

بررسی ایده پرتابگرهای دو طبقه تا مدار TSTO

حانیه اسحاق‌نیا^{۱*}، مهران نصرت‌الهی^۲، امیرحسین آدمی^۳

^۱ کارشناسی ارشد، گروه مهندسی سیستم‌های فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

^۲ دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

^۳ استادیار، گروه مهندسی سیستم‌های فضایی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

*مسئول مکاتبات: he.aerospace@gmail.com

چکیده

واژگان کلیدی

به منظور تحقق توسعه و بهره‌برداری از فضا، نیاز است که سیستم‌های حمل و نقل فضایی کم‌هزینه توسعه یابند. توسعه سیستم‌هایی که به طور کامل قابلیت استفاده مجدد یا تا حدی دارای این قابلیت باشند، از دهه ۱۹۶۰ تاکنون حوزه مطالعاتی گسترده‌ای را در برداشته است. این نوع سامانه‌ها در دو گروه عمده SSTO و TSTO جای می‌گیرند. پرتابگر TSTO نسبت به SSTO الزامات کمتری دارد، به دلیل آنکه مسئولیت دستیابی به مأموریتی موفقیت‌آمیز در هر دو طبقه تقسیم خواهد شد و لذا جرم خشک مداری طبقه دوم TSTO در مقایسه با SSTO برای رساندن محموله‌ای با وزن مشابه کاهش یافته است. در این مقاله، ابتدا پرتابگر TSTO معرفی می‌شود؛ سپس نحوه اجرای مأموریت توسط این پرتابگر شرح می‌گردد. در ادامه زیرسیستم‌های پایه و اصولی این پرتابگر معرفی و توضیح مختصری در رابطه با هریک داده می‌شود. نهایتاً برخی از اصلی‌ترین نمونه‌های طراحی شده این نوع پرتابگر را نام برده و مشخصه‌ای در رابطه با هر یک ارائه می‌گردد.

پرتابگر
قابلیت استفاده مجدد
دو طبقه تا مدار
طبقه پوست‌کننده،
طبقه فوقانی

تاریخچه مقاله

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۶/۲۵
تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۰۸/۱۴

The study of the idea of Two-Stage-To-Orbit (TSTO)

Hanieh Es'haghnia¹, Mehran Nosratollahi², Amir Hossein Adami³

¹MSc, University Complex of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

²Associated Professor, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

³Assistant Professor, University Complex of Mechanical and Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

To realize the development and exploitation of space, it is necessary to develop low-cost space transportation systems. The development of systems that are fully or partially reusable has been the subject of extensive study since the 1960s. These types of systems are categorized into two main groups: SSTO and TSTO. The TSTO launcher has fewer requirements than the SSTO because the responsibility for achieving a successful mission will be divided into both stages; therefore, the dry-mass of the TSTO second-stage has been reduced compared with the SSTO for delivering a payload with the same weight. In this paper, a first-time launcher is introduced; then describes how the launcher completes the mission. The following are basic subsystems of this launcher are introduced, and a brief explanation is given to each other. Finally, some of the most important examples of this type of launcher are named and the characteristics of each are presented.

Keywords

Launcher
Reusable
Two-Stage-to-Orbit (TSTO)
Booster/Carrying-stage
Upper-stage

Article history

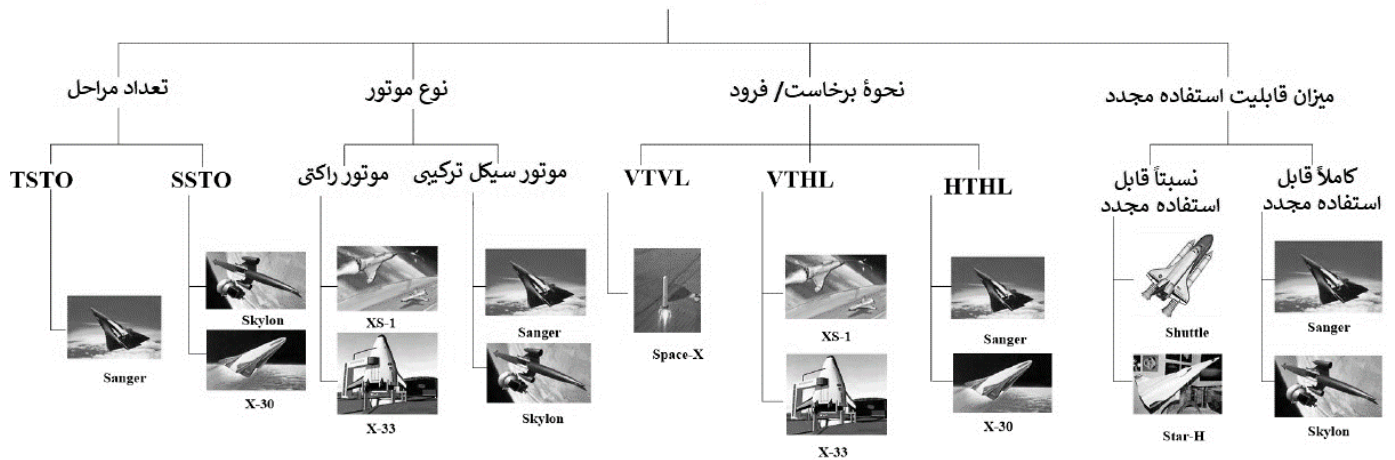
Received: 15 Sep 2020
Accepted: 04 Nov 2020

۱ مقدمه

تحقق این واقعیت که SSTO حد اقل برای نسل بعدی سیستم‌های حمل و نقل فضایی^۶ (STS) جهت دسترسی به فضا، غیرواقعی و بسیار ریسک‌پذیر هست - اشاره به فناوری در حال حاضر و آینده نزدیک دارد - پرتابگرهای TSTO قابل بازگشت‌پذیری به صورت کامل یا تا حدی دارای قابلیت بازگشت‌پذیری پدیدار می‌گردند. در مقایسه با SSTO، یک TSTO نیازمند دو وسیله نقلیه مستقل است که باید، طراحی، تولید و عملیاتی شوند؛ این امر موجب افزایش هزینه‌های توسعه و عملیات خواهد شد. در شکل ۱ یک طبقه‌بندی از پرتابگرهای RLV بر اساس تعداد طبقات، سیستم پشرانش مورد استفاده، حالت برخاست و فرود و اینکه پس از بازگشت، تا چه میزان قابلیت استفاده مجدد را دارا هستند، ارائه شده است. پرتابگرهای TSTO حاشیه اطمینان بزرگ‌تر و پتانسیل حمل محموله بیشتری را نسبت به وسایل SSTO دارا هستند. این بدان معناست که دستیابی به TSTO با عملکردی مشابه، با ریسک کمتر و سطح فناوری پایین‌تری امکان‌پذیر است. اگر پرتابگرهایی با سیستم پشرانش هواتنفسی در نظر گرفته شوند، گریدر مناسب هواتنفسی برای وسایل TSTO نسبت به SSTO بزرگ‌تر بوده و طبقات اول یک مفهوم TSTO، دارای پتانسیلی به منظور قابلیت اتمسفریک-کروز بیشتری است. بنابراین این استدلال می‌گردد که TSTO مناسب‌ترین راه‌حل برای آینده‌ای نزدیک هست [۱].

توسعه سیستم‌هایی که به طور کامل قابلیت استفاده مجدد را داشته باشند از دهه ۱۹۶۰ تاکنون حوزه مطالعاتی گسترده‌ای را در بر داشته است. نیروی هوایی ایالات متحده دارای تاریخچه قابل توجهی در زمینه RLV^۱ است. سه برنامه فضایی دایناسور^۲ از دهه ۱۹۵۰-۱۹۶۰، برنامه شاتل فضایی از دهه ۱۹۷۰-۱۹۸۰ و هوافضایمای ملی^۳ X-30 از دهه ۱۹۸۰-۱۹۹۰ در این بحث پیشگام هستند. همچنین دو برنامه دیگر تحقیقاتی Hyper-X و HyTech به دنبال دستیابی به فناوری‌های پیشرفته برای به وقوع پیوستن RLV در آینده‌ای نه‌چندان دور در حال بررسی هستند. در طی تلاش‌های مداوم به منظور کاهش هزینه‌های پرتاب، پس از آنکه طبقه اول Falcon (9, Heavy) قابلیت فرود به صورت عمودی را داشته و به اصطلاح قابل استفاده مجدد شدند، شرکت SpaceX در تلاش (مرحله آزمایش) برای پیاده‌سازی این قابلیت بر روی طبقه دوم آن است. در اصل، مفاهیم سیستم‌های حمل و نقل فضایی RLV را می‌توان به دو گروه عمده تقسیم کرد: تک‌مرحله تا مدار SSTO^۴ و دو یا چند مرحله تا مدار TSTO^۵. از این دو مفهوم، نسخه‌های ترکیبی پدیدار شده و شاخه‌ای از ویژگی‌های مفهومی دیگر به وجود خواهد آمد؛ در اینجا تنها مفهوم TSTO مدنظر خواهد بود. پس از

دسته بندی پرتابگرهای با قابلیت استفاده مجدد



شکل ۱: دسته‌بندی RLV از منظرهای مختلف [۲].

سامانه‌های TSTO با قابلیت برخاست به صورت افقی، پیچیده‌تر هستند، از طرفی عملیات‌هایی هوایی-شکل (از لحاظ تئوری) را از هر فرودگاه با سطح پایین‌تری از الزامات زیرساخت ارائه می‌دهند. آن‌ها با درجه بالایی از قابلیت استفاده مجدد و قابلیت عملکرد مورد استفاده قرار می‌گیرند. علاوه بر این آن‌ها پتانسیل بسیار بالایی را از انتقال فن‌آوری‌های پیشرفته و چرخش برای توسعه حمل و نقل هوایی مافوق صوت ارائه می‌دهند. نمونه‌هایی از آن همچون Falcon-9 و Falcon-Heavy شرکت SpaceX و همچنین New Shepard و New Gelen از شرکت Blue-Origin را می‌توان نام

۲ معرفی دو طبقه تا مدار

مفاهیم TSTO را می‌توان به وسایل نقلیه VTHL^۷ مبتنی بر راکت‌های بالدار و وسایل نقلیه HTHL^۸ هواپیماشکل عمدتاً با موتورهای هواتنفسی در طبقه اول و موتورهای راکتی در طبقه دوم دسته‌بندی نمود. مثالی از نوع اول Biamese FSSC-16 است. سامانه‌های راکتی TSTO با قابلیت برخاست عمودی، ممکن است با فناوری حاضر موجود، دست‌یافتنی باشند و به طور حتم ارزان‌ترین شیوه نزدیک به راه‌حل برای دسترسی به فضا هستند.

¹Reusable Launch Vehicle ²Dyna-soar ³National AeroSpace Plane ⁴Single-Stage-To-Orbit ⁵Two-Stage-To-Orbit ⁶Space Transport System ⁷vertical take-off horizontal landing ⁸horizontal take-off horizontal landing

هدایت و ناوبری دسته‌بندی نمود. در ادامه شرحی در رابطه با هر یک از این زیرسیستم‌ها ارائه می‌گردد.

۱.۴ زیرسیستم پیشرانش

با توجه به مراجع بررسی شده، در این نوع پرتابگرها می‌توان از پیشران‌هایی نظیر پیشران‌های هیدروکربنی، هیدروژن مایع و متان بهره برد. سیستم پیشران‌های که برای طبقه اول به کار می‌رود می‌تواند مطلقاً هوائتفسی، مطلقاً راکتی، سیکل ترکیبی یا مجموعه‌ای پیچیده از هر سه نوع باشد که بسته به الزامات و انتخاب‌های طراح مورد تأیید قرار می‌گیرد. اما برای طبقه دوم، حتماً باید بخشی راکتی در سیستم پیشرانش وجود داشته باشد؛ زیرا سیستم هوائتفسی قادر به عملکرد در خلأ نخواهد بود.

فناوری موتور سیکل ترکیبی یکی از مهم‌ترین مسائلی است که به طور مستقیم توسعه RLV هوائتفسی را تعیین می‌کند. این نوع سیستم پیشرانش که در شکل ۳ به نمایش گذاشته شده است، از ترکیب موتورهای هوائتفسی و راکتی بر اساس سیکل‌های ترمودینامیکی خاصی ایجاد می‌گردد. از برخی دیدگاه‌ها در دو کلاس سیکل ترکیبی با اسکرم‌جت، رم‌جت و یا توربین و سیکل ترکیبی مبتنی بر راکت، Trijet و TRBCC جای می‌گیرند. به عبارت دیگر شامل انواع TBCC، RBCC، Strut-jet، TRCC، TRBCC است. کلاس دیگر، سیکل‌های ترکیبی با فناوری پیش‌خنک‌کنندگی^{۱۱}، محفظه احتراق فشار بالا و فناوری‌های مرتبط به عنوان فن‌آوری‌های با اهمیت هستند. این دو کلاس از پیشران‌های سیکل ترکیبی، با توربین NASP، اسکرم‌جت و سیکل ترکیبی موتور راکتی و RB545/SABRE به عنوان نمونه‌های متداولی هستند که به طور کامل در امتداد مسیرهای فناوری خود توسعه یافته و فناوری‌های کلیدی آن‌ها به دست آمده است [۴]. موتور SABRE کلاس نوبنی از موتورهای برای هواپیماهای با سرعت بالا و فضاپیماهاست. این موتورها در ارائه راندمان سوخت یک موتور جت با قابلیت توان و سرعت بالا منحصربه‌فرد هستند. برخلاف موتورهای جت که تنها قادر به ایجاد تراست تا ماخ ۳ هستند، سه برابر سرعت صوت، موتور SABRE قابلیت عملکرد تا ماخ ۵/۴ در حالت هوائتفسی و تا ماخ ۲۵ در حالت راکتی را برای پروازهای فضایی دارا است.

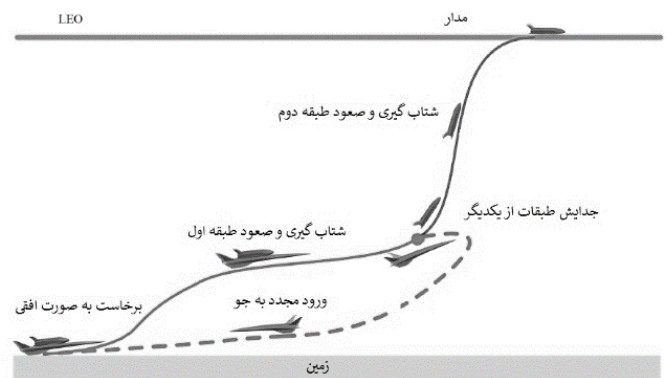
۱.۱.۴ مفهوم موتور PHE

PHE^{۱۲} یک مفهوم از موتور سیکل ترکیبی است که موتور هوائتفسی و موتور راکتی در یک موتور ترکیب شده است. در محدوده بین ماخ ۵-۰، موتور در حالت هوائتفسی کار می‌کند، برای استفاده کامل از اکسیژن اتمسفر به همراه هیدروژن مایع تا به راندمان بالاتری از ضربه ویژه بالا و نسبت تراست به وزن بیشتری دست یابد. هنگامی که موتور در ماخ بالاتر از ۵ کار می‌کند، اتمسفر دارای اکسیژن کمتری است که در حالت راکت به وسیله اکسیژن و هیدروژن مایع عمل خواهد کرد. اگرچه موتورهای هوائتفسی همچون اسکرم‌جت و انواع دیگر آن هنوز از ضربه ویژه بالایی با افزایش عدد ماخ برخوردار هستند، نسبت تراست به وزن مربوطه با افزایش عدد ماخ کاهش خواهد یافت.

برد که طبقه اول آن به صورت عمودی فرود آمده و قابلیت استفاده مجدد را دارا هستند. در صورت برخاست افقی، نسبت تراست به وزن می‌تواند در محدوده ۰/۶ - ۰/۴ پایین نگه داشته شود. علاوه بر این، آن‌ها می‌توانند از ضربه ویژه بالایی حاصل از موتورهای هوائتفسی (توربوجت، رم‌جت، یا اسکرم‌جت) و صرف‌نظر نمودن از اکسیدکننده سنگین در طبقه اول بهره‌مند شوند. این منجر به تبادل بین جرم و حجم اکسیژن و جرم و حجم سیستم پیشران‌های می‌شود که نهایتاً وزن خشک را افزایش می‌دهد. مدارگرد^۹ (در قدم اول لزوماً نباید با قابلیت استفاده مجدد باشد) می‌تواند به طور معمول با موتورهای راکتی طراحی شود و نیازی به حمل اجزای غیرضروری به مدار و بازگشت آن‌ها ندارد. بنابراین حساسیت‌ها و مخاطرات طراحی می‌تواند کاهش یابد [۱، ۳].

۳ نحوه اجرای مأموریت

نحوه اجرای مأموریت پرتابگرهای TSTO بسته به اینکه تا چه میزان قابلیت استفاده مجدد را داشته باشند و چگونگی برخاست و فرود آن‌ها (VTVL، VTHL، HTHL) می‌تواند متفاوت باشد. به طور کل، شرح مأموریت یک پرتابگر TSTO که کاملاً قابلیت استفاده مجدد را دارا باشد، به این صورت خواهد بود که: پس از برخاست پرتابگر (مجموعه طبقه اول، طبقه دوم و محموله) از سایت پرتاب و رسیدن به سرعت و ارتفاع جدایش، طبقات اول و دوم از یکدیگر جدا می‌شوند. پس از جدایش، طبقه اول به سایت پرتاب بازگشته ولی طبقه دوم با افزایش سرعت و ارتفاع، به مدار تعیین شده رسیده و محموله را در مدار تزریق می‌کند. پس از تزریق ماهواره به مدار، طبقه دوم، مدار را ترک می‌کند^{۱۰} و مجدداً به جو بازگشته و سپس در سایت پرتاب فرود خواهد آمد. تصویری شماتیک از نحوه اجرای مأموریت را می‌توان در شکل ۲ مشاهده نمود.

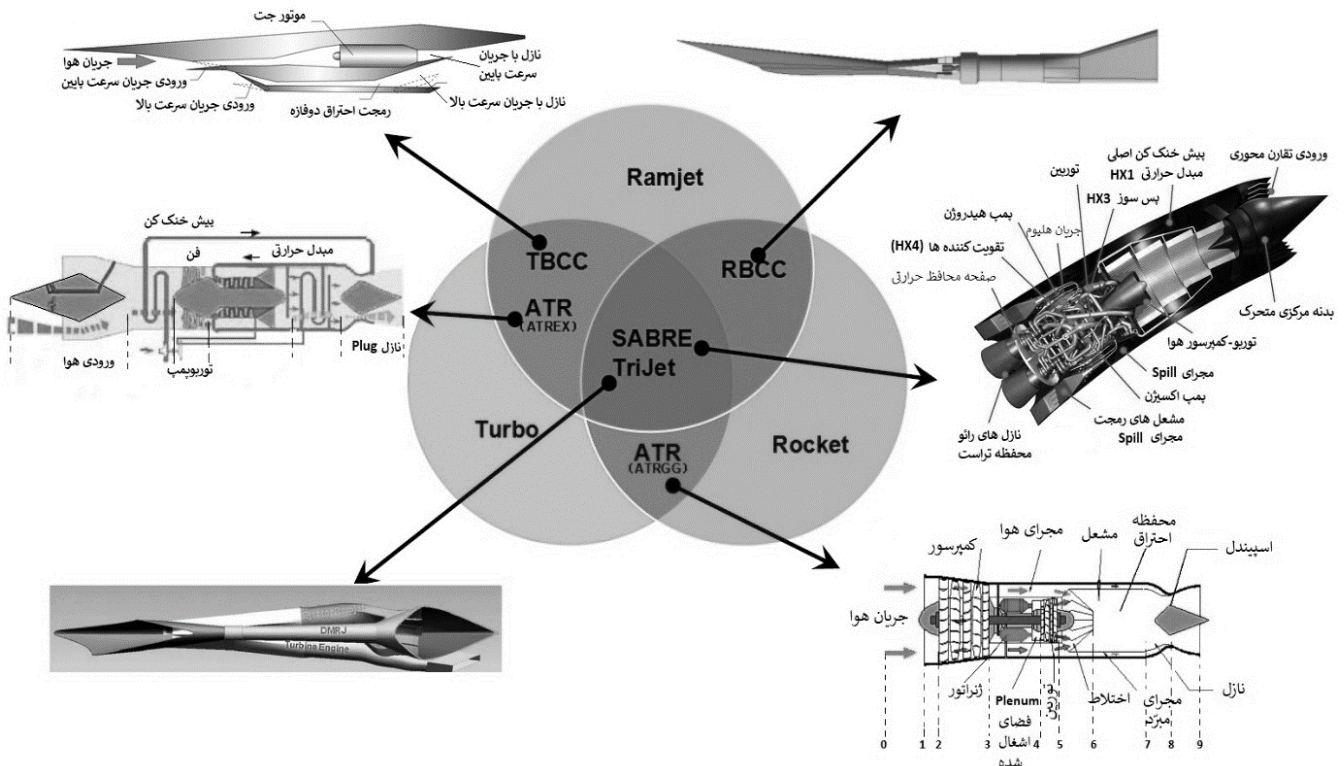


شکل ۲: شماتیک نحوه انجام مأموریت پرتابگر TSTO.

۴ زیرسیستم‌های اصولی یک پرتابگر دو طبقه تا مدار

زیرسیستم‌های اصولی یک پرتابگر TSTO را تقریباً همانند سایر وسائط پرتاب می‌توان به‌طور کلی به زیرسیستم‌های پیشران‌ها، آیرودینامیک، سازه،

⁹orbiter ¹⁰deorbit ¹¹precooling ¹²precooling hypersonic engine



شکل ۳: انواع موتورهای سیکل ترکیبی.

محفظه‌ای با سرعت بالا است که از موتور TBCC ایجاد می‌شود. این نوع سیستم پیشرانش ترکیبی متشکل از یک رمجت، اسکرمجت و راکت مجراگونه^{۱۵} هست که هر سه سیستم یک جریان مشترک را استفاده می‌کنند. این موتور یک موتور هوانتفسی با ضربه ویژه بالا و نسبت تراست به وزن پایین که با یک راکت با ضربه ویژه پایین و نسبت تراست به وزن کم، ترکیب شده، است. از زمان برخاست تا ماخ ۲/۵ موتورهای راکتی خاموش بوده و موتور به حالت رمجت دوگانه^{۱۶} تغییر وضعیت می‌دهد. سپس در سرعت‌های بالاتر از ماخ ۸ موتورهای راکتی فعال می‌شوند. این موتور شامل دو بخش در ورودی به منظور فشرده‌سازی هوا است.

۴.۱.۴ موتور TRCC

یکی دیگر از موتورهای سیکل ترکیبی، موتور TRCC هست که در آن یک موتور توربینی دارای پس‌سوز با یک سیستم پیشرانش RBCC ترکیب شده است.

۵.۱.۴ موتور TBCC

موتور TBCC می‌تواند راندمان ایملاس بهتری را به نسبت RBCC فراهم کند، اما نمی‌تواند در ارتفاع‌های بالاتر از استراتوسفر کار کند و باید گپ تراست ایجاد شده بین حالت توربینی و رمجت را متحمل شود. موتور RBCC پتانسیل بالایی از پوشش پروازی گسترده‌تر را برای حامل، تراست بیشتر و سازه‌ای ساده‌تر با اجزای کم را نشان می‌دهد. اخیراً موتور Turbo-RBCC aided که در آن جریان عبوری موتور RBCC متداول و جریان عبوری موتور توربینی به موازات یکدیگر در هم ادغام می‌شوند، مورد استفاده

اما یک موتور PHE که به حالت راکتی در این محدوده سرعت تغییر حالت می‌دهد، می‌تواند به پرتابگر جهت رسیدن به اتمسفری با چگالی کمتر، برای دستیابی سریع‌تر به ارتفاع و سرعت بالاتر شتاب دهد، که یک انتخاب خوب برای یک موتور ترکیبی استفاده‌شده از لحظه برخاست از زمین تا پرواز زیرمداری یا برای کاربردهای حامل فضایی باشد [۴].

۲.۱.۴ موتور TBCC

این نوع موتور که ترکیبی از جریان عبوری یک موتور اسکرمجت (رمجت احتراق فراصوتی) با موتورهای راکتی (که موتور سیکل ترکیبی راکتی نامیده می‌شود) است، انتظار می‌رود که مؤثرترین سیستم پیشرانش برای طبقه تقویت‌کننده^{۱۳} پرتابگرها باشد. شرایط عملیاتی مختلفی برای دستیابی به حداکثر محموله برای پرتابگرهایی با موتورهای سیکل ترکیبی مورد نیاز است؛ نظیر عملکرد حالت ejector-jet در محدوده سرعت کم (۳/۵ - ۰ ماخ) برای دستیابی به بهترین شتاب اولیه با مقداری بهره تراست ناشی از اثرات هوانتفسی، عملکرد حالت رمجت (احتراق حالت دوگانه^{۱۴} در مسیر جریان اسکرمجت، ۷ - ۳/۵ ماخ) به همراه خروجی کاهش‌یافته موتور راکتی برای شتابگیری با بهترین ضربه ویژه (Isp) و نهایتاً عملکرد حالت اسکرمجت ($M > 7$) با خروجی نسبتاً بالای موتور راکتی برای شتابگیری نهایی طبقه پوست‌کننده با مقداری افزایش ضربه ویژه ناشی از اثرات هوانتفسی [۵].

۳.۱.۴ موتور RBCC

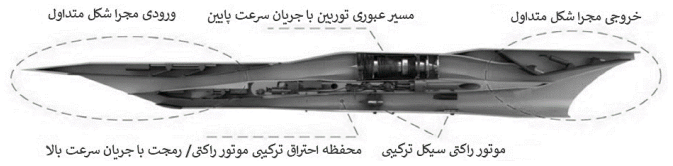
این نوع موتور یکی از دو سیستم پیشرانشی است که بر روی هواپیمای فراصوت آزمایشی Boeing X-43 آزمایش شده است. موتور RBCC تنها

¹³booster stage ¹⁴dual-mode combustion ¹⁵ducted rocket ¹⁶dual mode ramjet

نرخ جریان جرمی درون موتورها، از تراست تولید شده و همچنین مصرف سوخت آن، تأثیر می‌پذیرد. علاوه بر این، نرخ جریان جرمی هوا به راندمان ورودی بستگی دارد. چنین راندمانی از طریق یک طراحی هندسی مناسب و دقیق حاصل می‌گردد. ورودی‌های هوا، نیازمند مکش هوای جریان آزاد بوده و گاهی مسیر این جریان را درون خود تغییر و سپس به موتور وارد می‌شود. همچنین نباید موجب ایجاد پسای خارجی بیش‌ازحد برای وسیله گردند. علاوه‌براین باید عملکرد مناسبی را در سراسر رژیم پروازی تضمین کنند. ورودی هوا برای وسایل مافوق‌صوت، دارای لبه‌ای نسبتاً باریک است. لبه ورودی به منظور به حداقل رساندن اتلافات عملکردی امواج شوک که در طول پرواز فراصوتی رخ می‌دهد، باریک می‌شود. برای یک هواپیمای مافوق‌صوت، ورودی باید جریان پایین را به سرعت‌های فروصوت، قبل از رسیدن هوا به کمپرسور برساند. انواع مختلفی از این نوع ورودی طراحی شده است مانند ورودی هواپیمای SR-71، که امکان پرواز با سرعت بالا را برای آن فراهم می‌آورد [۷].

ورودی‌های فراصوت، چالش اصلی طراحی نهایی را برای وسیله ارائه می‌دهند. ورودی‌های اسکرم‌جت به طور کامل با بدنه یکپارچه می‌شوند. برای هواپیمای مجهز به موتور اسکرم‌جت، شرایط حرارتی بسیار نامساعد است، زیرا عدد ماخ پروازی نسبت به هواپیمای مجهز به رم‌جت بالاتر است. در X-43A، ورودی تمام سطح زیرین جلویی هواپیما را در برمی‌گیرد.

قرار گرفته است. تصویر این موتور در شکل ۴ به تصویر کشیده شده است.

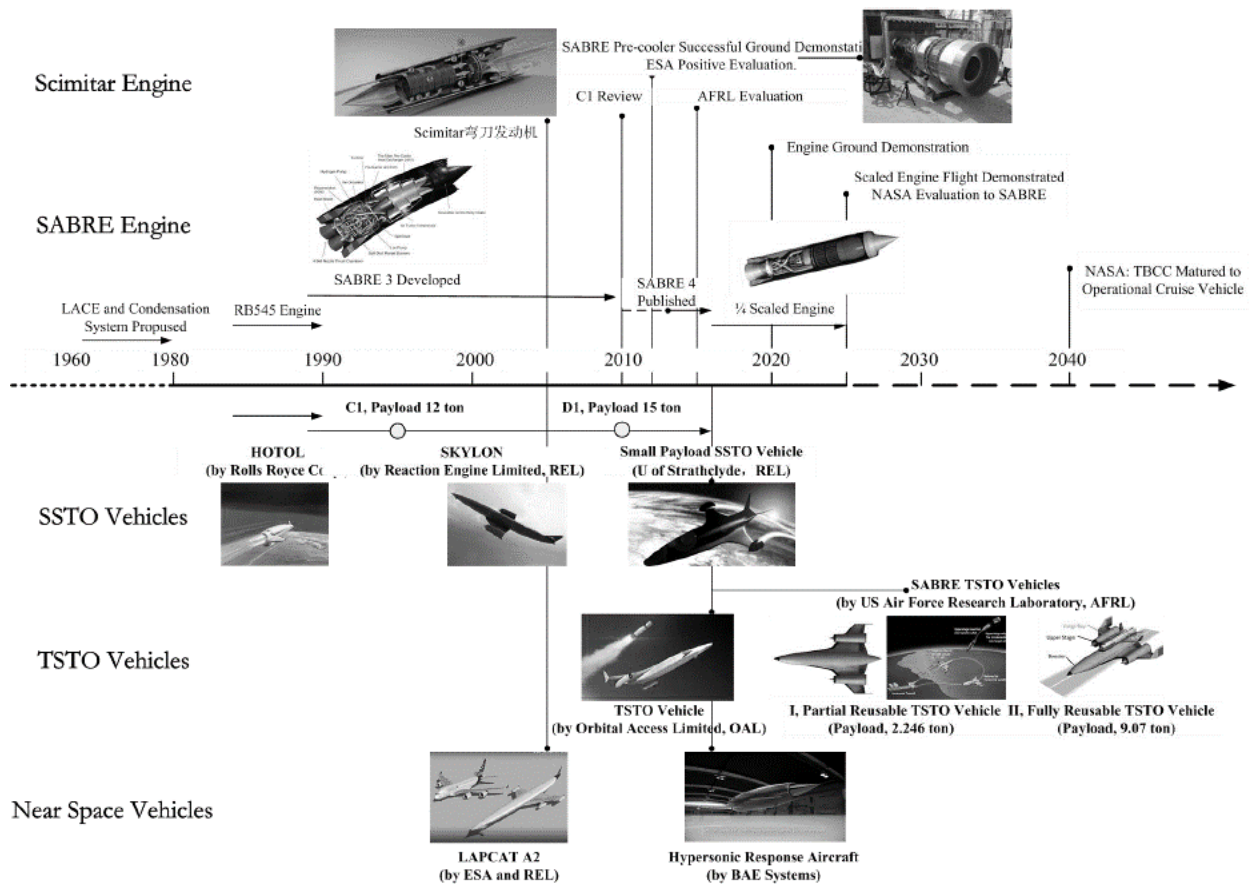


شکل ۴: موتور TRBCC.

برخی از پرتابگرهای فضایی که موتور SABRE در آن‌ها به کار گرفته شده است عبارت‌اند از OAL، SKYLON، SSTO، REL، پرتابگرهای OAL، TSTO، AFRL و پرتابگرهای TSTO مجهز به موتور SABRE، که تصویری از پیشینه کاربرد این نوع موتور در وسایل فضایی در شکل ۵ آورده شده است [۶].

۲.۴ زیرسیستم آیرودینامیک

در زیرسیستم آیرودینامیک مباحثی همچون، چگونگی هندسه و پیکره طبقات اول و دوم، نوع ورودی‌های هوا که در طبقه اول (هواتنفسی) به کار گرفته می‌شود، جایگاه قرارگیری موتورها، اینکه در بالای بدنه قرار داشته باشند یا در زیر بدنه، مسیر جریان هوا و یا محصولات احتراق، واحد باشد یا آنکه دوگانه یا چندگانه، عدد ماخ جدایش طبقات و یا مسئله بسیار مهم ورود مجدد به جو مطرح خواهد بود.



شکل ۵: پیشینه توسعه SABRE و وسایل مرتبط با آن [۶].

۳.۴ زیرسیستم سازه

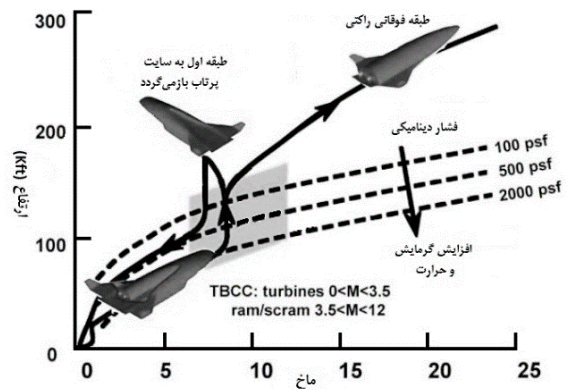
دسته دوم، FIB^{۱۸}/AFRSI^{۲۲}، RCC^{۲۳}، FRSI^{۲۴} و Gap-Fillerها را شامل می‌شوند [۸-۱۰].

سه نوع مدیریت حرارتی وجود دارد که می‌تواند در پرتابگرهای فضایی مافوق صوت مورد استفاده قرار گیرد: غیرفعال، نیمه فعال و فعال که نمونه‌ای از آن TPS و سازه‌های حرارتی^{۲۵} هستند.

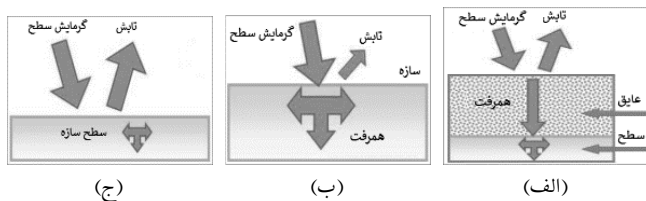
۱.۳.۴ سیستم حرارتی غیرفعال

در این نوع سیستم حرارتی ساختارهای عایق‌بندی شده نشان داده شده در شکل ۷الف به منظور تعدیل شار حرارتی در بازه زمانی کوتاهی مورد استفاده قرار می‌گیرند. هدف از عایق‌بندی، به حداقل رساندن اثر گرما بر سازه است که خنک باقی بماند. ساختار چاه حرارتی^{۲۶} نشان داده شده در شکل ۷ب، با شار حرارتی متوسط برای یک موقعیت گذرا به کار می‌رود. هنگامی که گرمایش سطح رخ می‌دهد، مقداری از حرارت ساطع شده و مقداری دیگر توسط سازه جذب می‌شود. اگر یک ساختار چاه حرارتی برای مدتی طولانی حرارت داده شود، گرمای کافی می‌تواند به منظور گرمایش بیش از حد سازه را تحلیل کند.

در زیرسیستم سازه، میحث سپرهای حرارتی تحت بررسی و تشریح قرار می‌گیرد. مفهوم عملیات برای این کلاس از سیستم‌های پرتاب فضایی به عنوان تابعی از تغییرات ارتفاع نسبت به عدد ماخ در شکل ۶ نشان داده شده است که با توجه به آن در این نوع وسایل، عدد ماخ نقطه جدایش در محدوده‌ای بین ۱۳ - ۶ قرار دارد.



شکل ۶: عملکردهای مفهوم TSTO به عنوان تابعی از ارتفاع و عدد ماخ.



شکل ۷: سیستم‌های حرارتی غیرفعال: (الف) ساختار عایق‌بندی شده، (ب) ساختار چاه حرارتی، (ج) ساختار تابشی [۸].

شکل ۷ج یک ساختار تابشی را که برای شار گرمایی متوسط در مدت زمانی طولانی استفاده شده است، نشان می‌دهد. در مقایسه با یک ساختار چاه حرارتی، سازه‌های تابشی می‌توانند برای بار حرارتی بالاتری در مدت زمان‌های طولانی مورد استفاده قرار گیرند؛ این خود به سازه این امکان را می‌دهد که به شرایط پایداری برسد. دوباره حرارت هم ساطع شده و هم به سمت داخل هدایت می‌شود، در نتیجه کل سازه به دماهای بالاتر خواهد رسید.

۲.۳.۴ سیستم حرارتی نیمه فعال

در صورتی شار حرارتی بالا برای مدت زمانی طولانی اعمال گردد، لازم است که رویکرد حفاظت حرارتی نیمه فعال مورد استفاده قرار گیرد. با توجه به شکل ۸الف یک لوله حرارتی می‌تواند برای شارهای حرارتی که در مدت زمان طولانی اعمال می‌شود، به کار رود. حرارت از طریق یک سیال عامل به دیگر نواحی لوله حرارتی که در آن حرارت به بیرون ساطع می‌شود، انتقال می‌یابد؛ مشابه با سازه‌های تابشی عمل می‌کنند.

فنا شونده‌های دیگر روش حفاظت حرارتی نیمه فعال که تصویر آن در شکل ۸ب نمایان است، به منظور مدیریت حرارتی است. هدف از کاربرد ساختار فنا شونده آن است که سازه را خنک نگاه دارد. ساختارهای فنا شونده برای

گزینه‌های متعددی برای مقابله با محیط‌های حرارتی شدید موجود در طی پرواز مافوق صوت وجود دارد. تفاوت بین سیستم‌های راکتی و هواتنفسی می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر TPS داشته باشد. الزام است که دمای سازه‌ای مورد نیاز برای مقاصد استفاده مجدد، زیر ۴۵۰ K باقی بماند. برای لبه‌های حمله و نوک دماغه، جایی که دما بیشتر از ۱۵۳۳ K است، کربن/کربن تقویت شده مورد استفاده قرار می‌گیرد. سیستم حفاظت حرارتی بایستی به گونه‌ای طراحی شود که بدون توقف کارکرد، اثرات انتقال انرژی گرمایی را از محیط‌های طبیعی و القایی تحمل کند. این سیستم باید سازه و قطعات را در دماهایی در محدوده قیود طراحی برای عملیات زمینی و شرایط پروازی نگاه دارد. قطعات سازه‌ای سیستم حفاظت گرمایی بایستی به گونه‌ای طراحی شود که در تمام شرایط عملیاتی مورد انتظار، بارهای آیرودینامیکی، صوتی، ارتعاشی و شوک را تحمل کنند؛ همچنین از لرزش صفحه جلوگیری کند. انواع پوشش‌های حرارتی که در وسایل هوافضایی مورد استفاده قرار می‌گیرد، عبارت‌اند از:

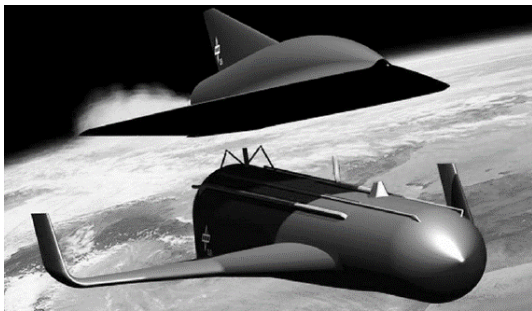
- پوشش‌های گرمایی غیرکاهنده/ غیرفناشونده؛
- پوشش‌های گرمایی کاهنده/ فناشونده (در نظر گرفتن پارامترهای ضخامت در اثر حرارت غیر شیمیایی، باقی ماندن رویه زغالی، خروج گاز و اثرات مرتبط)؛
- سیستم‌های حفاظت گرمایی برودتی.

سپرهای حرارتی را می‌توان به دو نوع Tile TPS و Non-Tile TPS دسته‌بندی نمود. هر دسته از این مواد عایق که به طور مثال در فضاپیما شاتل به کار رفته‌اند، خود شامل چند نوع هستند که انواع مواد مقاوم حرارتی دسته اول، HRSI^{۱۷}، FRCI^{۱۸}، TUFI^{۱۹} و LRSI^{۲۰}، انواع مواد مقاوم حرارتی

¹⁷High-temperature Reusable Surface Insulation ¹⁸Fibrous Refractory Composite Insulation ¹⁹Toughened Unipiece Fibrous Insulation
²⁰Low-temperature Reusable Surface Insulation ²¹Flexible Insulation Blanket ²²Advanced Flexible Reusable Insulation ²³Reinforced Carbon-Carbon ²⁴Nomex Felt Reusable Surface Insulation ²⁵hot structure ²⁶heat sink structure

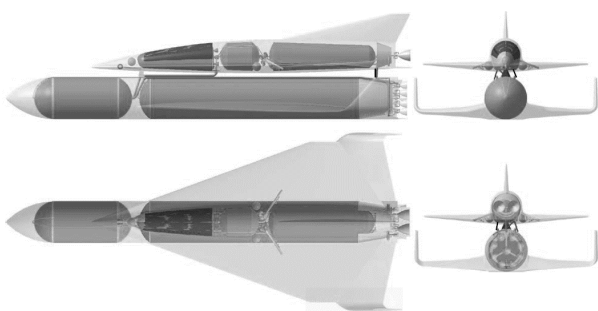
۱.۵ پرتابگر SpaceLiner

SpaceLiner که تصویر آن در شکل ۱۰ نشان داده شده است، یک مفهوم TSTO طراحی شده توسط DLR است که پتانسیل حمل و نقل پایدار کم‌هزینه را به مدار داراست و درعین‌حال انقلابی را در مسافت‌های طولانی بین نقاط مختلف در کره زمین ایجاد نماید. این وسیله دارای این قابلیت است که مسافت بسیار طولانی را مانند مسیر اروپا-استرالیا را در ۹۰ دقیقه طی نماید. مدت زمان پرواز آن ۲ تا ۳ برابر دیگر سیستم‌های پیشرفته فضایی و در مقایسه با مدت زمان پروازی وسایل هوایی فروسوت ۸۰٪-۷۰٪ کاهش یافته است. توسعه این سیستم اولین بار در سال ۲۰۰۵ آغاز شد و تاکنون ادامه دارد. دو ورژن از این وسیله طراحی شده است؛ Orbital و PAX. مورد اول قابلیت حمل ۱/۸۵ تن به GTO و دوم، قابلیت حمل ۱۰۰ مسافر را برای مسافت اروپا تا استرالیا دارد. یکی از موضوعات مهمی که در مرجع [۱۱] مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است، جدایش کابین مسافری و کپسول نجات پرتابگر SpaceLiner هست.

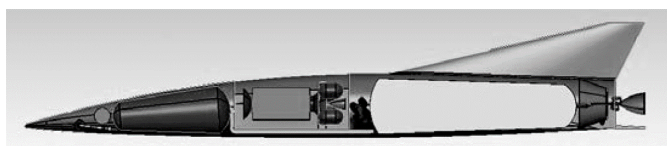


شکل ۱۰: پرتابگر SpaceLiner [۱۲].

پیشران به کار رفته در این پرتابگر LOX/LH2 است [۱۲]. در شکل ۱۱ و شکل ۱۲ نمایی شماتیک از این پرتابگر را می‌توان مشاهده نمود.

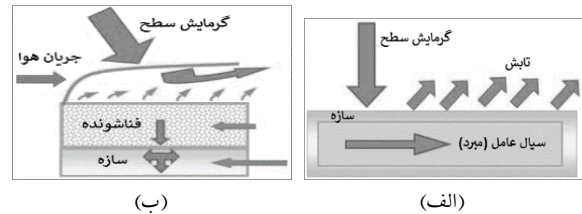


شکل ۱۱: طرح کلی SpaceLiner با طبقه تقویت‌کننده در پایین و طبقه فوقانی با کاربری مسافری در موقعیت بالا [۱۲].



شکل ۱۲: طبقه فوقانی SpaceLiner با کاربری حمل‌ماهوره [۱۱].

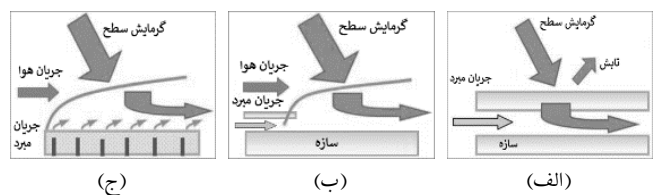
شار حرارتی بسیار بالا به کار می‌روند؛ اما برای مدت زمان‌های کوتاه، تنها یک‌بار قابلیت استفاده دارند. به‌عنوان مثال در کپسول فضایی Orion یک سپر حرارتی فناشونده به کار رفته است؛ همان رویکردی که در Apollo مورد استفاده قرار گرفت.



شکل ۸: سیستم‌های حرارتی نیمه فعال: (الف) سازه لوله حرارتی، (ب) سازه فناشونده [۸].

۳.۳.۴ سیستم حرارتی فعال

برای شارش گرمایی بسیار بیشتر و مدت زمان طولانی‌تر، خنک‌کاری فعال مورد نیاز است. خنک‌کاری همرفت^{۲۷} که در شکل ۹ الف قابل مشاهده است، اغلب به منظور شارش حرارتی ظرف مدت زمانی طولانی مورد استفاده قرار می‌گیرد. نمونه‌ای از آن، تنها در سیستم پیشران شاتل، یعنی در موتورهای اصلی^{۲۸} (SSME) به کار رفته است؛ جایی که حرارت به خنک‌کننده^{۲۹} منتقل شده و خنک‌کننده حرارت را جذب خود می‌کند. خنک‌کاری فیلمی^{۳۰} که برای سیستم پیشران مورد استفاده قرار می‌گیرد، روشی دیگر برای شار حرارتی بالا برای بازه‌های زمانی طولانی است. به منظور خنک‌کاری فیلمی، خنک‌کننده به درون جریان تزریق می‌شود، معمولاً در بالادست جریان، در مکانی واحد و دقیق قرار دارد. لایه‌ای نازک از خنک‌کننده و عایق، هنگامی که به دماهای بالا برسد، عمل می‌کند. این روش در شکل ۹ ب به تصویر کشیده شده است.



شکل ۹: سیستم‌های حرارتی فعال: (الف) خنک‌کاری همرفت، (ب) خنک‌کاری فیلمی، (ج) خنک‌کاری انتقالی [۸].

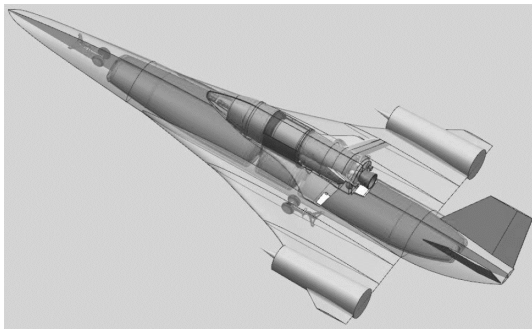
خنک‌کاری انتقالی^{۳۱} آخرین روش خنک‌کاری فعال است. این روش نیز برای شارش حرارتی بالا در مدت زمان طولانی به کار می‌رود. تصویری از آن در شکل ۹ ج مشاهده می‌گردد. به منظور خنک‌کاری انتقالی، خنک‌کننده به جریان گاز داغ، به وسیله ساختاری متخلخل، بر خلاف خنک‌کاری فیلمی که در ناحیه‌ای متمرکز انجام می‌گیرد، به صورت پیوسته در نواحی وسیعی تزریق می‌شود. همچنین شار حرارتی سازه را کاهش می‌دهد [۸].

۵ چند نمونه اصلی از پرتابگرها و مفاهیم دو طبقه

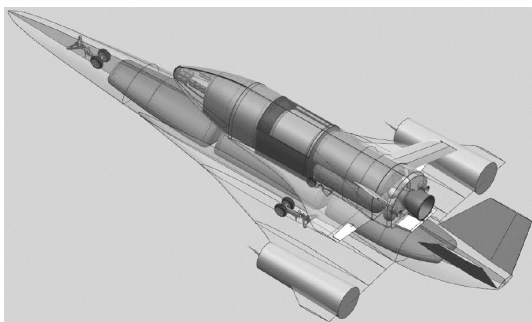
تا مدار

²⁷convective cooling ²⁸space shuttle main engine ²⁹coolant ³⁰film cooling ³¹transpiration cooling

تنها در حالت عملیاتی هواتنفسی کار می‌کند. بنابراین طبقه پوست‌کننده در مفهوم I بزرگ‌تر و سنگین‌تر از مفهوم II است، درحالی‌که طبقه فوقانی مفهوم II بزرگ‌تر و وزین‌تر از مفهوم I هست. با توجه به حجم بزرگ هیدروژن مایع مفهوم II، هنوز هم اندازه بدنه بزرگ است، اگرچه هیچ اکسیژن مایعی نیاز نیست و بارگذاری بر روی طبقه پوست‌کننده انجام می‌گیرد. در نتیجه کسر جرمی سازه مفهوم I در حدود ۲۸/۲۲٪ هست، درحالی‌که کسر جرمی سازه مفهوم II در حدود ۴۸/۵۷٪ است. طول طبقه پوست‌کننده و طبقه فوقانی در مفهوم I به ترتیب ۵۰/۷ m و ۱۶ m هست، درحالی‌که طول‌های متناظر در مفهوم II به ترتیب در حدود ۴۳/۹ m و ۲۲/۲ m است.



شکل ۱۴: مفهوم I [۶].



شکل ۱۵: مفهوم II [۶].

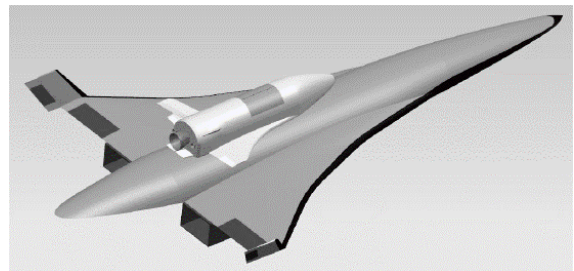
حداکثر نسبت برآ به پسای فاز پروازی فروصوت در طبقه تقویت‌کننده حدود ۹، درحالی‌که حداکثر نسبت برآ به پسای ۲ ماخ حدود ۵ هست که پایین‌تر از هواپیمای کنکور، حدود ۷ در ماخ ۲ است [۶].

۴.۵ پرتابگر ASTROX

این پرتابگر از سیستم پیشران RBCC برای طبقه پوست‌کننده و سیستم پیشران راکتی برای طبقه فوقانی خود بهره می‌برد. برخی از مشخصات این پرتابگر در جدول ۱ آورده شده است [۱۳].
پیشرانی که برای این پرتابگر انتخاب شده است، متان مایع برای طبقه پوست‌کننده به عنوان سوخت و هیدروژن مایع و اکسیژن مایع به عنوان سوخت و اکسیدکننده برای موتور راکتی طبقه فوقانی هستند. متان نسبت به هیدروژن چگال‌تر بوده و بنابراین جرم بیشتری از آن را در حجمی ثابت می‌توان ذخیره نمود. پرواز در فاز هواتنفسی در ماخ ۱۰ - ۳/۵ انجام می‌گیرد. تصویر این پرتابگر در شکل ۱۶ قابل مشاهده است [۱۳].

۲.۵ پرتابگر TSTO RLV مجهز به موتور TRBCC

طبقه اول این مفهوم مجهز به موتور TRBCC است؛ به عبارت دیگر انواع مختلفی از موتورهای هواتنفسی. پیکربندی آیرودینامیکی آن به صورت یک هواپیما است که محدوده سرعت آن ۱۰ - ۰ ماخ هست. طبقه دوم آن دارای موتور راکتی است ولی قابلیت استفاده مجدد را دارد. طبقه دوم بر روی طبقه اول قرار می‌گیرد. پیشران این پرتابگر، LH_x/LOx است که ضربه ویژه بالاتری را به نسبت پیشران‌های هیدروکربنی به دست می‌دهد. فرآیند عملکرد موتور این پرتابگر به شرح زیر است: در ماخ ۴ - ۰ موتور در حالت توربینی عمل می‌کند. اگر تراست در برخاست یا فرآیند گذر صوت کافی نباشد، ejector rockets در محفظه RBCC می‌تواند فعال شود و موتورها در حالت ترکیب‌شده مقاطع سرعت بالا و پایین عمل کنند. حدود ماخ ۲ محفظه توربین خاموش است و حالت انتقال از کانال سرعت پایین به کانال سرعت بالا انجام می‌شود. در فرآیند شتاب‌گیری از ماخ ۸ - ۴ موتورها در حالت راجت یا حالت راکت/راجت کار می‌کنند. در ماخ ۱۰ - ۸ موتورها در حالت کاملاً راکتی کار می‌نمایند، علاوه بر این با توجه به فشار دینامیکی پایین پروازی در ارتفاع بالاتر، ejector rocket را می‌توان به موقع استارت زده شوند [۲].
شکل ۱۳: نماینگر تصویر این پرتابگر است.



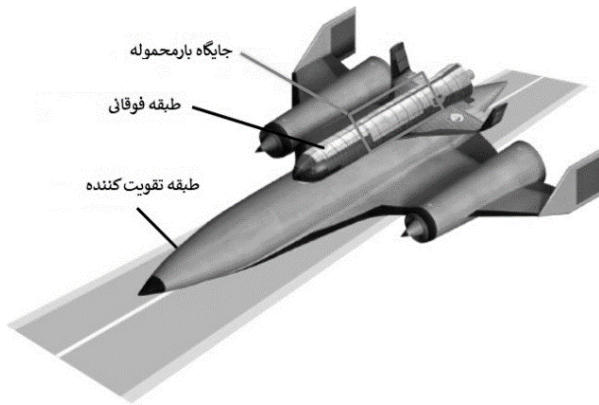
شکل ۱۳: پرتابگر TSTO مجهز به موتور TRBCC [۲].

مقادیر نسبت آیرودینامیکی برآ به پسای برای طبقات اول و دوم در فازهای مختلف پروازی به صورت زیر است: طبقه اول در فروصوت ۹-۷، فراصوت ۷-۵، و فراصوت ۴-۳ و برای طبقه دوم، در فروصوت ۵-۴، فراصوت ۳-۲ و فراصوت ۲-۱ هست. جدایش طبقات در محدوده ماخ ۱۰-۶ صورت می‌پذیرد. وزن ناخالص برخاست بین ۱۵۰۰۰۰ - ۷۰۰۰۰ کیلوگرم انتخاب می‌گردد.

۳.۵ پرتابگر مجهز به موتور PHE

در مرجع [۶] یک پرتابگر دو طبقه با قابلیت استفاده مجدد PHE HTHL که طبقه فوقانی بر روی طبقه پوست‌کننده یا طبقه حمل‌کننده قرار دارد، طراحی شده است. دو موتور PHE بر روی بال‌های طبقه پوست‌کننده نصب می‌شوند تا توان کافی برای برخاست و صعود به نقطه جدایش طبقات را فراهم کنند. طبقه فوقانی از سیستم پیشران راکتی استفاده می‌کند. هر دو مرحله به‌طور کامل قابل استفاده مجدد هستند.

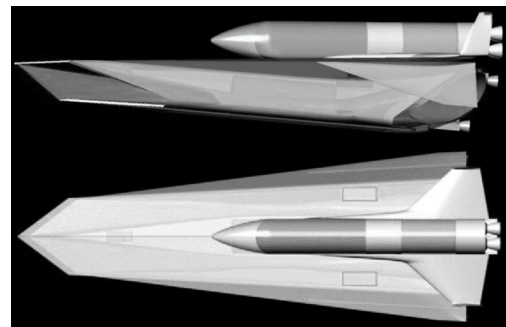
با توجه به شکل ۱۴، نقطه جدایش مفهوم I در حدود ماخ ۱۰ - ۸ رخ می‌دهد که حالت کاری آن در حالت‌های هواتنفسی و راکتی است، در شکل ۱۵ نقطه جدایش مفهوم II در حدود ماخ ۵ اتفاق می‌افتد که موتور این نوع



شکل ۱۸: مفهوم II- پرتابگر با قابلیت استفاده مجدد (طبقات تقویت‌کننده و فوقانی) [۱۴].

جدول ۱: مشخصات سایزینگ پرتابگر ASTROX.

مجموعه پرتابگر	مدارگرد	بوستر	محموله (kg)
۹۰۷۲	۹۰۷۲	-	۳۰۶۰۰ (kg)
۸۳۸۹۲/۸	۵۳۲۹۳/۵	۲۹۱۵۰۰	۵۴۴۶۷۴/۶ (kg)
۶۲۷۵/۴۵	۰	۶۲۷۵/۴۵	۴۹/۸۶ (m)
۴۹/۸۶	۴۸/۱۱	۳۰/۸۶	۲۰/۳۳ (m)
۲۰/۳۳	۲۰/۳۳	۱۶/۱۳	۹/۵۶ (m)



شکل ۱۶: پرتابگر ASTROX [۱۳].

۶.۵ پرتابگر Quicksat

مجموعه‌ی پرتابگر Quicksat متشکل از دو بخش تقویت‌کننده SOV^{۳۲} و طبقه فوقانی است. این سامانه علاوه بر استفاده از پیشران‌های غیر کرایوژنیک برای بهبود عملکرد، به صورت افقی پرتاب می‌شود. در شکل ۱۹ نمایی از امکانات آشیانه و سیستم Quicksat هنگام برخاستن از پایگاه نظامی به صورت مفهومی برای انجام یک مأموریت دسترسی به فضا ارائه شده است.



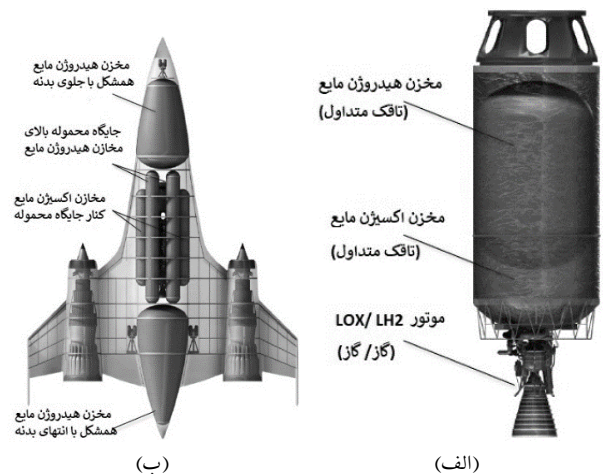
شکل ۱۹: پرتاب Quicksat از سایت پرتاب نظامی [۱۵].

این پرتابگر برای پشتیبانی از سه مأموریت طراحی شده است. برای هر یک از این مأموریت‌ها طبقه تقویت‌کننده یکسان است ولی طبقه فوقانی متفاوت است. اولین المان این پرتابگر دو مرحله‌ای (SOV) از پیشران‌های هواتنفسی سبک ترکیبی (موتورهای توربینی و موتورهای اسکرم‌جت دو فازه^{۳۳} DMSJ) بهره می‌برد. طبقه فوقانی برای هر یک از مأموریت‌های مذکور به شرح زیر است:

- تحویل وسیله مانور فضایی SMV:SMV وسیله‌ای با قابلیت استفاده مجدد است که می‌تواند برای مدت زمان طولانی در مدار باقی بماند. این نکته قابل ذکر است که توسط طبقه فوقانی در مدار قرار می‌گیرد. طبقه فوقانی دارای یک موتور راکتی کوچک سوخت مایع کراسین/هیدروژن پراکسید (Roketdyne AR2-3)، سه مخزن پیشران، یک سیستم کنترل وضعیت^{۳۴} (ACS) کنترل‌کننده پرواز^{۳۵} و روکش‌های حفاظت حرارتی^{۳۶} (TPS) است. SMV توسط طبقه فوقانی حمل و از ماز^۸ تا سرعت‌های مداری شتاب می‌گیرد. شکل ۲۰ نمای بیرونی

۵.۵ پرتابگر مجهز به موتور SABRE

در مرجع [۱۴] دو مفهوم از TSTO که یکی تا حدی قابلیت استفاده مجدد را داراست و دیگری به طور کامل قابل استفاده مجدد، طراحی شده است. هر دو مفهوم، طبقه بوست‌کننده مجهز به موتور SABRE بوده و طبقه فوقانی دارای موتور راکتی است. پرتابگر در ماز^{۵/۴} - ۰ از هیدروژن مایع در حالت هواتنفسی استفاده می‌کند و در مازهای بالاتر اکسیژن و هیدروژن مایع را برای حالت راکتی به کار می‌برد. در مفهوم اول که در شکل ۱۷ به نمایش گذاشته شده است، طبقه فوقانی یک‌بار مصرف بوده و برای قرار دهی محموله‌ای به وزن ۲۲۷۰ kg در مدار ۱۸۵/۲ کیلومتری طراحی شده است. در مقابل طبقه فوقانی مفهوم دوم در شکل ۱۸ برای قرار دهی محموله‌ای به وزن ۹۰۰۰ kg در مدار ۱۸۵/۲ کیلومتری طراحی گردیده است که پس از تزریق محموله در مدار مورد نظر، همانند طبقه اول به سایت پرتاب بازمی‌گردد.



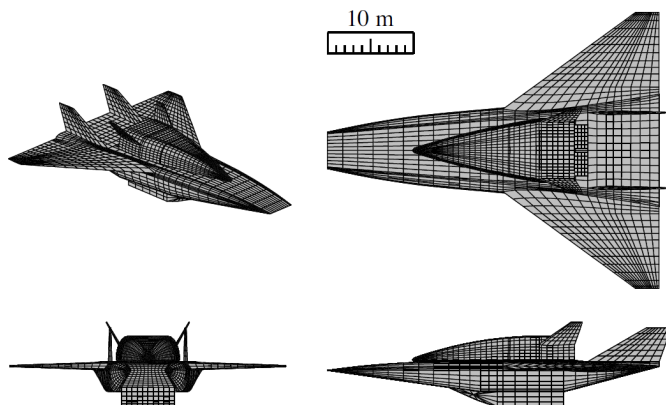
شکل ۱۷: مفهوم I- (الف) طبقه فوقانی؛ (ب) طبقه تقویت‌کننده [۱۴].

³²space operations vehicle ³³dual-mode scramjet ³⁴altitude control system ³⁵flight controller ³⁶thermal protection system

ناخالص برخاست این پرتابگر از طراحی بهینه برای مأموریت فرضی انتقال 800 kg بارمحموله به مدار LEO، 581 تن به دست آمد. نمایی کلی از پرتابگر با طبقات تقویت‌کننده و فوقانی در شکل ۲۲ نشان داده شده است.

جدول ۲: مشخصات پرتابگر Quicksat

مجموعه پرتابگر Quicksat	
وزن ناخالص برخاست (kg)	۳۳۶۴۱۵
وزن سوخت و اکسیدکننده (kg)	۲۹۵۴۹۵
پیشران‌ها	H ₂ O ₂ /JP-7
وزن سیال طبقه تقویت‌کننده (kg)	۷۶۱۳۱
طول پرتابگر (m)	۳۷/۷
دهانه بال (m)	۱۹/۸
ارتفاع دم (m)	۷/۹
طبقه فوقانی (SMV + Upper stage)	
وزن مجموعه (kg)	۴۰۹۲۱
طول مجموعه (m)	۱۵/۹
وزن SMV (kg)	۵۹۳۷
حداکثر محموله SMV (kg)	۲۲۷
طول SMV (m)	۸/۴
دهانه بال SMV (m)	۴/۶
طبقه فوقانی (HSM + ECAVs)	
وزن ECAV (kg)	۹۰۷
حداکثر وزن مهمات ECAV (kg)	۴۵۳
طبقه فوقانی (Cargo payload)	
وزن فیرینگ (kg)	۱۱۳۴
وزن محموله (kg)	۴۵۴۵



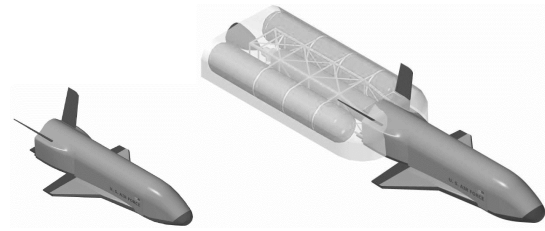
شکل ۲۲: نمایی کلی از مراحل اول و دوم پرتابگر TSTO [۱۶].

برخاست و فرود هر دو مرحله این پرتابگر به صورت افقی HTHL است. اهدافی که در طراحی این پرتابگر مدنظر قرار گرفته‌اند شامل: حداکثر سازی جرم محموله، حداقل سازی جرم برخاست کل وسیله و به حداقل رساندن سرعت برخاست.

۸.۵ پرتابگر راکتی با قابلیت استفاده مجدد طبقه اول

قابلیت استفاده مجدد طبقه اول یک پرتابگر ممکن است دیدگاه‌های جدیدی ارائه دهد تا هزینه تزیق بارمحموله به مدار را کاهش دهد؛ می‌تواند یکی از گزینه‌های طراحی/ساخت پیش روی بشر است. در مراجع [۱۷، ۱۸] طراحی بهینه چندموضوعی و چندهدفه یک پرتابگر که نسبتاً قابل استفاده مجدد است، انجام پذیرفته است. پرتابگر برای دو مأموریت مختلف استفاده می‌شود:

SMV و SMV متصل به سیستم طبقه فوقانی یک بارمصرف را نشان می‌دهد.



شکل ۲۰: پیکربندی سیستم‌های SMV و SMV به همراه طبقه فوقانی [۱۵].

۲. مأموریت حمله مافوق صوت^{۳۷} (HSM) با پرتاب ECAV^{۳۸}: تقویت‌کننده Quicksat قادر است به عنوان یک سیستم حمله‌کننده دور برد عمل کند. برای انجام این نوع مأموریت‌ها طبقه فوقانی به یک مخزن سوخت هم‌شکل و دو دسته سه‌تایی ECAV تجهیز شده است. شکل ECAVها گلایدرهایی مافوق صوت بدون پیشران هستند. شکل ۲۱ نمایی از بخش عقبی Quicksat را به همراه مخزن سوخت و ۶ عدد ECAV نشان می‌دهد. این نکته قابل ذکر است که ECAVها به طور مفهومی به عنوان حجم‌های مثلی شکل نمایش داده شده‌اند که از طریق ساختار خرپایی کوچکی به بالای وسیله متصل شده‌اند. شرایط مطلوب برای رهاسازی این گلایدرها، ماخ ۵ و ارتفاع ۲۹ کیلومتری از سطح زمین هست که باید قادر به برخورد با اهدافی در محدوده برد ۱۷۰۰۰ - ۱۱۰۰۰ کیلومتری باشند.



شکل ۲۱: پیکربندی HSM [۱۵].

۳. تحویل بار محموله^{۳۹}: پرتابگر Quicksat همچنین می‌تواند برای پشتیبانی از مأموریت‌های بارمحموله متداول به مدار پایین زمین (LEO) پیکربندی شود. در این نوع پیکربندی SMV با بارمحموله‌ای درون فیرینگ که به صورت مشابه شکل داده شده است، جایگزین می‌شود [۱۵].

برخی از مشخصات وزنی و ابعادی مجموعه و زیرمجموعه‌های پرتابگر Quicksat در جدول ۲ ارائه شده است.

۷.۵ پرتابگر مجهز به موتور RBCC

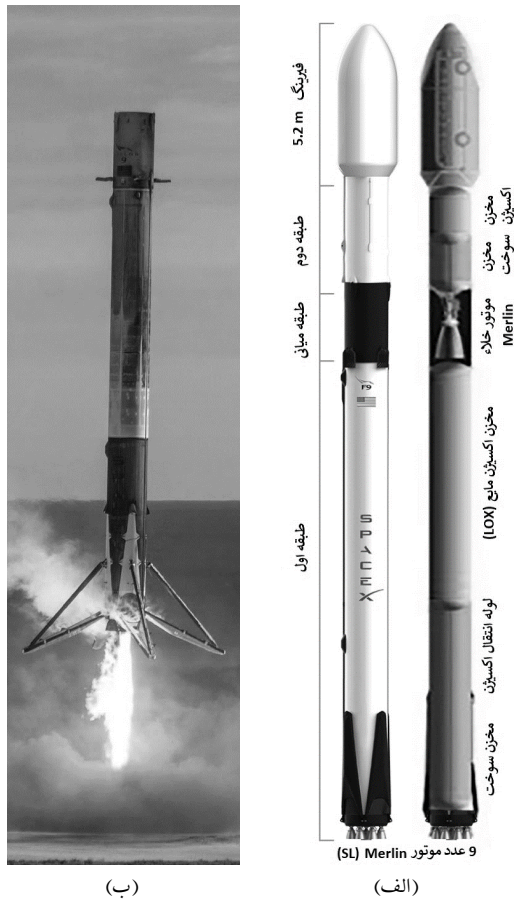
یک پرتابگر دو مرحله‌ای که به‌طور کامل قابلیت استفاده مجدد را دارا بوده و از موتورهای سیکل ترکیبی مبتنی بر راکت (RBCC) با پیشران اتانول بهره می‌برد. مطالعات طراحی مفهومی این پرتابگر در ژاپن با استفاده از تکنیک‌های بهینه‌سازی طراحی چندموضوعی (MDO) انجام گرفته است [۱۶]. وزن

³⁷hypersonic strike mission ³⁸enhanced common aero vehicle ³⁹cargo payload delivery

جدول ۳: برخی از مشخصات ابعادی و وزنی پرتابگر Falcon 9 [۱۹].

جرم محموله (kg)			جرم کل (kg)	قطر (m)	ارتفاع (m)
Mars	GEO	LEO			
۴۰۲۰	۸۳۰۰	۲۲۸۰۰	۵۴۹۰۵۴	۳/۷	۷۰
طبقه دوم			طبقه اول	مشخصه‌ها	
۱۶			۴۰/۹	ارتفاع (m)	
۳/۶۶			۳/۶۶	قطر (m)	
سوخت مایع (ژنراتور گازی)			سوخت مایع (ژنراتور گازی)	نوع موتور	
۱ عدد (vac)			۹ عدد (SL)	تعداد موتور	
LOX/RP-1			LOX/RP-1	پیشران	
۹۸۱			۷۶۸۶	تراست (kN)	
۶۲۵/۸ - ۹۸۰/۸			۴۸۱/۷ - ۸۴۵/۲	قابلیت کنترل تراست	
۳۹۷			۱۶۲	زمان سوزش (s)	
۳۴۸			Vac: ۳۱۱, SL: ۲۸۲	ضربه ویژه (s)	

Falcon 9 که در شکل ۲۵ نمایان است، دارای مخازنی از جنس آلایژ لیتیوم-آلومینیوم است که پیشران‌های اکسیژن مایع و کراسین (RP-1) را در خود جای می‌دهد [۱۹].



(ب)

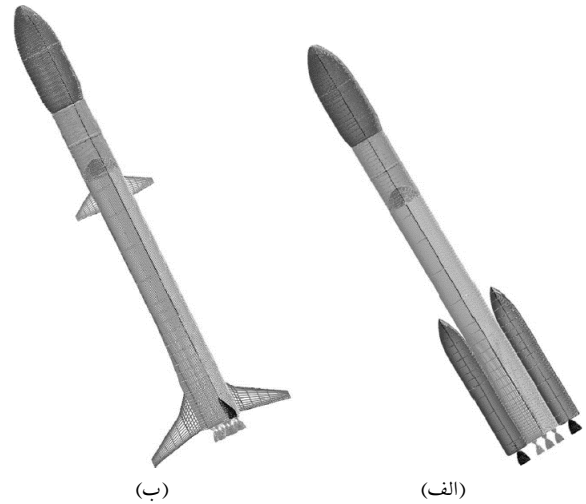
(الف)

شکل ۲۵: (الف) شماتیک کلی و داخلی Falcon 9، (ب) بازگشت و فرود طبقه اول پرتابگر [۱۹].

۱۰.۵ پرتابگر دو طبقه با بوستر SRLV

مطابق با مرجع این پرتابگر دارای دو طبقه بوستر و فوقانی است. پیکربندی طبقه فوقانی که در شکل ۲۶ نشان داده شده است، به صورت راکتی بوده و از

۱. پرتابگری با حمل محموله‌ای با وزن متوسط به مدار خورشید آهنگ^{۴۰} (SSO) که طبقه اول قابلیت استفاده مجدد را دارا بود و پس از جدایش گلاید می‌نماید.
 ۲. پرتابگری یکبارمصرف که برای حمل همین میزان محموله به مدار انتقال زمین آهنگ^{۴۱} (GTO) طراحی می‌شود.
- تصاویر از هر دو پرتابگر در شکل ۲۳ به نمایش گذاشته شده است.

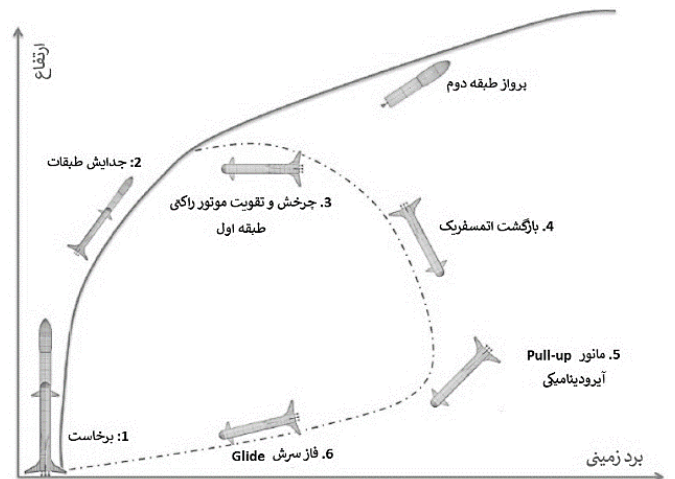


(ب)

(الف)

شکل ۲۳: نمایی از دو پرتابگر (الف) یکبارمصرف، (ب) طبقه اول قابل استفاده مجدد [۱۷].

این پرتابگر عمود برخاست بوده و به صورت عمودی برای فرود گلاید می‌کند یعنی VTHL هست. پروفیل پروازی این پرتابگر (نوع RLV) را می‌توان در شکل ۲۴ مشاهده نمود.



شکل ۲۴: پروفیل پروازی پرتابگر (طبقه اول قابل استفاده مجدد) [۱۸].

۹.۵ پرتابگر Falcon-9

Falcon 9 یک راکت دو مرحله‌ای با قابلیت استفاده مجدد محصول شرکت دانش‌بنیان Space-X آمریکایی است؛ اولین پرتابگر RLV عملیاتی در دنیاست. برخاست و فرود آن به صورت عمودی VTVL هست. تاکنون ۸۷ پرتاب موفق و ۴۸ فرود موفق در کارنامه خود ثبت کرده‌است. برخی از مشخصات آن در جدول ۳ ارائه گردیده‌است.

⁴⁰sun synchronous orbit ⁴¹geostationary transfer orbit

بین \$ ۱۵,۰۰۰ تا \$ ۲۰,۰۰۰ در هر کیلوگرم متغیر باشد؛ درحالی‌که هزینه یک پرتابگر با قابلیت استفاده مجدد بین \$ ۲۰۰ تا \$ ۲۰۰۰ در هر کیلوگرم متغیر است. کاملاً روشن است که هزینه یک پرتابگر RLV در مقایسه با ELV کم است.

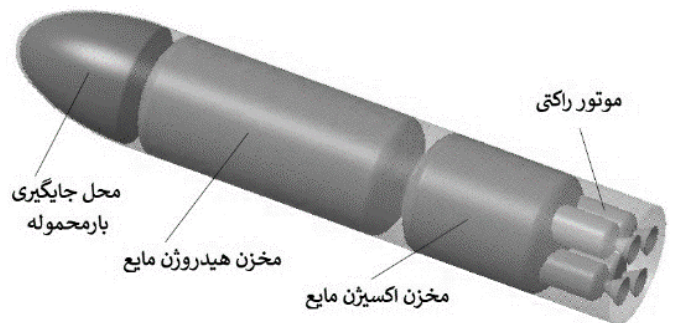
۷ نتیجه‌گیری

با پیشرفت تکنولوژی ایده پرتابگرهای TSTO در حقیقت به عنوان یکی از گزینه‌هایی که حمل و نقل فضایی را کم هزینه خواهد نمود، در چشم انداز صنعت فضایی مطرح است. از طرفی با توجه به توسعه صنعت و فناوری کنونی توسعه وسایل پرتاب TSTO ممکن و قابل دستیابی است. در صورتی‌که بتوان به تمام فناوری زیرسیستم‌های این نوع پرتابگر دست یافت، انقلابی عظیم در صنعت فضایی و نیز حمل و نقل فضایی پدیدار خواهد شد. از آنجایی‌که مفاهیم بررسی شده تاکنون فعلاً در حد ایده و طرح بوده، هنوز پرتابگر دوطبقه تا مداری که به طور کامل عملیاتی شده باشد، گزارش نشده است. همان‌طور که مطرح شد، بشر فعلاً طرح‌هایی را به مرحله عملیاتی رسانده که تنها یک طبقه آن قابلیت بازگشت و استفاده مجدد را دارا هستند.

مراجع

- [۱] اسحاق‌نیا، حانیه. طراحی بهینه چندموضوعی پرتابگر دوطبقه با پیشران غیرتوربوپمپی. پایان‌نامه کارشناسی‌ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۱۳۹۹.
- [2] Zhang, Hongwen, Guo, Jian, Xu, Yingshan, Du, Bin, Wang, Yongshen, and She, Wenxue. Research on tsto reusable launch vehicle (rlv) powered by turbo-aided rbcc engine. in *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, p. 2372, 2017.
- [3] Jacob, Dieter, Sachs, Gottfried, and Wagner, Siegfried. *Basic Research and Technologies for Two-stage-to-orbit Vehicles: Final Report of the Collaborative Research Centres 253, 255 and 259*. Wiley Online Library, 2005.
- [4] Zhou, Jianxing, Lu, Hong, Zhang, Haocheng, Zhao, Lingbo, Chen, Jingmin, and Zheng, Riheng. A preliminary research on a two-stage-to-orbit vehicle with airbreathing pre-cooled hypersonic engines. in *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, p. 2343, 2017.
- [5] Tomioka, Sadatake, Kubo, Takahiro, Sakuranaka, Noboru, and Tani, Koichiro. Performance of a RBCC engine in rocket-operation. *Transactions of the Japan society for aeronautical and space sciences, Aerospace Technology Japan*, 10(ists28):Pa_63-Pa_69, 2012.
- [6] Zhou, Jianxing, Lu, Hong, Zhang, Haocheng, Zhao, Lingbo, Chen, Jingmin, and Zheng, Riheng. A preliminary research on a two-stage-to-orbit vehicle with airbreathing pre-cooled hypersonic engines. in *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, p. 2343, 2017.
- [7] El-Sayed, Ahmed and Emeara, Mohamed. Aero-engines intake: A review and case study. *Journal of Robotics and Mechanical Engineering Research*, 1:35-42, 04 2016.

موتور سوخت مایع H_2/O_2 بهره می‌برد؛ همچنین یک بارمصرف نیز هست. جدایش طبقات در ارتفاع ۵۰ km رخ می‌دهد.



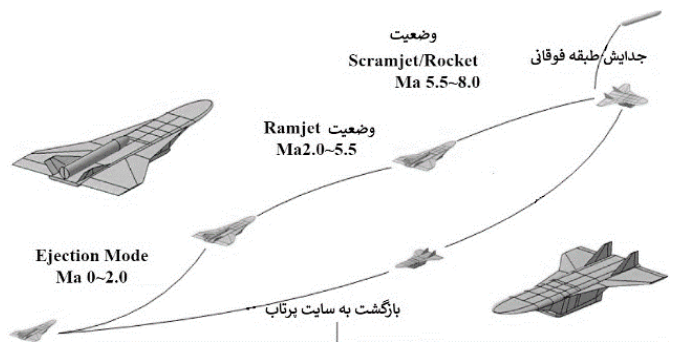
شکل ۲۶: طبقه فوقانی راکتی.

برخی از مشخصات پارامتریک طبقه فوقانی در جدول ۳ آورده شده است.

جدول ۴: مشخصات پارامتریک طبقه فوقانی

جرم کل (kg)	۲۰۰۰۰	سرعت جدایش (km/s)	۲۴۰۰
وزن محموله (kg)	۲۰۰۰	جرم اکسیژن (kg)	۱۳۳۳۰
وزن سازه (kg)	۳۰۰۰	جرم هیدروژن (kg)	۱۶۷۰
طول (m)	۱۴	جرم پیشران مصرفی (kg)	۱۴۵۰۰
قطر (m)	۲/۶	Isp موتور خلا (N · kg/s)	۱۴۰۰

طبقه تقویت‌کننده پرتابگر به صورت سامانه‌ای زیرمداری با قابلیت استفاده مجدد، مجهز به ۶ عدد موتور سیکل ترکیبی مبتنی بر راکت (RBCC) که به صورت افقی برخاست و فرود می‌کند. بر مبنای طراحی مفهومی انجام شده، وزن برخاست بوستر ۱۵۲ تن، وزن خالی آن ۳۷ تن و وزن پیشران ۱۱۵ تن است [۲۰]. پروفیل مأموریتی این پرتابگر در شکل ۲۷ نشان داده شده است.



شکل ۲۷: پروفیل مأموریتی پرتابگر SRLV [۲۰].

۶ محاسبات هزینه‌ای و اقتصادی

با مطالعه مراجع مختلف، هزینه طراحی و توسعه سامانه فضایی X-33 که پرتابگری بدون سرنشین است و از موتورهای راکتی بهره می‌برد، ۱/۲۷ بلیون دلار برآورد شد [۲۱]. متوسط هزینه هر پرواز برای سامانه فضایی SpaceLiner با کاربری ارسال ماهواره، برای مدار GTO، ۲۳۴۰ دلار در هر کیلوگرم و برای مدار LEO ۱۱۷۰ دلار در هر کیلوگرم خواهد بود [۱۲]. طبق مرجع [۲۲] برآورد هزینه کلی برای یک پرتابگر یک بارمصرف ۴۲ می‌تواند

⁴²expendable launch vehicle

- space access. in *Space 2004 Conference and Exhibit*, p. 5950, 2004.
- [16] Fujikawa, Takahiro, Tsuchiya, Takeshi, and Tomioka, Sadatake. Multidisciplinary design optimization of a two-stage-to-orbit reusable launch vehicle with ethanol-fueled rocket-based combined cycle engines. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 60(5):265–275, 2017.
- [17] Brevault, Loic, Balesdent, Mathieu, and Hebbal, Ali. Multi-objective multidisciplinary design optimization approach for partially reusable launch vehicle design. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 57(2):373–390, 2020.
- [18] Balesdent, Mathieu, Brevault, Loic, Paluch, Bernard, Wuilbercq, Romain, Subra, Naïr, Thépot, Rémi, and de Mirand, Antoine Patureau. Design and optimization of glide-back reusable launch vehicle architectures. in *EU-CASS 2019*, 2019.
- [19] Corp, Space Exploration Technologies. Falcon user’s guide, 2019.
- [20] Gong, Chunlin, Chen, Bin, and Gu, Liangxian. Design and optimization of RBCC powered suborbital reusable launch vehicle. in *19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, p. 2361, 2014.
- [21] Mehta, Unmeel B, Aftosmis, Michael J, Bowles, Jeffrey V, and Pandya, Shishir A. Skylon aerodynamics and sabre plumes. in *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, p. 3605, 2015.
- [22] Bhavana, Y, Mani Shankar, N, and Prarthana, BK. Reusable launch vehicles: Evolution redefined. *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*, 2(2):1–5, 2013.
- [8] Glass, David. Ceramic matrix composite (cmc) thermal protection systems (tps) and hot structures for hypersonic vehicles. in *15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, p. 2682, 2008.
- [9] Dhawan, Suvriti, Vishal, Mohit, and Taploo, Anmol. Thermal protection for a re-entry vehicle using heat ablation process. *International Journal of Science and Research (IJSR)*, 4:1293 – 2095, 12 2015.
- [10] Venkatapathy, Ethiraj, Szalai, Christine E, Laub, Bernard, Hwang, Helen H, Conley, Joseph L, Arnold, James, and ARC, NASA. Thermal protection system technologies for enabling future sample return missions. *White paper submitted to the Planetary Science Decadal Survey, National Research Council, Washington, DC*, 2009.
- [11] Sippel, M, Stappert, S, Bussler, L, and Forbes-Spyratos, S. Technical progress of multiple-mission reusable launch vehicle spaceliner, 2018.
- [12] Sippel, Martin, Trivailo, Olga, Bussler, Leonid, Lipp, Sarah, and Valluchi, Cecilia. Evolution of the spaceliner towards a reusable tsto-launcher. 2016.
- [13] Kothari, Ajay, Livingston, John, Tarpley, Christopher, Raghavan, Venkatraman, Bowcutt, Kevin, and Smith, Thomas. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space. in *AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition*, p. 8905, 2006.
- [14] Hellman, Barry M, Bradford, John E, St. Germain, Brad D, and Feld, Kevin. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the sabre engine. in *AIAA SPACE 2016*, p. 5320. 2016.
- [15] Eklund, D. Quicksat: a two stage to orbit reusable launch vehicle utilizing air breathing propulsion for responsive