

# اسکرمجت‌ها و نقش آنها در آینده سیستم‌های پیشرانش هوافضایی

اسکرمجت موتوری است که برای پرواز در سرعت‌های بالا طراحی شده و در حقیقت یک موتور رمجت است که عمل احتراق در آن با سرعت مافوق صوت صورت می‌گیرد. کاربرد وسیع این نوع موتور در صنایع پیشرفته هوافضایی است و تحول عظیمی که این نوع موتورهای پیشرفته می‌توانند در این صنعت ایجاد کنند، محققان را مصمم به رفع موانع تکنولوژیکی پیشروی آنها کرده است. هدف اصلی این مقاله، بررسی عملکرد موتورهای اسکرمجت در تامین نیروی پیشرانش وسایل پرنده با سرعت‌های پروازی بالا است. در تحقیق پیش رو نحوه عملکرد اجزای تشکیل‌دهنده موتور، سیکل ترمودینامیکی موتور، روش‌های خنک‌کاری محفظه احتراق و جنس مواد به کار رفته در آن، سوخت‌های مورد استفاده در این نوع موتورها و مسئله پایداری فرآیند احتراق مورد بحث و بررسی قرار گرفته‌اند.

**واژه‌های کلیدی:** پیشرانش، اسکرمجت، احتراق مافوق صوت، پایداری احتراق.

**مهناز ذاکری<sup>۱\*</sup>** استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی  
**جاماسپ پیرکندی<sup>۲</sup>** دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر  
**سیدآرش سید شمس طالقانی<sup>۳</sup>** استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

\* تهران، کدپستی: ۳۱۵۹۹۱۶۱۱۱

[jpirkandi@mut.ac.ir](mailto:jpirkandi@mut.ac.ir)

## Scramjets and their role in the future of aerospace propulsion systems

*Scramjet is a jet engine designed to fly at high speeds, and is actually a ramjet engine in which combustion takes place in supersonic conditions. Considering that the main use of this type of engine is in the aerospace industry and the development of this type of engine results in a major transformation in this industry, researchers are working to remove the technological barriers associated with these engines. The main objective of this paper is to investigate the performance of scramjet engines to provide the propulsion force of flying vehicles with high flying speeds. The behavior of the components, thermodynamic cycle of the engine, combustion chamber's cooling methods, material used in combustion chamber, the fuels used in this type of engines, and the burning stability problem in the present study have been discussed.*

**Keywords:** Propulsion, Scramjet, Supersonic combustion, Combustion stability

**M. Zakeri<sup>1</sup>**, Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology

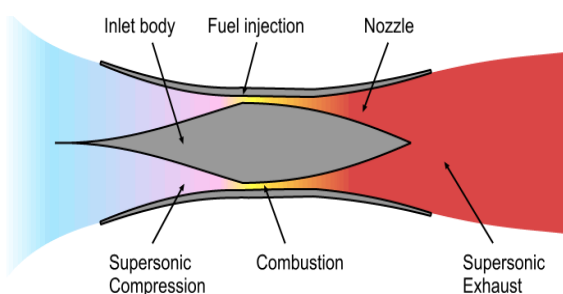
**J. Pirkandi<sup>2\*</sup>**, Associate Professor, Department of Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology  
**S.A.S. Shams Taleghani Pirkandi<sup>3</sup>**, Assistant Professor, Department of Aerospace Research Institute,

\*Corresponding Author, Postal Code: 3159916111, Tehran, IRAN

[jpirkandi@mut.ac.ir](mailto:jpirkandi@mut.ac.ir)

## مقدمه

تجزیه شدن محصولات احتراق می‌شود که این امر نیز به نوبه خود بازده گرمایی محفظه را کاهش می‌دهد [۳]. از این رو، برای دستیابی به سرعت‌های بیشتر باید احتراق در محفظه به صورت مافوق صوت رخ دهد که این امر موجب به وجود آمدن نسل جدید موتورهای رمجت شده که اسکرمجت نامیده می‌شوند [۴]. همان‌طور که قبلاً هم گفته شد، کاهش شتاب در محفظه احتراق موتورهای رمجت موجب از دست دادن مقداری از آنتالپی کلی شده که این مسئله کارایی موتور رمجت را پایین می‌آورد. در موتورهای اسکرمجت با برقراری جریان مافوق صوت به جای مادون صوت، مقدار کمتری از آنتالپی کلی در محفظه احتراق از دست می‌رود و در نتیجه کارایی موتور اسکرمجت در مقابل رمجت افزایش می‌یابد. نمایی از یک موتور اسکرمجت در شکل ۲ نشان داده شده است.

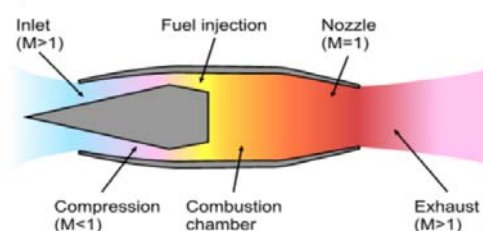


شکل ۲- شماتیک یک موتور اسکرمجت [۱].

با وجود اینکه از لحاظ ادراکی اسکرمجت‌ها سیستم ساده‌ای دارند، اما به کارگیری عملی آنها توسط چالش‌های تکنیکی جدی محدود شده است. پرواز با سرعت مافوق صوت در اتمسفر به شدت تولید نیروی درگ می‌کند و دمای داخل موتور به شدت بیشتر از دمای هوای اطراف خواهد بود. از طرفی، احتراق با سرعت مافوق صوت چالش‌های جدیدی به دنبال دارد، چراکه سوخت باید پس از پاشش با هوا مخلوط شده و عمل احتراق در کسری از ثانیه رخ دهد. در یک اسکرمجت، انرژی جنبشی جریان آزاد هوای ورودی به موتور در مقایسه با انرژی آزاد شده واکنش سوخت و اکسیدکننده بزرگ‌تر بوده به طوری که حرارت آزاد شده از احتراق در ماخ ۲۵ در حدود ۱۰ درصد آنتالپی کل سیال عامل است. با توجه به نوع سوخت، در ماخ ۸ تقریباً نیروی جنبشی هوا و انرژی حرارتی آزاد شده از احتراق با هم برابر خواهند بود. با این توضیحات در طراحی اسکرمجت‌ها کاهش درگ در مقایسه با افزایش پیشران بیشتر مدنظر قرار دارد.

با توجه به ماهیت این موتورها، عملکرد اسکرمجت محدود به سرعت‌های ماورای صوت می‌شود. از آنجاکه در این نوع موتورها کمپرسور وجود ندارد، اسکرمجت برای متراکم کردن هوای ورودی از انرژی جنبشی بالای هوای

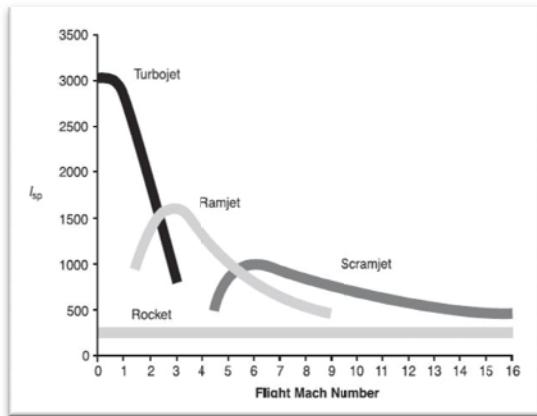
اسکرمجت یک نمونه از موتورهای پیشرفته‌ای می‌باشد که برای پرواز در سرعت‌های بسیار بالا طراحی شده است. اسکرمجت در حقیقت نوع پیشرفته موتور رمجت است که در آن عمل احتراق مافوق صوت صورت می‌پذیرد. در سرعت‌های بسیار بالا برای اینکه راندمان فرایند احتراق به حداکثر مقدار خود برسد، ضروریست که احتراق مافوق صوت صورت پذیرد. در حالت تئوری سرعت ایده‌آل برای وسایل پرنده با نیروی پیشران اسکرمجت، بین اعداد ماخ ۱۲ تا ۲۴ تعریف می‌شود. موتورهای رمجت پایه اصلی تشکیل‌دهنده موتورهای اسکرمجت می‌باشند. رمجت نوعی موتور جت است که با استفاده از حرکت رو به جلوی هواپیما بدون استفاده از کمپرسور، هوای ورودی را متراکم می‌کند. رمجت‌ها برای این منظور نیازمند حرکت رو به جلو در اتمسفر جهت تولید نیروی پیشران بوده و برای کارکرد قابل قبول نیازمند رسیدن به سرعت قابل توجهی هستند. در رمجت هیچ‌گونه عضو چرخنده‌ای وجود ندارد. هوای ورودی با سرعت مافوق صوت (حداکثر عدد ماخ ۵) وارد موتور شده و در یک دیفیوزر متراکم می‌شود. با کاهش سرعت جریان، هوا وارد محفظه احتراق شده و پس از اختلاط با سوخت، فرایند احتراق رخ می‌دهد. در ادامه گازهای داغ خروجی از موتور شتاب گرفته و با سرعت بالا از نازل موتور خارج شده و پیشران مورد نیاز موتور را تامین می‌کنند. شماتیک کلی یک موتور رمجت در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- شماتیک یک موتور رمجت [۱].

کارایی رمجت‌ها در سرعت‌های مادون صوت پایین است، چراکه فشار دینامیکی هوا به حدی نیست تا بتواند فشار سیال را به مقدار مورد نیاز عملکردی موتور برساند. به دلیل کارایی پایین موتورهای رمجت در سرعت‌های پایین، معمولاً این موتورها با یک موتور توربوجت ترکیب می‌شوند. فناوری رمجت در طول چندین دهه پیشرفت‌های زیادی کرده است و برای پروازهای مافوق صوت تا عدد ماخ ۵ گزینه مناسبی می‌باشد [۲]. برای سرعت‌های بالا کاهش سرعت تا محدوده مادون صوت در محفظه احتراق موجب افزایش دما می‌شود و این مسئله سبب ذوب بدنه موتور خواهد شد. از سوی دیگر، افزایش دما موجب

اسکرمجت‌ها، سریع‌تر، کوچک‌تر و دارای ضربه ویژه بالاتری باشند.



شکل ۵- نمودار ضربه ویژه موتورهای مختلف با توجه به ماخ‌های متفاوت [۵].

بیشینه سرعت اسکرمجت‌ها در حدود عدد ماخ ۱۵ تا ۲۴ تخمین زده شده است. این تکنولوژی در مراحل اولیه تکمیل خود بوده و محققان توانسته‌اند در پرواز X-43A که توسط ناسا انجام شد، به عدد ماخ ۹/۶ برسند. با این سرعت X-43A توانست رکورد هواپیمای SR-71 را به میزان ۳ برابر افزایش دهد [۱].

### تاریخچه اسکرمجت‌ها

تکنولوژی اسکرمجت از سال ۱۹۵۰ در حال پیشرفت و توسعه بوده و نمونه‌های مختلفی در آمریکا و انگلستان ساخته و آزمایش شد. در بین سال‌های ۱۹۸۱ تا ۱۹۸۷ آزمایش‌های مختلفی در خصوص موتورهای اسکرمجت در استرالیا انجام شد. سرانجام در سال ۱۹۹۳ بود که یک نمونه کامل از موتور اسکرمجت توسط دکتر آلن پاول<sup>۲</sup> و همکاران به پرواز درآمد. در بین سال‌های ۱۹۸۶ تا ۱۹۹۳ تلاش‌های جدی و مستدلی برای ساخت یک فضاپیما با قابلیت استفاده مجدد با بهره‌گیری از موتور اسکرمجت صورت گرفت. این هواپیما با نام X-30 توسط ناسا و وزارت دفاع آمریکا پشتیبانی مالی شد ولی در سال ۱۹۹۳ به دلیل کمبود اعتبارات مالی متوقف شد. در سال‌های اخیر وزارت دفاع آمریکا و ناسا، با کمک شرکت‌های صنعتی، پیشرفت‌های چشمگیری در زمینه سامانه‌های پيشرانشی هواسوز با سرعت بالا داشته‌اند. ناسا برای اولین بار در سال ۲۰۰۴ با X-43A پرواز ماورای صوت را تجربه نمود. این پرنده که از سوخت هیدروژنی با موتور اسکرمجت بهره می‌برد، توانست به ماخ ۶/۸ برسد. البته ناسا چند ماه بعد توانست با این پرنده محدوده ماخ ۹/۸ را نیز برای ۱۲ ثانیه تجربه کند. در ماه می سال ۲۰۱۰، هواپیمای شرکت بوئینگ با نام X-51A برای

ورودی استفاده کرده و این کار اغلب به کمک سیستم پيشرانش دیگری انجام می‌شود. در شکل ۳ بمب افکن B-52 نیروی هوایی آمریکا نشان داده شده است که از آن برای انجام آزمایش اخیر پروژه اسکرمجت سازمان ناسا X-43A (شکل ۴) استفاده شده است. در این آزمایش برای رسیدن به سرعت مورد نیاز عملکردی اسکرمجت، از یک موشک پگاسوس<sup>۱</sup> استفاده شده که در شکل قابل رؤیت می‌باشد. در تحقیقات مربوط به X-43A ناسا یک طرح ترکیبی از رمجت و اسکرمجت به کار گرفته شده است.



شکل ۳- بمب افکن B-52 و موشک پگاسوس استفاده شده برای آزمایش موتور اسکرمجت ناسا [۱].



شکل ۴- پروژه اسکرمجت سازمان ناسا X-43A [۱].

از جمله نقاط قوت اسکرمجت‌ها می‌توان به عدم نیاز به حمل اکسیدکننده، عدم وجود اجزای متحرک و ضربه ویژه بالاتر اشاره کرد [۲]. شکل ۵ نشان می‌دهد که در حدود اعداد ماخ ۳، رمجت‌ها نسبت به موتورهای توربینی دارای کارایی بالاتری بوده ولی در محدوده عدد ماخ بالای ۵ کارایی آنها کاهش می‌یابد و این اسکرمجت‌ها هستند که ضربه ویژه بالاتری دارند. همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، با افزایش عدد ماخ که کاهش دانسیته هوای ورودی را در پی دارد، قدرت تولید پيشران اسکرمجت‌ها هم کاهش می‌یابد. از آنجاکه اکسیژن مورد نیاز اسکرمجت برای احتراق از اتمسفر گرفته می‌شود (برخلاف راکت‌ها که مجبورند اکسیدایزر مورد نیازشان را با خود حمل کنند)، کاهش قابل توجهی در مقدار پيشران مورد نیاز برای حمل به‌وجود خواهد آمد. این عامل سبب می‌شود که

می‌افند. پایین آمدن راندمان در مرحله تراکم که خود را به صورت دور شدن از تراکم آیزنتروپیک نشان می‌دهد، به تغییرات انرژی جنبشی و مقدار آن در پایان فرایند تراکم بستگی دارد. افزایش دمای استاتیک که به علت برگشت‌ناپذیری‌ها در ورودی به‌وجود می‌آید، به‌طور قابل ملاحظه‌ای موجب تجزیه محصولات احتراق می‌شود که خود کاهش حرارت تولید شده در مرحله احتراق را در پی دارد.

در سرعت‌های پروازی کمتر از ماخ ۸، احتراق در موتور اسکرم‌جت می‌تواند یک افزایش فشار موضعی قابل توجهی ایجاد کند که جدایش لایه مرزی در داکت محفظه احتراق را در پی دارد. این جدایش می‌تواند بر جریان بالادست خود تأثیر بگذارد و جریان در هسته داکت را بیشتر دیفیوز کرده و طوری ورودی را تحت تأثیر خود قرار دهد که حتی تا خاموش شدن موتور پیش رود. برای جلوگیری از رخداد این پدیده یک طول اضافی در داکت و بالادست محفظه احتراق تعبیه می‌کنند که جداکننده نام دارد. آنچه در جداکننده اتفاق می‌افتد را می‌توان بخشی از مرحله تراکم در نظر گرفت، گرچه جداکننده به تنهایی وظیفه مشخص به خود را دارد و آن مصون نگه‌داشتن جریان ورودی از تغییرات فشار در محفظه احتراق است. تراکم در جداکننده حاصل وجود سلسله موج‌های ضربه است. بازگشت‌ناپذیری‌هایی که در جداکننده رخ می‌دهد از افت‌های لزجت، انتقال حرارت به دیواره‌ها و اثرات موج ضربه بر لایه مرزی نشأت می‌گیرد [۵].

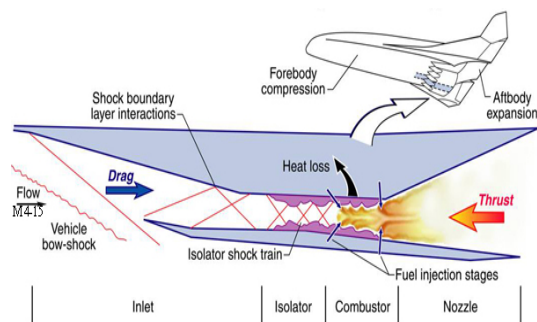
### سیکل موتور اسکرم جت

موتور اسکرم‌جت متعلق به خانواده موتورهای با سیکل برایتون است که متشکل از دو مرحله آدیاباتیک و دو مرحله فشار ثابت است [۵]. در شکل ۷ وسیله پرنده‌ای مشاهده می‌شود که به موتور اسکرم‌جت مجهز شده و در آن مراحل ورود جریان آزاد به موتور تا مرحله خروج، شماره گذاری شده است. همان‌طور که در شکل ۷ نشان داده شده است، نقطه ۰ شرایط جریان آزاد، نقطه ۱ شروع مرحله تراکم و نقطه ۲.۱ نمایانگر ورودی به جداکننده می‌باشد. آنگونه که در بخش قبل اشاره شد، نقش جداکننده این است که ورودی را از تأثیرات منفی افزایش فشار که به علت احتراق در محفظه احتراق حاصل می‌شود، دور نگه دارد. همچنین، وقوع سلسله امواج ضربه در جداکننده، هوا را قبل از رسیدن به محفظه احتراق متراکم می‌کند. از لحاظ ترمودینامیکی بهتر بود که جداکننده‌ای در موتور نصب نمی‌شد، چراکه خود جداکننده عاملی بر به وجود آمدن افت فشار اضافی می‌باشد. علاوه‌برآن، این قسمت بر بار خنک‌کاری موتور می‌افزاید و وزن موتور را زیاد می‌کند.

۳ دقیقه با ماخ ۵ پرواز کرد. این پرنده از موتور اسکرم‌جت SJY 61 با سوخت JP-7 بهره می‌برد که توسط شرکت پرات ویتنی<sup>۳</sup> ساخته شده بود [۶]. در آخرین آزمایش موفق این پرنده پروازی با ماخ ۵/۱ به مدت ۳ دقیقه ثبت شد. در ماه می سال ۲۰۱۳ نیز یک X-51A با سرعت ۴۸۲۸ کیلومتر در ساعت به مدت ۳ دقیقه پرواز کرد [۷].

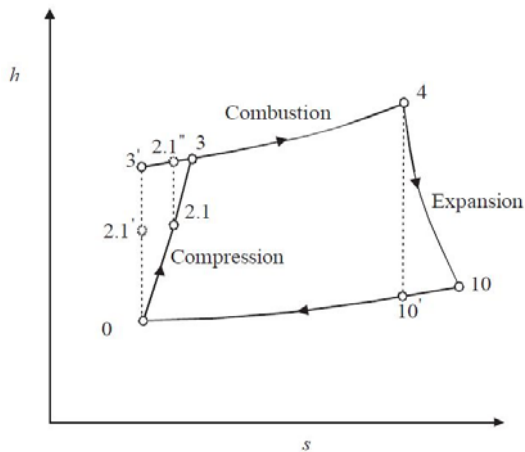
### ساختار اسکرم جت

اسکرم‌جت نیز مانند رم‌جت از سه قسمت اصلی تشکیل شده است (شکل ۶). بخش اول ورودی همگرا می‌باشد، که هوا در آن ابتدا متراکم شده و شتابش کاهش می‌یابد. بخش دوم محفظه احتراق است که در آن هوا با ماده سوختنی ترکیب شده و در نهایت احتراق روی می‌دهد. نازل واگرایی خروجی بخش سوم می‌باشد که گازهای حاصل از احتراق با سرعتی بالاتر از سرعت هوای ورودی از موتور خارج می‌کند و در نتیجه رانش مورد نیاز برای حرکت رو به جلوی هواپیما را تولید می‌کند. برای داشتن یک جریان همگن در محفظه احتراق، جداکننده‌ای<sup>۴</sup> نیز بین ورودی و محفظه احتراق به کار می‌رود.



شکل ۶- قسمت‌های مختلف اسکرم‌جت و سلسله امواج ضربه به‌وجود آمده برای تراکم هوای ورودی [۵].

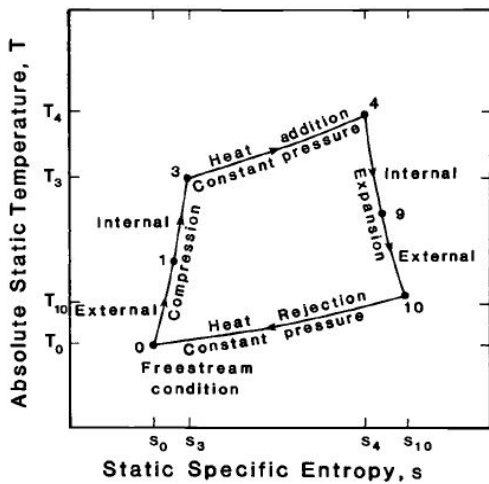
در اسکرم‌جت‌ها اغلب میزان نسبت تراکم را کاهش می‌دهند تا سرعت هوای ورودی مافوق‌صوت باقی بماند. این عامل سبب می‌شود که افزایش دما به حدی که در موتورهای رم‌جت رخ می‌دهد، صورت نگیرد. همان‌طور که در شکل ۶ نشان داده شده است، در اسکرم‌جت تراکم به‌وسیله قسمت جلوی پرنده و ورودی موتور صورت می‌گیرد که این مسئله سبب با اهمیت شدن طراحی این دو قسمت می‌شود. عملکرد چنین سیستم تراکمی را می‌توان در قالب دو پارامتر کلیدی تقسیم‌بندی کرد. اول اینکه ظرفیت و قابلیت ورودی موتور چقدر بوده و تا چه مقدار می‌توان از طریق دهانه ورودی تراکم را صورت داد. مسئله دوم بازده دهانه ورودی می‌باشد، یعنی اینکه چه مقدار افت در طول مرحله تراکم در ورودی اتفاق



شکل ۷- موتور اسکرمجت ساده شده [۵].

در شکل ۷، نقطه ۳ ورودی به محفظه احتراق است. بر خلاف سیکل موتور توربوجت که ضریب تراکم هوا توسط تنظیمات کمپرسور کنترل می‌شود، در هندسه ثابت اسکرمجت فشار در ورودی محفظه احتراق در یک محدوده وسیعی تغییر می‌کند. نقطه ۴ خروجی محفظه احتراق و شروع مرحله انبساط است. بین نقاط ۳ و ۴ حرارت حاصل از احتراق آزاد می‌شود. دور شدن از حالت فشار سکون ثابت در محفظه احتراق عمدتاً به سبب اصطکاک، افت‌های ریلی و انتقال حرارت به دیواره‌ها است. مقدار حرارت آزاد شده در محفظه احتراق به هرچه بهتر انجام شدن فرایند مخلوط شدن سوخت و هوا بستگی دارد. فرایند انبساط بین نقاط ۴ تا ۱۰ صورت می‌گیرد و نقطه ۱۰ نیز خروجی نازل است. به علت وجود ضریب انبساط‌های بالا، تمام قسمت عقب وسیله ممکن است بخشی از نازل موتور باشد. انبساط در انتهای موتور انرژی پتانسیل جریان خروجی از محفظه احتراق را به انرژی جنبشی و سپس به نیروی پیشران تبدیل می‌کند. این کار از قسمت واگرایی محفظه احتراق شروع شده و تا نازل داخلی و حتی قسمتی از عقب وسیله پرنده ادامه پیدا می‌کند. یک نازل انبساطی ایده‌آل گازهای خروجی از موتور را به صورت آیزنتروپیک با فرض تعادل شیمیایی تا فشار جریان آزاد منبسط می‌کند و این معیاری برای سنجش نازل‌ها در حالت واقعی است. علت بازگشت‌ناپذیری‌ها در نازل شامل اصطکاک، اتلاف لزجی، امواج ضربه و اتلاف حرارتی می‌شود [۵]. در نهایت سیکل طی یک مرحله فرضی با فشار استاتیک ثابت و بدون افت بین نقاط ۱۰ تا ۰ کامل می‌شود. در این مرحله، حرارت کافی از گازهای خروجی دفع می‌شود تا سیکل به نقطه اولیه از لحاظ دمایی و آنترپپی برسد [۴]. این مرحله نشان‌دهنده تفاوت وضعیت ترمودینامیکی بین خروجی از نازل و جریان آزاد است [۵]. پر واضح است این تقسیم‌بندی برای قسمت‌های مختلف موتور، یک حالت ایده‌آل از چیدمانی اجزا بوده و المان‌های اضافی در آن حذف شده است. در طراحی اصلی موتور المان‌هایی وجود دارند که به خاطر کویل شدن اسکرمجت با سایر سیستم‌های پیشران به آن اضافه شده‌اند [۵]. سیکل ایده‌آل موتور را می‌توان در قالب نمودار T-s و h-s بررسی کرد (شکل ۸ و ۹).

شکل ۸- نمودار h-s سیکل ترمودینامیکی موتور اسکرمجت [۵].



شکل ۹- نمودار T-s سیکل ترمودینامیکی موتور اسکرمجت [۴].

## سوخت‌های مورد استفاده در اسکرمجت

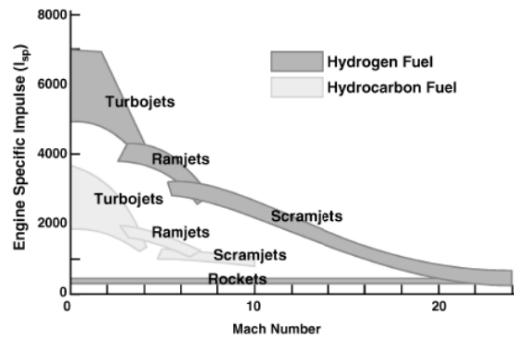
سوخت‌هایی که در سیستم‌های پیشران هوایی از آنها استفاده می‌شود، اغلب از هیدروکربن‌هایی نظیر پارافین‌ها، سیکلپارافین‌ها (نفتالین)، الفین‌ها و آرماتیک‌ها و ترکیبات دیگری که برای مصارف خاصی به سوخت اضافه می‌شوند، تشکیل شده‌اند. در این بین پارافین‌ها و سیکلپارافین‌ها از اجزای اصلی به شمار می‌روند. یکی از سوخت‌هایی که در موتورهای اسکرمجت مورد استفاده قرار می‌گیرد، هیدروژن مایع است و دلیل آن دارا بودن ارزش حرارتی و ضربه ویژه بالا و قابلیت خنک کاری بسیار خوب هیدروژن مایع است. در شکل ۱۰ تفاوت ضربه ویژه‌ای که سوخت‌های هیدروکربنی و هیدروژن مایع می‌توانند تولید کنند، نشان داده شده است. در کنار این ویژگی‌ها هیدروژن به راحتی مشتعل شده و به خوبی با هوا مخلوط می‌شود. از سوی دیگر این احتراق آلودگی کمتری نیز تولید می‌کند.



پرنده شود. از سوى ديگر، در اين شرايط پروازى دماهاى بسيار بالاى سطوح، موجب تنش‌هاى حرارتى و فرسايش سريع مواد مى‌شود. در اين موتورها دما در لبه ورودى و دماغه وسيله پرنده و همچنين لبه‌هاى حمله بال‌هاى آن بسيار بالا بوده و در خود موتور نيز به دليل فرايند احتراق چندين برابر مى‌باشد.

يك وسيله مافوق صوت با اين مقدار تنش حرارتى بايد براى مدت طولانى قادر به پرواز باشد و از سوى ديگر تحت اين شرايط، در معرض اكسايش نيز قرار گرفته و بايد تحمل ارتعاشات پرواز را نيز داشته باشد. پرواز مافوق صوت طولانى مدت، حرارت زيادى را به پرنده تحميل مى‌كند و مقدار آن بسته به جاي نقاط روى وسيله بسيار متغير است. با توجه به اين مسأله موضوع خنك‌كارى و بحث يافتن مواد و سوپر آلياژهاى براى رفع اين مشكل به يكي از مهم‌ترين مسائل طراحى موتورهاى اسكروجت تبديل مى‌شود. تحقيقات نشان داده است كه غلبه بر محدوديت‌هاى دو دسته از مواد براى پروازهاى مافوق صوت مى‌تواند تاثير شگرفى بر پروازهاى آنها در اين شرايط داشته باشد. كامپوزيت‌هاى سراميكى و دى‌بروم‌ها با قابليت تحمل دماى بالا نمونه‌اى از مواد به كار رفته در بدنه اسكروجت‌ها مى‌باشند. دى‌بروم‌ها هم از نظر بالا بودن نقطه ذوب و هم دارا بودن قابليت انتقال گرمائى زياد، بهترين گزينه براى ساخت لبه‌هاى حمله تيز بوده و تحقيقات جديد بر افزايش مقاومت در برابر اكسيدشدن اين مواد و درك راه‌هاى مقابله با اين پديده تمرکز دارد. از طرف ديگر، كامپوزيت‌هاى سراميكى بهترين تركيب از لحاظ نسبت مقاومت به وزن را در دماهاى زياد دارا هستند. براى مثال تركيب سيليسيوم- تيتانيوم- كربن- اكسيژن دوام بالاى را از خود در دماى ۱۵۰۰ درجه سانتى‌گراد نشان مى‌دهد، چراكه يك لايه اكسيد محافظ در برابر دماهاى بالا بر روى سطح آن تشكيل مى‌شود. با اين وجود جنس بدنه بايد ظرفيت گرمائى بالاترى داشته باشد تا بتواند در مقابل تغييرات شديد گرمائى ناشى از تداخلات امواج ضربه يا ناپايدارى‌هاى احتراق، مقاومت كند [۶].

شرايط سخت حاكم در موتورهاى اسكروجت ايجاب مى‌كند كه در طراحى آن يك روش خنك‌كارى فعال در نظر گرفته شود [۹]. بدين منظور، از صفحاتى در اطراف بدنه موتور استفاده مى‌كنند كه سوخت را از خود عبور داده و سبب خنك‌كارى موتور اسكروجت مى‌شود. در شكل ۱۲ نمايى از يك صفحه خنك‌كن در محفظه احتراق اسكروجت نشان داده شده است كه بارهاى حرارتى در آن مشخص شده‌اند. بارهاى مكانيكى كه شامل فشار محفظه و مبرد مى‌باشند، با نمادهاى  $P_{cool}$  و  $P_{comb}$  نشان داده شده‌اند. بارهاى حرارتى موجود به صورت انتقال حرارت جابجائى ناشى از دماى ديواره محفظه احتراق در شكل نشان داده شده است [۱۰].



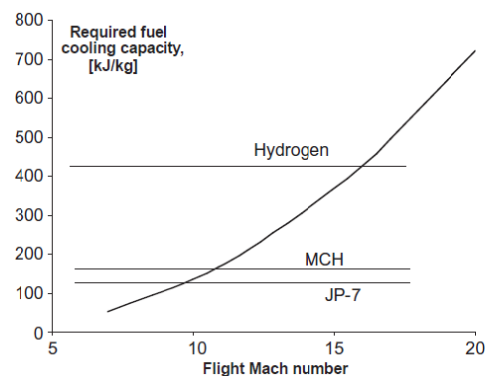
شكل ۱۰- تفاوت ضربه ویژه توليد شده توسط سوخت‌هاى مختلف [۸].

سوخت ديگرى كه در موتورهاى روجت و اسكروجت كاربرد دارد، JP-10 است. اين سوخت دانسيته انرژى بالاى داشته و فرمول شيميايى آن  $C_{10}H_{16}$  است. در جدول ۱ نام برخى از سوخت‌هاى مورد استفاده در اسكروجت‌ها و برخى مشخصات آنها آورده شده است.

جدول ۱- مشخصات سوخت‌هاى مورد استفاده در اسكروجت‌ها [۵].

Fuel	Formula	Flash point (°C)	Freeze point (°C)	Density (kg/m <sup>3</sup> )	Heating value (MJ/kg)	Heat sink at 1000 K (MJ/kg)
Hydrogen	H <sub>2</sub>	Gas	-259	74.7 (liquid)	117.8	15.1
JP-7	C <sub>12</sub> H <sub>24</sub> (avg)	69	-44	780	43.8	2.7*
MCH	C <sub>6</sub> H <sub>11</sub> CH <sub>3</sub>	-3	-126	761	43.2	4.56*

نكته مهمى كه بايد به آن توجه كرد اين است كه هر چه سرعت پروازى بالا مى‌رود، بايد دفع حرارتى نيز بيشتر شود. با توجه به ظرفيت هر سوخت در دفع حرارتى، انتخاب سوخت براى پرواز با سرعت‌هاى مختلف بسيار مهم مى‌شود. در شكل ۱۱ ميزان دفع حرارتى مورد نياز براى سرعت‌هاى پروازى مختلف آورده شده است [۵].



شكل ۱۱- مقادير دفع حرارتى مورد نياز براى سرعت‌هاى پروازى مختلف [۵].

## خنك‌كارى موتورهاى اسكروجت

در سرعت‌هاى مافوق صوت با عدد ماخ بالاى ۵، آسيب‌هاى ايجاد شده توسط مقاومت هوا مى‌تواند موجب نابودى سازه

بنابراین، استفاده از روشی مناسب به منظور کنترل پایداری احتراق مافوق‌صوت، بدین معنا که شعله در درون محفظه احتراق باقی مانده و گسترش یابد، گامی ضروری در طراحی محفظه احتراق مافوق‌صوت با عملکرد قابل قبول به حساب می‌آید [۱۱].

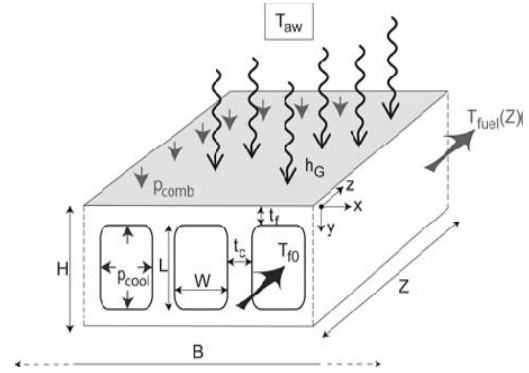
انجام عمل احتراق و ایجاد شعله، پایداری و ادامه احتراق با میزان اختلاط بین سوخت و هوا رابطه مستقیم دارد. پایداری احتراق به چهار عامل مهم و اساسی دمای استاتیک، فشار استاتیک، اختلاط مناسب سوخت و هوا و زمان ماندگاری سوخت در محفظه احتراق بستگی دارد. عمل احتراق و ایجاد شعله زمانی امکان‌پذیر است که رادیکال‌های آزاد به اندازه کافی در سیستم احتراقی تشکیل شده باشند. به واسطه وجود سرعت جریان هوای مافوق‌صوت، زمان ماندگاری ترکیب سوخت و هوا و تشکیل رادیکال‌های آزاد کاهش می‌یابد. سیستم نگهداری شعله در یک جریان مافوق‌صوت دارای وظایف و نقش‌های مهمی است که عبارتند از:

- کاهش زمان تأخیری اشتعال با انجام اختلاط مناسب میان سوخت و هوا

- ایجاد منبع پیوسته‌ای از رادیکال‌های آزاد و انجام واکنش‌های شیمیایی در کوتاه‌ترین فاصله ممکن

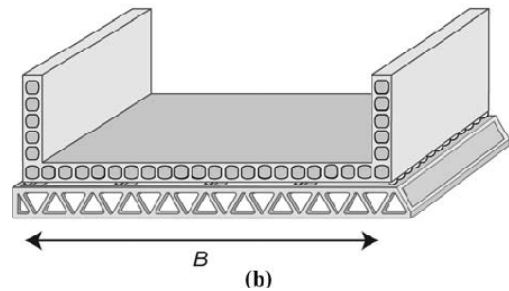
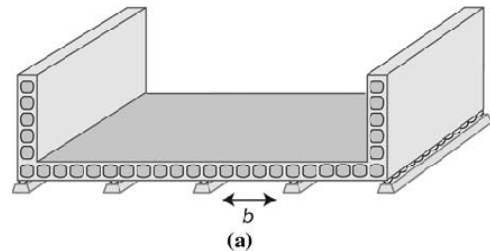
روش‌ها و فناوری‌های مورد استفاده برای اشتعال و پایداری احتراق را می‌توان به دو گروه روش‌های فعال و غیرفعال تقسیم‌بندی کرد. منظور از روش‌های فعال، روش‌هایی هستند که دارای قابلیت تنظیم با توجه به شرایط پروازی می‌باشند. این روش‌ها عموماً به‌نحوی مرتبط با فرایند تزریق هستند. دلیل این امر نیز آن است که شرایط تزریق را می‌توان در حین پرواز کنترل نمود و با توجه به شرایط عملیاتی خارج از نقطه طراحی پارامترهای مربوط به آن را به‌نحوی تنظیم نمود که بهترین عملکرد را داشته باشد. به عنوان مثال، می‌توان به پایداری شعله با استفاده از جت پلاسما اشاره کرد. در مقابل روش‌های غیرفعال، روش‌هایی هستند که در آنها پایداری احتراق از طریق ابزاری هندسی همانند حفره، گوه یا سطح شیب‌دار تأمین می‌شود. این روش‌ها از آن جهت غیرفعال نامیده می‌شود که پارامترهای مربوط به ابزارهای هندسی مورد استفاده در فرایند طراحی محفظه، معین می‌شوند. با توجه به این مسئله پس از طراحی محفظه احتراق، دیگر نمی‌توان با توجه به شرایط خارج از نقطه طراحی تغییری در پارامترهای مربوط به آن ایجاد کرد [۱۱].

عموماً روش‌های نگهداری شعله، مبنی بر ایجاد گردابه‌هایی در مسیر جریان هستند که این گردابه‌ها در جهت مخالف یکدیگر می‌چرخند. در اثر این چرخش‌ها اختلاط سوخت



شکل ۱۲- نمایی از یک صفحه خنک‌کن در محفظه احتراق اسکرمجت [۱۰].

در شکل ۱۳ نحوه قرار گرفتن تکیه‌گاه‌ها در زیر صفحه نشان داده شده است. در شکل a از تکیه‌گاه‌ها به صورت متناوب استفاده شده تا به صفحه اجازه خم شدن در اثر فشار محفظه احتراق داده شود. اما در شکل b از صفحات ساندویچی استفاده شده تا از هر گونه تغییری در اثر فشار محفظه جلوگیری به عمل آید [۱۰].

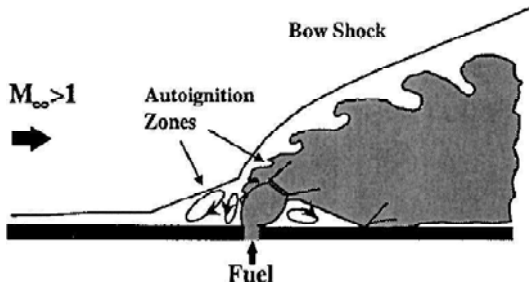


شکل ۱۳- نحوه قرار گرفتن صفحه‌ها خنک‌کاری و ساپورت این صفحه‌ها [۱۰].

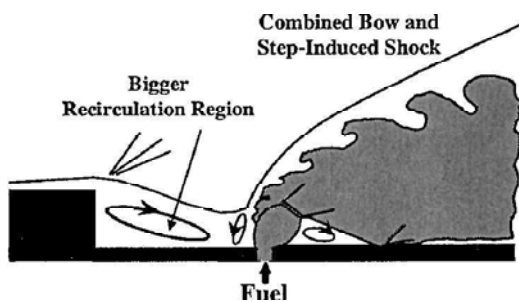
## پایداری احتراق

بخش وسیعی از مطالعات پژوهشی انجام شده در اسکرمجت‌ها، معطوف به مطالعه احتراق مافوق‌صوت در داخل محفظه احتراق این سامانه‌ها می‌باشد. برای یک احتراق پایدار لازم است تا زمان ماندگاری سوخت در داخل محفظه احتراق افزایش یابد، چراکه در این صورت سوخت و هوا زمان لازم برای اختلاط را خواهند داشت و در نتیجه می‌توان به احتراقی پایدار با راندمان بالادست یافت. در اسکرمجت به دلیل سرعت و اندازه حرکت زیاد جریان هوای عبوری از محفظه احتراق، افزایش زمان مشخصه ماندگاری سوخت از مسائل مهم و اساسی است.

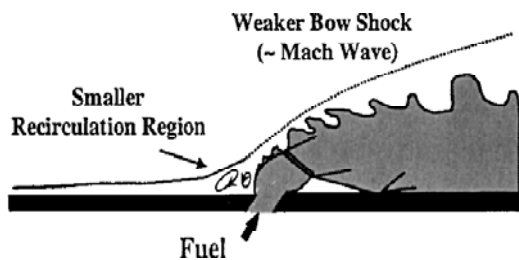
این روش را می‌توان به دو دسته تقسیم‌بندی کرد که به نسبت طول به عمق حفره بستگی دارند. انواع مختلف این روش‌ها و نحوه تأثیر آنها بر جریان در شکل ۱۷ زیر آمده است.



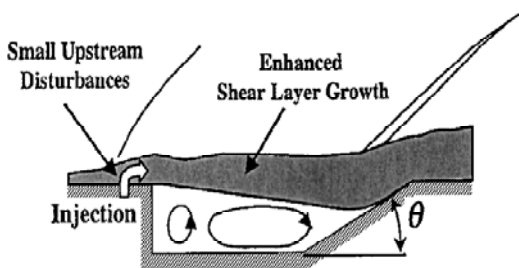
شکل ۱۴- پاشش سوخت به صورت عمود بر مسیر جریان [۱۲].



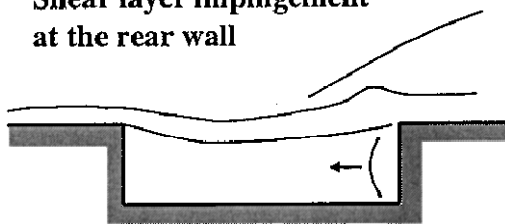
شکل ۱۵- پاشش سوخت بعد از یک انبساط ناگهانی [۱۲].



شکل ۱۶- پاشش سوخت با یک زاویه خاص [۱۲].



**Shear layer impingement at the rear wall**



شکل ۱۷- نگره‌داری احتراق به کمک حفره [۱۲].

و هوا هم در ابعاد کلی و هم در ابعاد کوچک افزایش می‌یابد. در ابعاد کلی به علت حرکت آرام جریان هوا و سوخت و در ابعاد کوچک به دلیل افزایش مدت زمان در تماس بودن سوخت و هوا این اتفاق می‌افتد. افزایش مدت زمان در تماس بودن سوخت و هوا، علاوه‌براین که سطح تماس آن دو را افزایش می‌دهد، شیب گرادیان تمرکز محلی در آن قسمت به سبب ریز مخلوط شدن بیشتر ناشی از پخش مولکولی را بیشتر می‌کند. در حقیقت نگره‌داری شعله نیازمند رسیدن به تعادلی میان انتشار شعله و سرعت جریان است. چون در احتراق مافوق‌صوت، سرعت جریان از سرعت شعله پیشی می‌گیرد، مشکل نگره‌داری شعله را با ایجاد یک ناحیه بازچرخشی<sup>۵</sup> برای اطمینان حاصل شدن از افزایش مدت زمان حضور سوخت و هوا در کنار هم حل می‌کنند [۱۲].

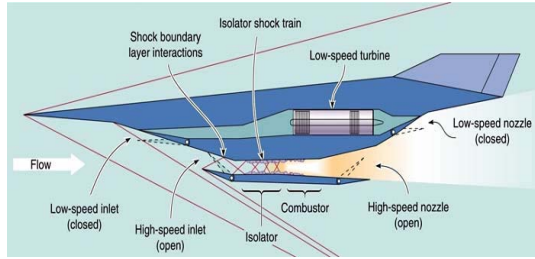
یکی از ساده‌ترین روش‌هایی که می‌تواند مورد استفاده قرار گیرد، پاشش سوخت به صورت عمود بر مسیر جریان است. با برخورد جت سوخت با جریان مافوق‌صوت هوا یک موج ضربه‌ای قوسی شکل می‌گیرد. در نتیجه لایه مرزی بالادست جریان دچار جدایش می‌شود و متعاقباً ناحیه‌ای تشکیل می‌شود که در آن سوخت و هوا با هم مخلوط می‌شوند. مسئله‌ای که پیش می‌آید این است که به علت ایجاد جریان‌های سه بعدی قوی، این ناحیه باعث به‌وجود آمدن افت فشار سکون می‌شود (شکل ۱۴).

روش دیگر ایجاد پله و تولید یک انبساط ناگهانی قبل از پاشش سوخت است. همان‌طور که در شکل ۱۵ مشاهده می‌شود، این مسئله یک ناحیه بازچرخش بزرگ‌تری را ایجاد می‌کند و قابلیت این را دارد که احتراقی پایدار ایجاد کند. تنها مشکل این روش این است که مانند حالت قبلی افت فشار سکون را در پی دارد.

یکی از راه‌هایی که می‌توان به‌وسیله آن افت فشار را کاهش داد، زاویه دادن به جهت پاشش سوخت است. همان‌طور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، با این کار موج ضربه‌ای قوسی شکل ضعیف‌تر خواهد بود. در این روش ممتوم محوری جت سوخت می‌تواند منجر به تولید پیشران شود. در مطالعه‌ای که توسط یاکار<sup>۶</sup> و همکاران روی پیشران تولیدی در احتراق مافوق‌صوت با ماخ ۱۳/۵ و ۱۷ انجام شد، مشخص شد که با یک جت سوخت هیدروژن از دیواره‌ها با زاویه ۳۰ درجه، مقدار قابل توجهی از پیشران تولیدی به سبب ممتوم جت سوخت ایجاد می‌شود [۱۲].

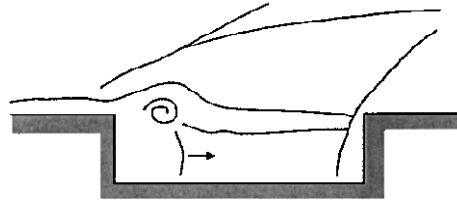
در سال‌های اخیر، استفاده از حفره برای نگره‌داشتن شعله در موتورهای اسکرم‌جت مورد توجه قرار گرفته است. مطالعات انجام گرفته و آزمایش‌های انجام شده نشان می‌دهد که این روش به‌بهرتر مخلوط شدن سوخت و هوا کمک می‌کند. در کل





شکل ۱۸- نمایی از یک سیستم چرخه ترکیبی مبتنی بر موتورهای توربینی [۵].

### Shedding vortices and reflected acoustic waves



شکل ۱۷- نگره‌داری احتراق به کمک حفره [۱۲] (ادامه).

### جمع‌بندی

واضح است که دست‌یابی به تکنولوژی موتور اسکرمجت که یک موتور هواتنفسی با قابلیت پرواز ماورای‌صوت است، آینده‌دنیای هوافضا را متحول خواهد کرد. موتورهایی با قابلیت پرواز و گشت‌زنی با سرعت‌های بسیار بالا و از آن مهم‌تر با قابلیت استفاده مکرر که گامی عظیم در دسترسی آسان و کم‌هزینه به فضا و حمل و نقل هوایی در سراسر دنیا را به ارمغان خواهند آورد. سیستم اسکرمجت دارای مزایای متعددی مانند عدم نیاز به حمل اکسیژن، عدم استفاده از اجزای متحرک و ضربه‌ی ویژه بزرگ‌تر نسبت به راکت‌ها می‌باشند. این موتور دارای شکل ظاهری ساده ولی عملکردی بسیار پیچیده است. از این‌رو، سرمایه‌گذاری‌های کلانی در بخش‌های مختلف مرتبط با این موتورها از لحاظ مطالعه مواد با قابلیت تحمل دمای بالا، فناوری چرخه‌های ترکیبی و سایر بخش‌ها در حال انجام است.

### مراجع

- [1] Smith, Y. and Dunbar, B., "NASA's X-43A hypersonic scramjet", 2010.
- [2] N. Moosavi, S.Sh. and Tabejamaat, S., "Numerical study of the incoming flow to scramjet", 10<sup>th</sup> Conference of Iranian Aerospace Society, Tarbiat Modares University, Tehran, 2011.
- [3] Litchford, R.J., Cole, J.W., Bityurin, V. A. and Lineberry, J.T., "Thermodynamic Cycle Analysis of Magneto-hydrodynamic-Bypass Hypersonic Airbreathing Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2, 2001, pp. 477-480.
- [4] Heiser, W.H., Pratt, D.T., Daley, D. and Mehta, U., *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, 1<sup>st</sup> Ed., AIAA Education Series, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [5] Segal, C., *The Scramjet Engine: Processes and Characteristics (Cambridge Aerospace Series)*, 1<sup>st</sup> Ed., Cambridge University Press, 2009.
- [6] Nabikhani, A., "Hypersonic flight," *Aerospace Industries, The Scientific, Informative & Analytical Magazine, Iranian Aerospace Industries Organisation (AIO)*, Vol. 81, October 2012.

با وجود تمام موارد فوق مکانیزم‌های نگره‌داری شعله در محفظه احتراق یک موتور اسکرمجت، به اندازه کافی روشن نبوده و اطلاعات آنها به ندرت در دسترس هستند [۱۳].

### سیستم پيشران‌ش ترکیبی

سیستم پيشران‌ش ترکیبی فناوری جدیدی می‌باشد که دسترسی ارزان قیمت به فضا را میسر خواهد نمود، چراکه هیچ سامانه پيشران‌شی به تنهایی نمی‌تواند عملکرد مناسبی را در محدوده‌ی مآخ‌های مختلف از برخاست تا پرواز مافوق‌صوت داشته باشد. با وجود اینکه راکت‌ها به تنهایی می‌توانند یک وسیله نقلیه را به فضا منتقل کنند، اما ضربه‌ی مخصوص آنها به طرز قابل ملاحظه‌ای کمتر از هر سامانه‌ی پيشران‌ش هواتنفسی است. از سوی دیگر، راکت‌ها به مخازن سنگین اکسیدکننده نیازمند می‌باشند. یک نمونه از این سیستم‌های پيشران‌ش ترکیبی، سیستم رم‌راکت است که برای شتاب‌دهی اولیه و راه‌اندازی از یک بوستر<sup>۷</sup> کمک می‌گیرند. وقتی که سرعت به اندازه مورد نظر رسید، موتور روی رم‌جت تغییر کاربری داده و در ادامه پرواز، این موتور رم‌جت است که وظیفه تامین نیروی پيشران را بر عهده می‌گیرد [۶].

سیستم‌های پيشران‌ش ترکیبی عموماً به دو دسته تقسیم‌بندی می‌شوند. سیستم‌های ترکیب شده با موتورهای هواتنفسی شامل توربوفن و توربوجت و سیستم‌های ترکیب شده با راکت‌ها. از انواع سیستم‌های ترکیبی هواتنفسی می‌توان به موتور رم‌جت با احتراق دو وضعیتی<sup>۸</sup> اشاره کرد که هم می‌تواند به صورت رم‌جت و هم اسکرمجت کار کند. همچنین، سیستم‌های ترکیبی مبتنی بر موتورهای توربینی از این نوع هستند که از یک سیکل توربینی برای پرواز در سرعت‌های پایین در کنار موتور اسکرمجت یا رم‌جت استفاده می‌کند (شکل ۱۸). شایان ذکر است که سیستم‌های پيشران‌ش ترکیبی توربینی فقط برای مأموریت‌های گشت‌زنی با سرعت بالا در اتمسفر کاربرد دارند و نمی‌توان از آنها برای مأموریت‌های خارج جو استفاده کرد [۵].

- [11] N. Moosavi, S.Sh., Tabejamaat, S. and Shoraka, Y., "Analysis of Modeling the Supersonic Combustor of Scramjet Engine," *10<sup>th</sup> Conference of Iranian Aerospace Society*, Tarbiat Modares University, Tehran, 2011.
- [12] Ben-Yakar, A. and Hanson, R.K., "Cavity Flame Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 4, 2001, pp. 869-877.
- [13] Huang, W., et al., "Investigation on the Flameholding Mechanisms in Supersonic Flows: Backward-Facing Step and Cavity Flameholder," *Journal of Visualization*, Vol. 14, No. 1, 2011, pp. 63-74.
- [7] AP (2013-05-06) "Experimental hypersonic aircraft hits 4828 km/h". *The Sydney Morning Herald*, Fairfax Media, 2013.
- [8] Fry, R.S., "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, 2004, pp. 27-58.
- [9] Vermaak, N., Valdevit, L., Zok, F.W. and Evans, A.G., "Design and Implementation of Actively Cooled Panels for Scramjets," *International Mechanical Engineering Congress and Exposition (ASME)*, Seattle, Washington, USA, 2007.
- [10] Vermaak, N., Valdevit, L. and Evans, A.G., "Materials Property Profiles for Actively Cooled Panels: An Illustration for Scramjet Applications," *Journal of Metallurgical and Materials Transactions A*, Vol. 40, No. 4, 2009, pp. 877-890.