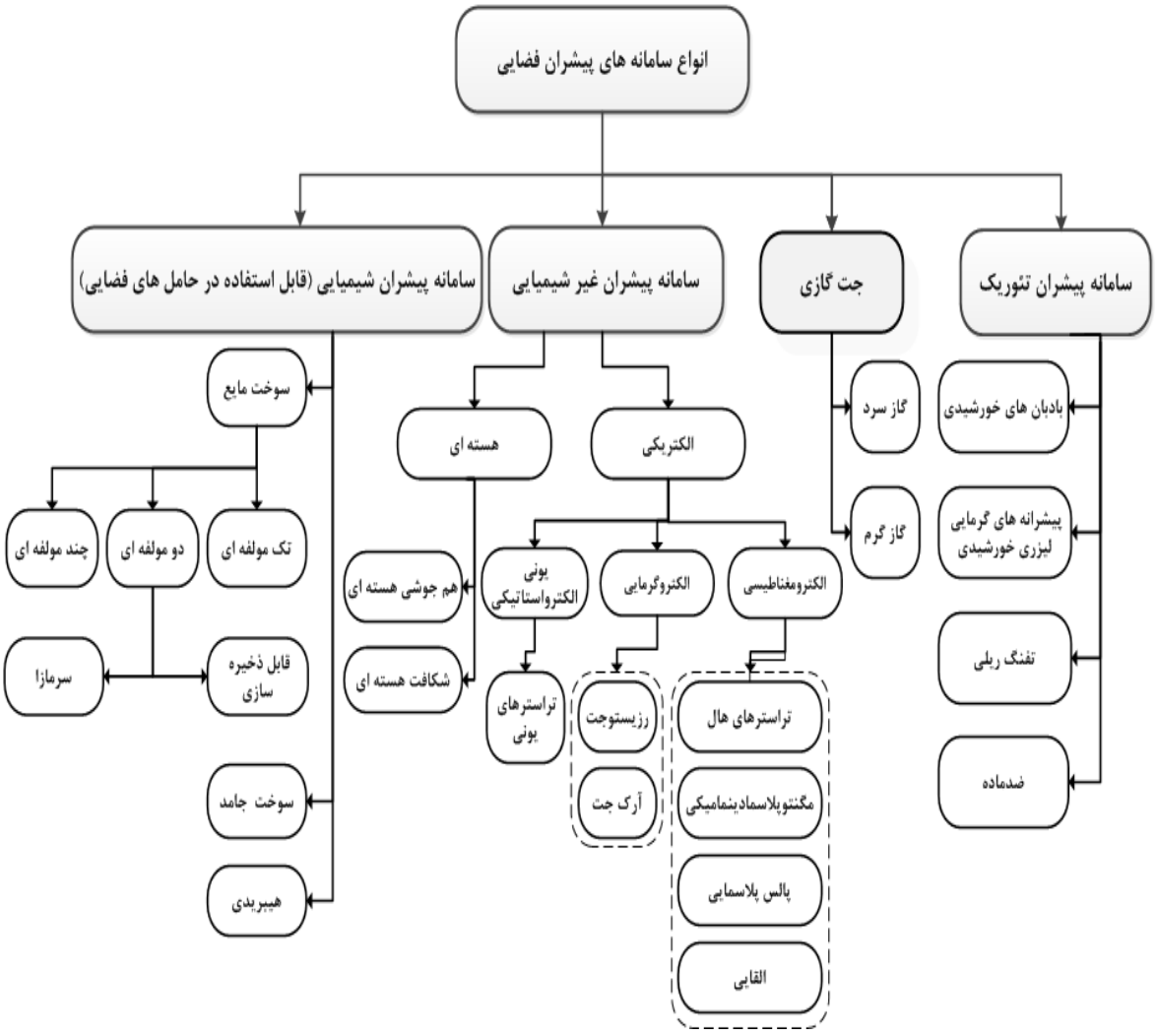
سامانه‌های پیشرانش شیمیایی به خودی خود دارای انواع مختلفی هستند که عبارتند از: سامانهٔ پیشرانش شیمیایی سوخت مایع (که به دو دسته تک‌مؤلفه‌ای و دومؤلفه‌ای تقسیم می‌شوند)، سامانهٔ پیشرانش شیمیایی جامد و سامانهٔ پیشرانش هیبرید. هر یک از این سامانه‌های پیشرانش شیمیایی ویژگی‌های خاص خود را دارند و برای کاربردهای خاص حامل‌های فضایی استفاده می‌شوند.

کارآمدترین و پرکاربردترین نوع سامانه‌های پیشرانش شیمیایی در ماهواره‌ها و فضاپیماها، سامانه‌های سوخت مایع هستند. چنانچه بیان شد، سامانه‌های سوخت مایع خود دارای چند دسته تک‌مؤلفه‌ای، دومؤلفه‌ای و چندمؤلفه‌ای هستند که سامانهٔ چند مؤلفه‌ای، کاربرد ماهواره‌ای ندارد و در سامانه‌های دیگر فضایی نیز رایج نیست. سامانه‌های سوخت مایع تک‌مؤلفه‌ای به‌صورت طیف وسیعی از فناوری بسیار پایین (پروکسید هیدروژن) تا بسیار بالا (هیدرازین) وجود دارند. حامل‌های فضایی از این نوع سامانه‌ها به‌عنوان سامانهٔ پیشرانش کنترلی (کمکی) برای میرانمودن اغتشاشات استفاده می‌کنند (شکل ۲). مزیت این سامانه‌ها را می‌توان قابلیت استارت مجدد به دفعات بسیار زیاد و ضربهٔ ویژهٔ مناسب (نه خیلی بالا) در سامانه‌های هیدرازینی (نه در پراکسیدهیدروژن) دانست و معایب آن را توان مصرفی برای پیش‌گرم کردن و سمی بودن هیدرازین دانست. سامانهٔ سوخت مایه پراکسید هیدروژن به‌دلیل ضربهٔ ویژهٔ پایین و افزایش پیچیدگی در موتورهای کنترلی (کمکی) معمولاً مناسب نیستند.

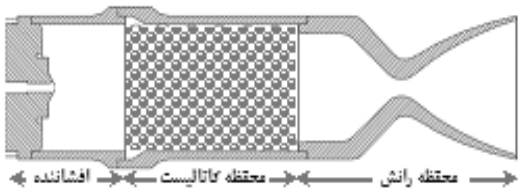
4. Matveev
5. Access to Space (ATS)

در خصوص سامانه‌های سوخت مایع دومؤلفه‌ای، معمولاً این سامانه‌ها دارای سطح نیروی رانش بالاتری نسبت به سامانه‌های تک‌مؤلفه‌ای (هیدرازینی) هستند. حامل‌های فضایی از این نوع سامانه‌ها (برخلاف سامانه‌های تک‌مؤلفه‌ای) به‌عنوان پیشرانش اصلی استفاده می‌کنند (شکل ۳). این نوع سامانه‌های پیشرانش ضربهٔ ویژهٔ بالاتری نسبت به سامانه‌های تک‌مؤلفه‌ای دارند، ولی از نظر دست‌یابی به نیروی رانش پایین دارای مشکلات فناوری ساخت هستند. این نوع سامانه‌های پیشران دو نوع اصلی هستند که عبارتند از: سامانه‌های پیشرانش سرمازا و سامانه‌های قابل ذخیره‌سازی. در سامانه‌های متداول پیشرانش سرمازا می‌توان به هیدروژن مایع و اکسیژن مایع به‌عنوان سوخت و اکسیدکننده اشاره کرد. همچنین، در سامانهٔ متداول نیمه سرمازا کروسین و اکسیژن به‌عنوان سوخت و اکسیدکننده به‌کار می‌روند. در مورد سامانهٔ پیشرانش سوخت جامد، معمولاً این نوع سامانه‌ها برای انتقال مداری در اوج مدار مورد استفاده قرار می‌گیرند. مزایای این سامانه‌ها، سادگی و قابلیت اطمینان مناسب دارند ولی از معایب آن می‌توان به عدم کنترل‌پذیری، عدم قابلیت استارت مجدد، وابستگی استارت موتور به شرایط محیطی و ضربهٔ ویژهٔ پایین‌تر نسبت به سوخت مایع اشاره کرد (شکل ۴). در نهایت در مورد سامانه‌های پیشرانش هیبرید می‌توان گفت که این نوع سامانه‌های پیشران در دنیا در حال توسعه است و هنوز در هیچ یک از سامانه‌های فضایی (چه ماهواره و چه حامل فضایی) عملیاتی نشده‌اند. در این نوع سامانه‌ها از سوخت جامد و اکسیدکنندهٔ مایع استفاده می‌شود (شکل ۵). از مشکلات اساسی این نوع سامانه، می‌توان به مدت زمان خاموشی بالا و خارج از کنترل اشاره کرد.

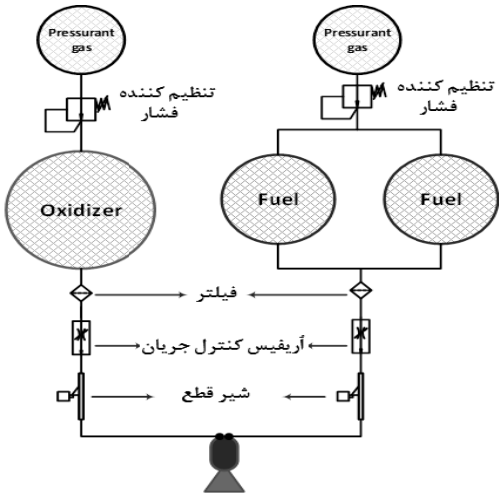
بنابراین، با توجه به انواع سامانه‌های پیشرانش شیمیایی موجود، در این مقاله تمرکز بر بررسی روند توسعهٔ سامانهٔ پیشرانش سوخت مایع است.



شکل ۱- دسته‌بندی سامانه‌های پیشرانش فضایی

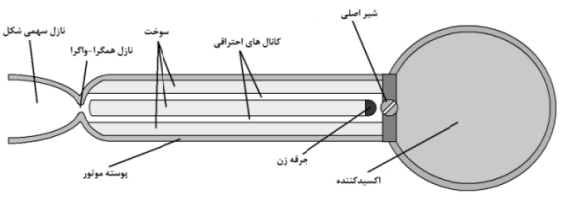


شکل ۲- شماتیک سامانهٔ پیشرانش سوخت مایع تک مؤلفه‌ای



شکل ۳- شماتیک سامانهٔ پیشرانش سوخت مایع دومؤلفه‌ای

شکل ۴- شماتیک سامانهٔ پیشرانش سوخت جامد



شکل ۵- شماتیک سامانه پیشرانش هیبرید

تحقق فناوری (مدیریت فناوری)

برای بیان مدرن‌سازی، ابتدا لازم است مفهوم سطح آمادگی (بلوغ) فناوری یا TRL بیان شود. سطح آمادگی فناوری یا TRL به صورت کیفی به میزان پیشرفت در اکتساب فناوری تا تست نمونهٔ اولیه اطلاق می‌شود. به‌عبارت‌دیگر چنانچه در شکل ۶ نشان داده شده است، سطوح آمادگی فناوری از تحقیقات پایه‌ای فناوری (TRL=1) شروع می‌شود و با راه‌اندازی و تست نمونهٔ عملیاتی (TRL=9) پایان می‌یابد.

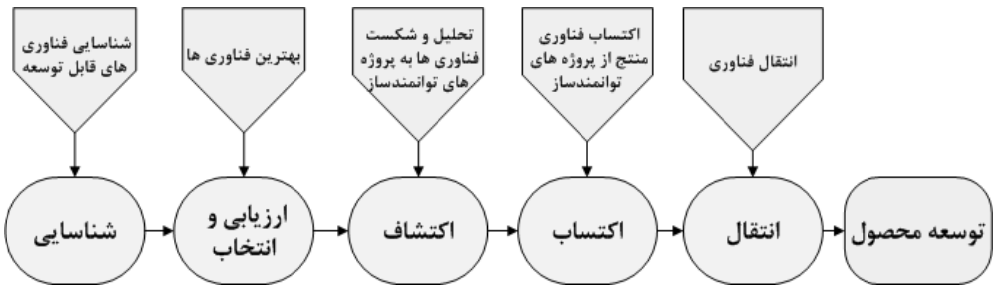
در شکل ۶، به مجموعهٔ فعالیت‌های صورت پذیرفته از TRL=1 تا TRL=6، تحقیقات کاربردی یا تحقق فناوری گفته می‌شود. به‌طور کلی مراحل تحقق فناوری در شکل ۷ نشان داده شده است. ورودی تحقق فناوری، بذر فناوری است که در فاز اول شناسایی فناوری‌های موجّه صورت می‌پذیرد. در فاز دوم، فناوری‌های برتر ارزیابی و انتخاب می‌شوند. در فاز سوم، فناوری‌ها به پروژه‌های توانمندساز شکسته می‌شوند و تحلیل-های تکمیلی صورت می‌پذیرند. در فاز چهارم اکتساب فناوری و رسوب دانش منتج از اجرای پروژه‌ها صورت می‌گیرد. در فاز پنجم، انتقال فناوری از تحقق فناوری به توسعه محصول صورت می‌پذیرد.

سطح انجام توسعهٔ فناوری و نمونه‌ای از توسعهٔ فناوری سامانه پیشرانش

در بخش مقدمه ضرورت و اهمیت پرداختن به مدرن‌سازی مورد بررسی قرار گرفت و پیشینهٔ پژوهشی جمع‌آوری شده در این حوزه ارائه شد. لازمهٔ توضیح مراحل اجرای مدرن‌سازی، ابتدا معرفی سطوح مدرن‌سازی است. چنانکه در شکل ۸ نشان داده شده است، انجام مدرن‌سازی در صنایع فضایی در دو سطح سیستم و زیرسیستم امکان‌پذیر است. در سطح سیستم مدرن‌سازی به ایستگاه زمینی، سکوی پرتاب و حامل فضایی معطوف می‌شود و در سطح زیرسیستم به زیرسیستم المان‌های سیستم پرداخته می‌شود. به‌عنوان مثال، در سطح زیرسیستم‌های حامل فضایی، مدرن‌سازی برای هر یک از زیرسامانه‌های پیشرانش (موتور)، سازه، جدایش، کنترل، ناوبری و غیره قابل انجام است.

در این مقاله، انجام مدرن‌سازی در سطح سامانهٔ پیشرانش مورد بررسی قرار گرفته است. یکی از مؤثرترین زیرسامانه‌ها در حامل‌های فضایی از نظر ایجاد قابلیت و کارآیی و همچنین کاهش هزینه، سامانهٔ پیشرانش است. بنابراین، توسعهٔ سامانه‌های پیشرانش حامل‌های فضایی و دست‌یابی به فناوری‌های بالا در کاهش هزینه‌های پرتاب نقش اساسی ایفا می‌نماید. دو رویکرد اساسی در مدرن‌سازی سامانهٔ پیشرانش وجود دارد که عبارتند از:

شکل ۶- سطوح آمادگی فناوری



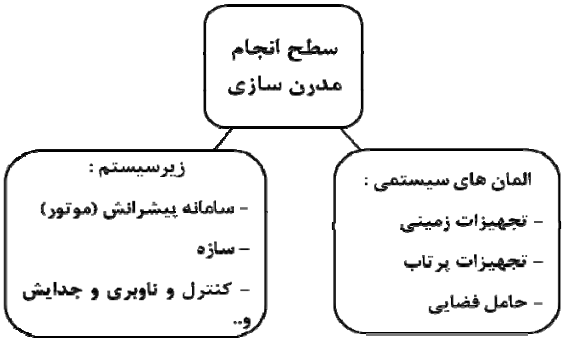
شکل ۷- مراحل تحقق فناوری

حامل فضایی از کلاس سبک تا متوسط و حتی‌الامکان سنگین به‌کار گرفته شود. برای بررسی بیشتر موضوع در ادامه بهتر است نگاهی به مدرن‌سازی و سیر توسعهٔ فناوری‌های سامانهٔ پیشرانش موتور اصلی شاتل فضایی داشته باشیم.

روند ارتقای موتورهای سوخت مایع بعد از جنگ جهانی دوم، به‌صورت درختی برای خانوادهٔ موتورهای شرکت راکت داین[۶]، که در اوایل دههٔ ۱۹۵۰ از اصلاح و ارتقای موتورهای مادر ناواهو[۷] و ردستون[۸] بدست آمده‌اند، در شکل ۱۰ نشان داده شده است. چنان‌که در این شکل مشاهده می‌شود، سیر توسعهٔ فناوری این موتورها از سوخت الکلی شروع شد و با اکتساب فناوری سوخت‌های هیدرازینی و کراسینی موتورهای سوخت مایع نهایتاً به فناوری سوخت هیدروژن مایع دست یافته شد. شایان ذکر است که فناوری زوج سوخت هیدروژن/ اکسیژن مایع اولین بار در موتور RS-68 کسب شد.

6. Rocketdyne

7. Navho
8. Redestone



شکل ۸- سطح انجام مدرن‌سازی

نقشهٔ راه توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش حامل‌های فضایی

نقشهٔ راه سامانهٔ پیشرانش سرمازا به تفکیک حامل فضایی یک‌بار مصرف و چندبار مصرف در شکل ۱۱ نشان داده شده است [۲۸]. کاهش هزینه به‌عنوان هدف اصلی می‌تواند با استفاده از مسیرهای مختلف به‌دست آید. به‌عنوان مثال، در حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف می‌توان با ساده‌سازی در اجزا و مؤلفه‌های موتور به کاهش هزینه رسید. دسترسی به مواد و آلیاژهای بهبود یافته و فناوری‌های جدید (شبیه پوشش دیوارهٔ محفظهٔ فداشونده) طراحی ارزان‌تر را به‌همراه خواهد داشت. در خصوص حامل‌های فضایی چندبار مصرف، توسعهٔ موتورهای سیکل ترکیبی راکت‌پایه به‌عنوان نخستین گام کاهش هزینه محسوب می‌شود. گام بعدی توسعهٔ حامل‌های فضایی بال‌دار است که تا ۱۰ درصد کاهش هزینه را در پی خواهد داشت.

با توجه به شکل ۱۱، نخستین تست‌های حامل فضایی با قابلیت بازیابی جزئی، به‌دلیل برخی مشکلات در مسیر توسعه، انتظار می‌رود که در دههٔ دوم قرن حاضر محقق شود. کاهش هزینه در سامانه‌های پرتاب با ساخت حامل‌های فضایی با قابلیت بازگشت مجدد کامل تک‌مرحله محقق خواهد شد. بر این اساس، در جداول ۱ و ۲ ماتریس قابلیت استفاده سامانه‌های پیشرانش در ده سالهٔ اول و دوم براساس نیاز بخش‌های مختلف فضایی ارائه شده است.

نتیجه‌گیری

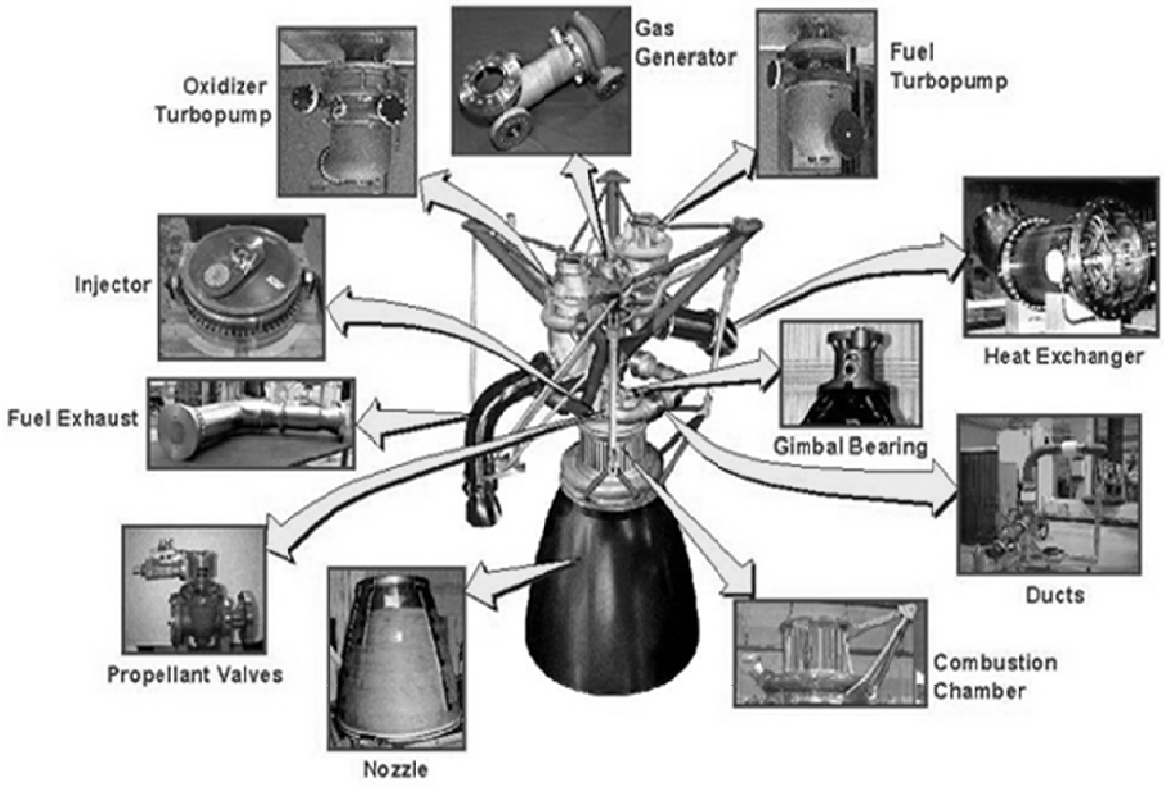
در این مقاله با هدف بررسی روند مدرن‌سازی بخش‌های مختلف، ضمن معرفی انواع سامانه‌های پیشرانش، روند مدرن سازی، سطح انجام توسعهٔ فناوری، نمونه‌ای از توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش و در نهایت نقشهٔراه توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش حامل‌های فضایی ارائه شد. در بخش معرفی انواع سامانهٔ پیشرانش شیمیایی، با توجه به قابلیت‌های سامانهٔ پیشرانش سوخت مایع و به‌کارگیری این نوع سامانه‌ها در حامل‌های فضایی، تمرکز توسعه فناوری بر این نوع سامانه‌ها قرار گرفت.

در بخش تحقق فناوری (مدیریت فناوری)، مراحل تحقق فناوری تا توسعهٔ محصول مورد بررسی قرار گرفت. شاخص شناسایی بلوغ فناوری (سطح آمادگی فناوری) در این بخش معرفی و سطح آمادگی فناوری از ۱ تا ۶ به فاز توسعهٔ فناوری اختصاص یافت. بنابراین، برای توسعهٔ فناوری از بذر فناوری تا انتقال فناوری، از فاز تحقق فناوری به تحقق محصول (یعنی TRL=6)، فاز تحقق فناوری (مدیریت فناوری) نامیده شد.

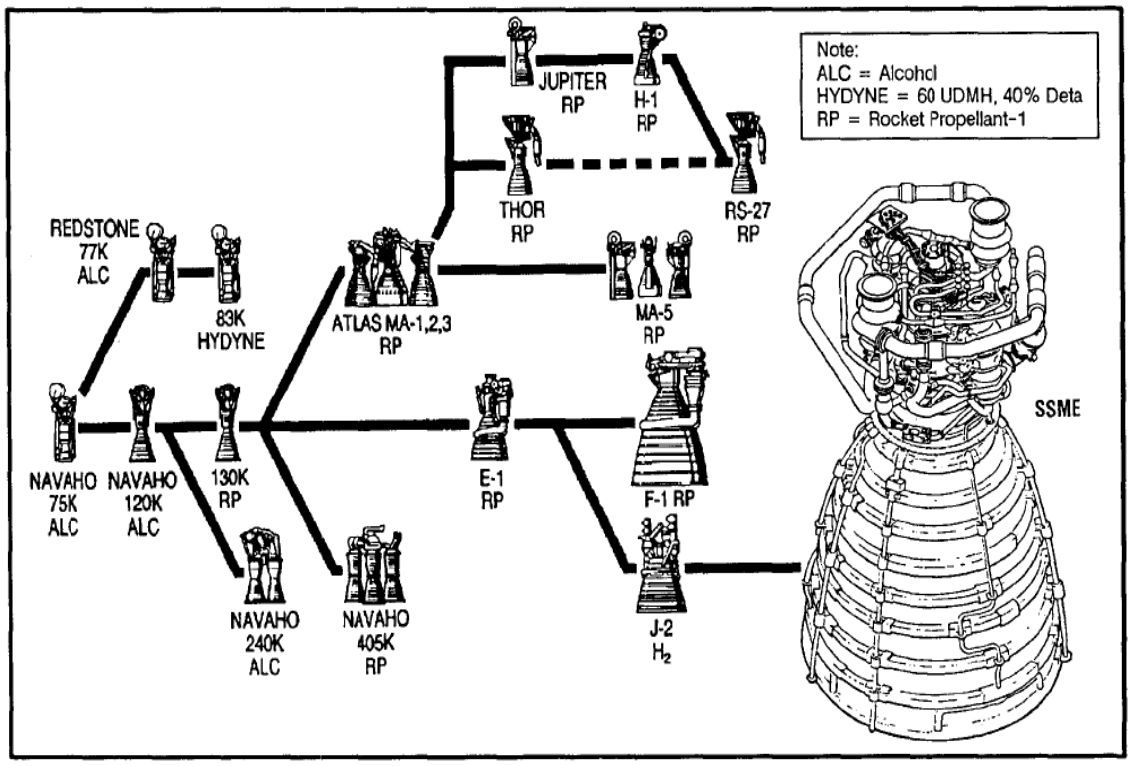
در بخش سطح انجام توسعهٔ فناوری و نمونه‌ای از توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش، ابتدا سطوح مختلف توسعهٔ فناوری از سطح سامانه تا مولفه‌های زیرسامانه معرفی شدند. یک نمونه توسعهٔ فناوری از شرکت راکت داین نیز ارائه شد که در این روند توسعه، سامانهٔ پیشرانش از سوخت الکلی شروع و با اکتساب فناوری سوخت‌های هیدرازینی و کراسینی موتورهای سوخت مایع و در نهایت فناوری سوخت هیدروژن مایع حاصل شد. لازم به‌ذکر است که زوج پیشرانهٔ هیدروژن/اکسیژن مایع برای اولین بار در سامانه پیشرانش RS-68 توسط این شرکت اکتساب فناوری شد.

در بخش نقشهٔ راه توسعهٔ فناوری سامانهٔ پیشرانش حامل‌های فضایی چنانچه در شکل ۱۱ نشان داده شده است، این نقشهٔ راه با دو رویکرد قابل استفاده در ۱- حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف و ۲- حامل‌های فضایی چندبار مصرف، ارائه شده‌است. در حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف توسعهٔ فناوری وجود ندارد و با هدف کاهش هزینه پرتاب تا ۵۰ درصد، دو مفهوم محفظه-های تولید نیروی رانش ارزان قیمت و کاهش مؤلفه‌های موتور را دنبال می‌کنند و قصد افزایش سطح آمادگی فناوری از ۶ به ۹ (یعنی سطح عملیاتی) را دنبال می‌نمایند. لازم به‌ذکر است در حال حاضر روند توسعهٔ فناوری و عملیاتی نمودن آن برای حامل‌های فضایی یک‌بار مصرف پایان پذیرفته است. در مورد حامل‌های فضایی چندبار مصرف، روند توسعهٔ سامانهٔ پیشرانش بر مبنای شکل ۱۱، بر توسعهٔ مفاهیم افزایش عمر محفظهٔ تولید نیروی رانش در تعداد سورت پروازی، افزایش قابلیت اطمینان و استفاده از استیل‌های مدول بالا می‌باشد. روند توسعهٔ در این نوع حامل‌ها تا رسیدن به حامل‌های فضایی تک‌مرحله‌ای ادامه خواهد یافت و هزینهٔ پرتاب را تا ۵۰۰ برابر کاهش خواهد داد.

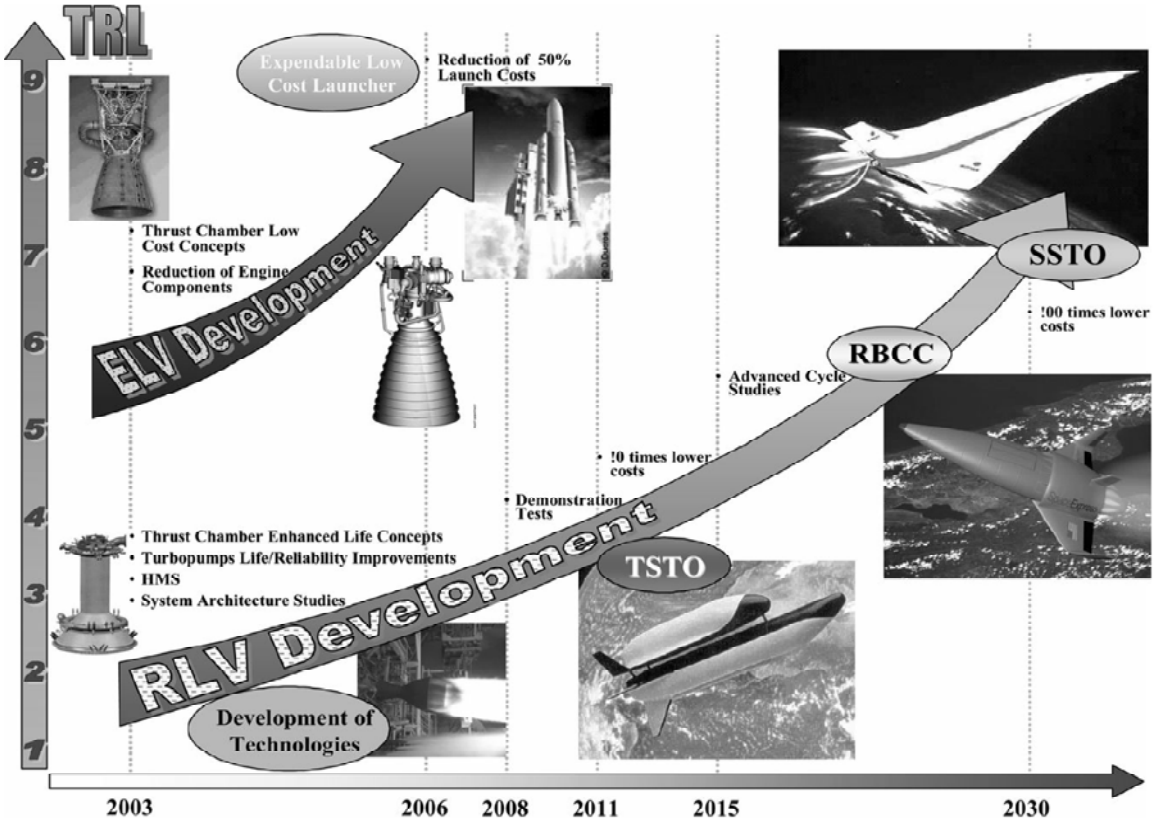
در همین راستا در جداول ۱ و ۲، برای دو دههٔ آینده مأموریت‌های فضایی توسعهٔ سامانه‌های پیشرانش مختلف ارائه شده است. چنانچه در این جداول ملاحظه می‌شود، توسعهٔ سامانه‌های پیشرانش برای حامل‌های فضایی در دو حوزهٔ اکسیژن مایع و سوخت هیدروکربنی و همچنین اکسیژن مایع و هیدروژن مایع در دو دههٔ آینده ادامه خواهد داشت.



شکل ۹- سامانه پیشرانش (موتور)



شکل ۱۰- ارتقای موتورهای سوخت مایع کرایوژنیک مدرن در شرکت راکت داین



شکل ۱۱- نقشهٔ راه توسعهٔ حامل‌های فضایی با پیشران سرمازا [۲۸]

جدول ۱- ماتریس قابلیت استفاده در ده ساله اول [۲۸]

نوع سامانه پیشرانش / حامل فضایی		حامل سبک یکبار مصرف	حامل متوسط یکبار مصرف	حامل سنگین یکبار مصرف	بلوک انتقال مداری	حامل چندبار مصرف/جزئی چندبار مصرف	مدار پایین / متوسط زمین	منظومه‌های ماهواره‌ای	مدار زمین-آهنگ	ایستگاه بین-المللی فضایی
پیشران سوخت مایع قابل ذخیره‌سازی پیشرفته	دومولفه‌ای		■		■					
	تک مولفه‌ای (HAN)				■		■	■	■	■
	تک مولفه‌ای (سایر)									
	پیشران دانسیته بالا									
	نیروی رانشر ماتریس سرامیکی				■		■	■	■	■
	نیروی رانشر پوشش ایریدیوم						■	■	■	■
پیشران LOX/HC پیشرفته	سوخت متانول یا اتانول		■	■		■				
	سایر سوخت‌ها									
	موتور مود دو سوختی					■				
	تانک سرمازا کامپوزیتی		■	■		■				
سرمازا پیشرفته	مراحل اصلی		■	■		■				
	بلوک‌های فوقانی (انتقال مداری)		■	■	■	■				

جدول ۲- ماتریس قابلیت استفاده در ده ساله دوم [۲۸]

نوع سامانه پیشرانش	حامل فضایی	حامل سبک یکبار مصرف	حامل متوسط یکبار مصرف	حامل سنگین یکبار مصرف	بلوک انتقال مداری	حامل چندبار مصرف/جزئی چندبار مصرف	مدار پایین / متوسط زمین	منظومه‌های ماهوارهای	مدار زمین- آهنگ	ایستگاه بین-المللی فضایی
پیشران سوخت مایع قابل ذخیره‌سازی پیشرفته	دومولفه‌ای	■	■		■					
	تک مولفه‌ای (HAN)				■		■	■	■	
	تک مولفه‌ای (سایر)				■		■	■	■	
	پیشران دانسیته بالا		■	■	■	■				
	نیروی رانشر ماتریس سرامیکی				■		■	■	■	
	نیروی رانشر پوشش ایریدیوم						■	■	■	
پیشران LOX/HC پیشرفته	سوخت متانول یا اتانول		■	■		■				
	سایر سوخت‌ها		■	■		■				
	موتور مود دو سوختی					■				
	تانک سرمازا کامپوزیتی		■	■		■				
سرمازا پیشرفته	مراحل اصلی		■	■		■				
	بلوک‌های فوقانی (انتقال مداری)		■	■	■	■				

مراجع

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

[2] Herrmann,T. M., A Critical Parameter Optimization of Launch Vehicle Costs, University of Maryland, College Park, (M. Sc Thesis), 2006.

[3] Koelle, D., "Cost Efficiency as Design and Selection Criteria for Future Launch Vehicles," *Trans Cost Systems, Ottobrunn, Germany. IAC-04-IAA.6.15.5,* 2004.

[4] "Closing the Business Case for Commercial Reusable Launch Vehicles," *Futron Corporation. Bethesda, MD.* April 2002.

[5] "The Space Launch Industry Recent Trends and Near-Term Outlook," *Futron Corporation. Bethesda, MD.* Oct. 2004.

[6] "Commercial Space Transportation Forecasts" *Federal Aviation Administration Commercial Space Transportation Advisory Committee*, May 2013.

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

[8] Koelle, H.H. and Johenning, B., *TRASIM 2.0: Space Transportation Simulation Model*, TU Berlin, ILR Mitt. 319, 1997.

[9] NASA Cost Estimating Web Site. Spacecraft/Vehicle Level Cost Model. http://www1.jsc.nasa. gov/bu2/SVLCM.html

[10] 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.

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

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

[13] 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

[21] Briggs, G. P., Ray, T. and Milthorpe, J. F., "Optimal Design of an Australian Medium Launch Vehicle", *Innovations Syst Softw Eng.*, Vol. 3, 2007, pp.105–116.

[22] Sumral, J. P. "A New Heavy-Lift Capability for Space Exploration NASA's Ares V Cargo Launch Vehicle," *NASA Marshal Space Flight Center*, 2007.

[23] Ishimoto, S. Fuji and K. Shimura, K., *A Design Study of a Next Generation Launch System*, 2008.

[24] Griffin, M. D., "DIRECT Space Transportation System Derivative the Jupiter Launch Vehicle Family", Version 2.0.2 – 24th June 2008.

[25] Hofeller, J., Bjelde, B. and Vozoff, M., "Responsiveness of the Falcon1 Launch Vehicle, Associated Challenges, and Projected Improvements", *6th Responsive Space Conference*, 2008.

[26] Sowers, G. *Evolved Atlas To Meet Space Transportation Needs*, AIAA, 2009.

[27] Dodaro, G. L., "Assessments of Selected Large-Scale Projects, Report to Congressional Committees", *Government Accountability Office (GAO)*, March 2009.

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

History Division, Office of Policy and Plans, Washington, D.C., 1999.

[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., Meyer, L., "Assessment Of Existing And Future Launch Vehicel Liquid Engine Development, *Acta Astronautica,* Vol. 17, No. 1, 1988, pp. 11-22.

[16] Hueter, U., "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] Sauvageau, D., O'Dell, K. and Johnson, D., "Human Rated CEV Launcher," Long Beach, California, 30 August -1 September, 2005.

[19] Berglund, M.D., Marin, D. and Wilkins, M., *The Next-Generation Heavy-Lift Vehicle The Inaugural Flight of the EELV Delta IV Heavy*, AIAA 2005.

[20] Gupta, S.C., Suresh, B. N. and Sivan, K., "Evolution of Indian Launch Vehicle Technologies," *Current Science,* Vol. 93, No. 12, 25 December 2007.