مقاله

موتورهای رم‌جت ، توربو رم‌جت و نقش آنها در بهبود فناوری سیستم‌های پیشران

احسان بهزاد*
دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر
ehsanbehzad.aca@gmail.com

جاماسب پیرکندی
استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر
jamasb_p@yahoo.com

مهدی جهرمی
استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا
دانشگاه صنعتی مالک اشتر
jahromi@iust.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۹/۰۱ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۰/۱۷

چکیده

موتورهای رم‌جت به‌دلیل مزایای خاص خود همواره مورد توجه بوده‌اند. طی سالیان گذشته، تلاش‌های گسترده‌ای دربارهٔ موضوع بهبود عملکرد این دسته از موتورها انجام و نتایج درخور توجهی حاصل شده است. از جمله راه‌کارهای ارائه‌شده برای بهبود عملکرد این نوع موتورها، ترکیب آن با موتورهای توربینی است. موتورهای توربوجت با پس‌سوز می‌توانند تا بازهٔ ۲ الی۳ ماخ به‌خوبی عمل کنند. در سرعت‌های حدود ۵ ماخ هم می‌توان گفت که موتورهای رم‌جت بهترین عملکرد و بازده را دارند. این ویژگی‌ها در کنار هم سبب ایجاد موتوری با بازده بالا شده است. این موتور، که از آن برای پروازهای فراصوت استفاده می شود، موتور توربو رم‌جت[1] نامیده می‌شود و از مزیت‌های هر دو نوع موتور رم‌جت و توربوجت بهره می‌برد. از جمله این نوع موتورها می‌توان به موتور توربو رم‌جت جی. ۵۸[2] اشاره کرد که در پرندهٔ اس. آر. ۷۱[3] مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این مقاله سعی شده است تا نخست انواع موتورهای رم‌جت، مزایا و معایب آنها مورد بررسی قرار گیرد؛ سپس دربارهٔ پارامترهایی از موتورهای ترکیبی توربو رم‌جت در مقایسه با موتورهای غیرترکیبی بهبودیافته بحث شود. این مقایسه به‌وسیلهٔ بررسی اجزای یکی از بهترین نمونه‌های این نوع موتور؛ یعنی جی. ۵۸ انجام می‌شود.

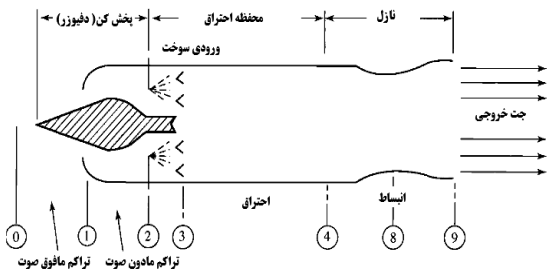
واژگان کلیدی: موتور توربو رم‌جت، موتور رم‌جت، اجزای موتور جی. ۵۸

۱. مقدمه

ایدهٔ موتورهای رم‌جت نخستین‌بار توسط رنه لورین[4] فرانسوی مطرح شد و رنه لدوک[5] دنبالهٔ این طرح را پیگیری کرد. اگرچه تحقیقات وی به‌شدت تحت تأثیر اشغال فرانسه طی جنگ جهانی دوم قرار گرفت. ویلیام

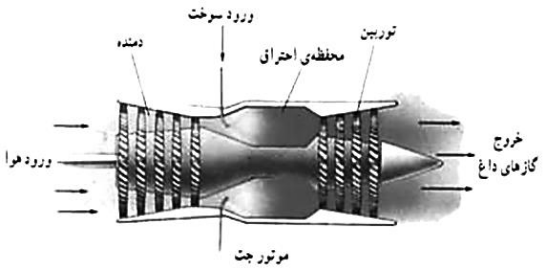
آوری[6] از دیگر دانشمندانی بود که در زمینهٔ موتورهای رم‌جت در ایالات متحده فعالیت می‌کرد. مدل ۰۱۰ لدوک[7] نخستین هواپیمای مجهز به موتورهای رم‌جت بود که در سال ۱۹۴۹ م ساخته شد. موتورهای رم‌جت یک نقص بزرگ دارند و آن هم عدم توانایی آنها در روشن‌شدن در سرعت‌های پایین یا شرایط سکون است. این نوع موتورها برای استارت به سرعت اولیه نیاز دارند؛ یعنی همان سرعت عملیاتی. بیشتر موتورهای رم‌جت از سرعت‌های بالای سرعت صوت شروع به‌کار می‌کنند، اگرچه موتورهایی هم وجود دارد که در سرعت‌های حدود ۷۰۰ کیلومتر بر ساعت هم می‌توانند روشن شوند، اما کارایی چندانی ندارند. این موتورها اغلب توسط هواپیمای مادر به سرعت عملیاتی رسیده و به‌محض آنکه شرایط کارکرد موتور آماده شود، موتور روشن می‌شود.

در موشک‌های مجهز به موتوهای رم‌جت نیز ابتدا موشک به‌وسیلهٔ بوستر به سرعت مورد نظر می‌رسد و سپس موتور رم‌جت روشن می‌شود. موشک کراگ روسی، که برای نخستین‌بار در سال ۱۹۶۷ م به پرواز درآمد، از نمونه موشک‌های مجهز به موتور رم‌جت است. این موشک توسط چهار بوستر کمکی به سرعت مطلوب رسیده و سپس موتور رم‌جت با سوخت مایع شروع به‌کار می‌کند و قادر است با سرعتی بیش از چهار برابر سرعت صوت اهدافی را از فاصلهٔ پنجاه کیلومتری هدف بگیرد.



شکل۱. موتور رم‌جت

از دیگر نمونه‌های کاربردی موتورهای پایهٔ رم‌جت، می‌توان به موتورهای توربو رم‌جت اشاره کرد که از مشتقات اصلی موتورهای رم‌جت هستند. این موتورها ترکیبی از موتورهای توربوجت و رم‌جت می‌باشند که از موتور توربوجت، که به‌صورت هستهٔ اصلی درون موتور رم‌جت قرار گرفته است، برای سرعت‌گرفتن تا نزدیکی فراصوت استفاده می‌کند و پس از آن موتور توربوجت از کار ایستاده و موتور رم‌جت شروع به فعالیت می‌نماید [۱۱، ۱۲، ۱۶]. در مورد موتورهای رم‌جت می‌توان گفت که این موتورها در یک سیکل مشابه موتورهای توربوجت عمل می‌کنند، با این تفاوت که مطابق شکل ۱، این موتورها تنها شامل ورودی، محفظهٔ احتراق و نازل هستند و برخلاف موتورهای توربینی هیچ قطعهٔ دواری همانند توربین یا کمپرسور در آنها وجود ندارد و این از مزایای این موتورها نسبت به موتورهای توربینی است.

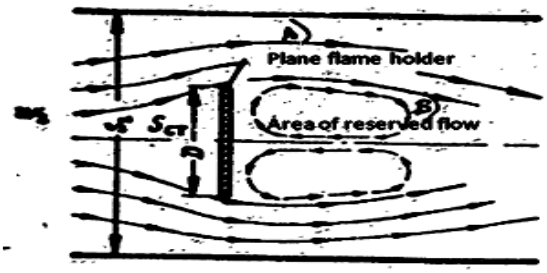


شکل ۲. موتور توربوجت

در این موتورها، همان‌طور که از نامشان هم پیداست، از پدیدهٔ رم[8] برای افزایش فشار هوای ورودی به محفظهٔ احتراق استفاده می‌شود. پدیدهٔ مذکور به این صورت است که برای تأمین هوای پرفشار مورد نیاز محفظهٔ احتراق، به‌جای استفاده از کمپرسور و توربین متصل به آن، از یک پخش‌کن (دیفیوزر)، که در بخش دهانهٔ ورودی رم‌جت است، استفاده می‌شود. برای این منظور، یک قطعهٔ مخروطی‌شکل، که نوک آن بیرون از موتور است، در دهانهٔ ورودی قرار می‌گیرد. جریان فراصوت ورودی به موتور در برخورد با این مخروط از چند موج ضربه‌ای مایل عبور می‌کند و به جریان فروصوت تبدیل می‌شود. قابل ذکر است که برای تبدیل جریان ورودی نباید از موج ضربه‌ای قائم استفاده شود؛ زیرا مقدار زیادی از انرژی جریان را به نیروی

درگ تبدیل می‌کند. این قسمت ابتدایی جسم مخروطی به‌صورت همگراست و کار یک پخش‌کن فراصوت را انجام می‌دهد و سرعت جریان را به ماخ یک می‌رساند که در انتهای این ناحیه بعد از موج‌های ضربه‌ای مایل یک موج ضربه‌ای قائم ضعیف تشکیل می‌شود. بیشترین منبع تأمین فشار برای موتور از این ناحیه است. حال با عبور جریان از قسمت دوم دیفیوزر، که شکل واگرا دارد و قسمت زیر صوت محسوب می‌شود، سرعت هوا به حدود ۰/۲ تا ۰/۳ ماخ رسانده می‌شود تا مناسب ورود به محفظهٔ احتراق باشد. در طی این فرایند کاهش سرعت در دیفیوزر مجموع انرژی هوا ثابت است و در واقع فقط تبدیل انرژی جنبشی به فشار صورت می‌گیرد. همان‌طور که گفته شد، سرعت ورودی کاهش و فشار لازم برای ورود به محفظهٔ احتراق افزایش یافت؛ لذا دیگر به کمپرسور و تجهیزات مربوط به آن نیازی نیست.

بعد از عبور جریان هوا از دیفیوزر ناحیه‌ای وجود دارد که در آن سوخت به‌صورت پیوسته به جریان هوا پاشیده و سبب می‌شود که همانند سایر موتورهای جت (به‌جز پالس جت) احتراق به‌صورت پیوسته صورت بگیرد. سپس این مخلوط به شعله‌نگه‌دارها[9] می‌رسد. شعله‌نگه‌دار شبیه یک توری با سوراخ‌های بزرگ است که در ابتدای محفظهٔ احتراق قرار دارد. این بخش شعله را در محفظهٔ احتراق نگه می‌دارد و دمای شعله را به ۳۰۰۰ تا ۳۵۰۰ درجهٔ فارنهایت می‌رساند. همچنین با ایجاد آشفتگی و اغتشاش در جریان، یک ناحیهٔ جریان با سرعت پائین ایجاد می‌شود. این محدودهٔ کم‌سرعت سبب گسترش شعله و پایداری آن می‌شود. از طرفی وجود شعله‌نگه‌دار باعث می‌شود شعله و احتراق کل محفظهٔ احتراق را دربر گیرد. حذف این بخش سبب ناپایداری و احتراق ناقص شده و علاوه بر این، بخشی از شعله از موتور خارج و باعث هدررفت مقدار زیادی از انرژی می‌شود. برای طراحی شعله‌نگه‌دار باید به حالت بهینهٔ طراحی آن توجه کرد؛ چون در برخی موارد شعله‌نگه‌دار مزیت‌های ذکرشده را دارد، اما خودش باعث ایجاد افت‌های فشاری و انسداد[10] می‌شود که این موضوع باید به‌هنگام طراحی در نظر گرفته شود. شعله‌نگه‌دارها اغلب از کانال‌های استیل ساخته می‌شوند و به شکل شعاعی، رینگ‌های هم‌مرکز و شبکه‌های عرضی هستند. در ضمن، در طی فرایند ساخت شعله‌نگه‌دار ممکن است از سرامیک، کوارتز و محفظهٔ احتراق‌های کاتالیستی استفاده شود.

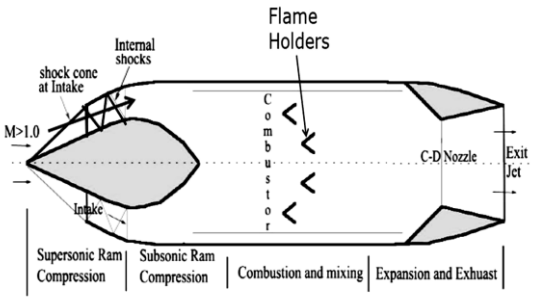


شکل ۳. شعله‌نگه‌دار جریان در رم‌جت

حال پس از عبور از شعله‌نگه‌دارها جریان وارد محفظهٔ احتراق می‌شود. در این ناحیه، به‌دلیل افزایش دما گازهای حاصل از احتراق منبسط شده، سرعت افزایش می‌یابد و به‌همین دلیل پس از عبور از نازل با رسیدن به حداکثر سرعت خود باعث ایجاد نیروی تراست می‌شوند. طول محفظهٔ احتراق هم به پارامترهایی چون سوخت استفاده‌شده، مؤلفه‌های پاشش و شعله‌نگه‌دارها وابسته است. قابل ذکر است که در این حالت مخلوط سوخت و هوا از یک نازل همگرا - واگرا عبور می‌کند تا در خروج بتواند به سرعت‌های فراصوت برسد. هرچند برای سرعت‌های پروازی فراصوت پائین، مخلوط سوخت و هوای خروجی ممکن است با عبور از یک نازل همگرا، فقط به‌حد سرعت صوت برسد. در ضمن، در مورد فشار هم می‌توان گفت که فشار خروجی تقریباً هم‌اندازهٔ فشار محیط است؛ بنابراین فشار خفگی در گلوگاه بیشتر از فشار محیط است.

همان‌طور که بیان شد، عملکرد این موتور در مواردی بهتر از موتورهای توربینی است، اما عیب عمدهٔ این موتورها عدم کارایی در سرعت سکون و به سیستم دیگری برای راه‌اندازی نیاز است. این سیستم که می‌تواند یک هواپیما یا

یک موشک باشد، موتور را به سرعتی می‌رساند که طی آن تقریباً در تمامی موارد، هوا با سرعت فراصوت وارد موتور شده تا در آن بتوان از پدیدهٔ رم و در واقع تبدیل سرعت‌های بالا به فشار استفاده کرد. حداقل سرعت پروازی لازم برای رم‌جت باید در حدود ۷۴۰ مایل بر ساعت باشد. البته موتورهای رم‌جتی نیز طراحی شده‌اند که قابلیت کار در سرعت‌های فروصوت را دارند. این موتورها عملکردی مشابه موتورهای رم‌جت فراصوت دارند، با این تفاوت که به‌دلیل سرعت پروازی پایین، تغییر فشار لازم توسط دهانهٔ ورودی موتور صورت نمی‌گیرد و در نتیجه نیروی پیشران تولیدشده توسط این نوع موتورها نیز کمتر خواهد بود. این نوع موتورهای رم‌جت بازده چندان مناسبی ندارند [۱۰-۱۲].

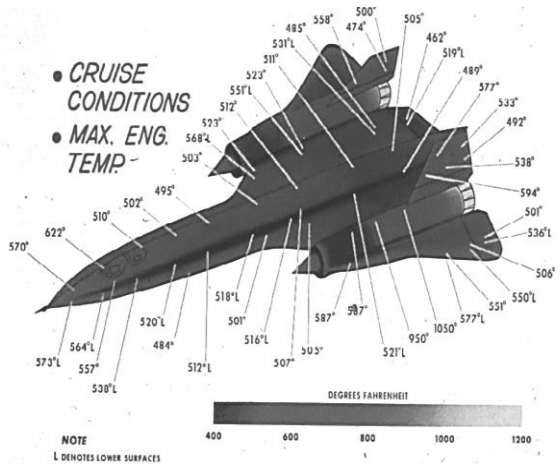


شکل ۴. نازل همگرا - واگرا در موتور رم‌جت

مبحث دیگر مربوط به حد نهایی سرعت این نوع موتور است. از دیدگاه نظری، موتور رم‌جت تا وقتی در اتمسفر است، محدودهٔ سرعتی ندارد. اما به‌صورت عملی سرعت موتور رم‌جت به‌دلیل مسئلهٔ ذوب‌شدن بدنه بر اثر اصطکاک جریان هوا به سرعت‌های زیر فراصوت محدود می‌شود. مثلاً در شکل ۵ دماهای نقاط متفاوت سطوح پرندهٔ اس. آر. ۷۱ در شرایط کروز نمایش داده شده است، که دماهای نسبتاً بالایی محسوب می‌شوند. با توجه به این محدودیت‌ها سرعت موتور رم‌جت حداکثر تا حدود ۵ برابر سرعت صوت می‌تواند افزایش یابد و در ضمن محدودهٔ مناسب برای آن ماخ ۳ تا ۴ است که در آن بهترین عملکرد را دارد [۲، ۴، ۹].

۲. انواع سیستم‌های رم‌جت

نخستین دسته‌بندی که در مورد موتورهای رم‌جت وجود دارد، دسته‌بندی آنها براساس سوخت مصرفی است. موتورهای رم‌جت براساس نوع سوخت مصرفی به سه دستهٔ موتورهای رم‌جت با سوخت مایع، جامد و مولد گاز تقسیم می‌شوند. موتورهای رم‌جت سوخت مایع به‌دلیل بازده و کارایی بالا و موتورهای رم‌جت سوخت جامد به‌دلیل سادگی عملکرد و همچنین هزینهٔ کمتر نسبت به موتورهای رم‌جت سوخت مایع در موقعیت‌های گوناگون کاربرد دارند. موتورهای مولد گاز نیز از دسته موتورهای رم‌جت هستند که هم برخی از قابلیت‌های موتورهای سوخت جامد مانند قابلیت نگه‌داری و انبارداری مناسب و هم بعضی از قابلیت‌های موتورهای سوخت مایع نظیر کنترل میزان تراست را دارا می‌باشند [۱۲].



شکل ۵. دماهای نقاط متفاوت روی سطح پرندهٔ اس. آر. ۷۱ در شرایط کروز

موتورهای مجهز به سوخت‌های مایع یا جامد به‌صورت کلی دارای ویژگی‌هایی به‌قرار زیر هستند:

۱. سادگی و هزینهٔ ساخت کمتر
۲. سرعت نامحدود (البته فقط از دیدگاه نظری)
۳. نداشتن قطعهٔ چرخان
۴. تراست کامل در زمان برخاست
۵. عدم نیاز به بوستر

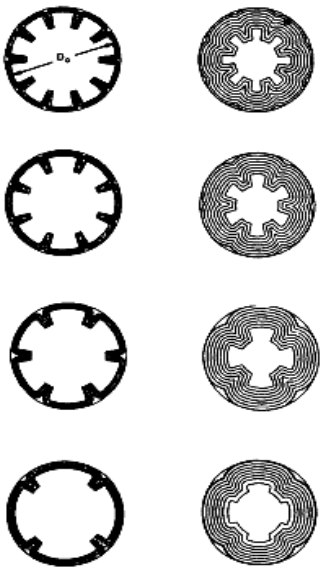
۶. قابلیت بسیار بالاتر نگه‌داری و انبارسازی نسبت به نمونه‌های سوخت مایع
۷. آماده‌شدن سریع برای شلیک از جایگاه
۸. عدم قابلیت کنترل و هدایت بالا در مقایسه با نوع سوخت مایع

ویژگی موتورهای رم‌جت مجهز به سوخت‌های مایع نیز عبارت است از:

۱. پیچیده‌تر از موتورهای سوخت جامد هستند
۲. سرعت نامحدود (البته فقط از دیدگاه نظری)
۳. قطعات چرخان و پیچیده‌تر دارند؛ لذا ساخت آنها دشوارتر است
۴. در برخی موارد نیاز به بوستر برای پرتاب دارد
۵. نسبت به موتورهای سوخت جامد هدایت‌پذیری بهتری دارند
۶. بازده و کارایی بالاتر نسبت به موتورهای سوخت جامد
۷. برای پرتاب سریع از جایگاه قابل استفاده نیستند و باید مدتی قبل از پرتاب توسط سوخت و اکسیدایزر[11] مورد نیاز شارژ شوند

۱-۲. موتورهای رم‌جت سوخت جامد

استفاده از سوخت جامد در موتورهای رم‌جت از اوائل دهۀ ۳۰ مطرح شد. سوخت جامد در موتورهای رم‌جت باعث شد تا انبارداری این نوع موتورها همانند موشک‌های کلاسیک سوخت جامد راحت و بدون دردسر چندانی باشد. سوخت‌هایی که در موتور رم‌جت مورد استفاده قرار می‌گیرند، می‌بایست قابلیت ذخیره‌سازی برای مدت طولانی در هواپیما را داشته باشند. اگرچه این معیار برای سوخت‌هایی با ساختار شیمیایی ساده مثل نفت سفید[12] زیاد مطرح نمی‌باشد، اما در مورد سوخت‌هایی که حاوی ذرات جامدند، این معیار بسیار حائز اهمیت است. سوخت جامد، که به آن گرین هم گفته می‌شود (شکل ۶)، درون خودش به‌صورت همزمان حاوی مؤلفه‌های سوخت و اکسیدکننده می‌باشد که به شکل یک پوشش، دور محفظۀ احتراق قرار می‌گیرد. همان‌گونه که بیان شد، موتور سوخت جامد از یک ساختار ساده‌تر نسبت به نمونه موتورهای دیگر برخوردار است و این از جمله مزایای این نوع موتور می‌باشد.



شکل ۶. شکل‌های مختلف گرین
برای استفاده در موتور رم‌جت سوخت جامد

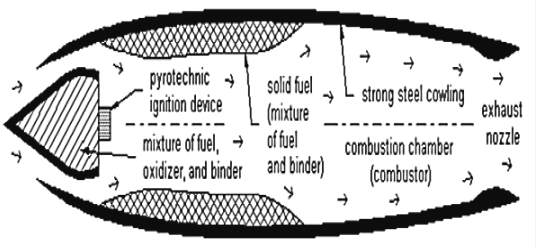
دهانۀ ورودی این نوع موتور همانند سایر موتورهای رم‌جت از یک دیفیوزر که شامل یک قطعۀ مخروطی است تشکیل می‌شود و وظیفۀ آن کاهش سرعت و افزایش فشار مورد نیاز برای ورود به محفظۀ احتراق می‌باشد. در شکل ۷نحوۀ عملکرد موتور رم‌جت سوخت جامد نمایش داده شده است. همان‌گونه که در این شکل مشاهده می‌شود، با برخورد هوای داغ و فشردۀ خروجی از دهانۀ موتور به گرین، سوخت به گاز تبدیل می‌شود و در طول محفظۀ احتراق حرکت می‌کند، سپس با سرعت از نازل خارج می‌شود و نیروی تراست ایجاد می‌کند. این نوع موتورها برای شرایط محیطی با شتاب بالا مناسب‌اند.

موتورهای رم‌جت با سوخت جامد ضربۀ مخصوص ۹۰۰ تا ۱۴۰۰ ثانیه و چگالی ایمپالس ۱۱۵۰ تا ۲۳۰۰ گرم ثانیه بر سانتی مترمکعب دارند که حدود ۲۰۰ تا ۴۰۰ درصد بیشتر از موتور سوخت جامد با وزن و اندازۀ مشابه می‌باشد.

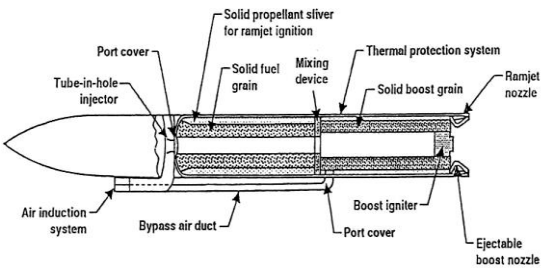
۲-۲. موتورهای رم‌جت سوخت مایع

موتورهای رم‌جت سوخت مایع می‌توانند به‌عنوان سوخت از نفت سفید یا مواد با چگالی بالا استفاده کنند. از زمان توسعهٔ موتورهای رم‌جت، اغلب این موتورها از سوخت‌های هیدروکربنی استفاده کرده‌اند، اما به‌صورت کلی سوخت‌هایی که برای این موتورها مورد استفاده قرار می‌گیرند را می‌توان در سه دستهٔ کلی سوخت‌های بر پایهٔ هیدروکربن، سوخت‌های ترکیبی و سوخت‌های با ذرات جامد تقسیم‌بندی کرد. در رم‌جت‌های با سوخت مایع، سوخت هیدروکربنی در جلوی شعله‌نگه‌دارها به‌درون محفظهٔ احتراق پاشیده می‌شود که با هوای فشرده‌شدهٔ خروجی از دهانهٔ ورودی ترکیب می‌شود و در ادامه همانند رم‌جت سوخت جامد در طول محفظهٔ احتراق حرکت کرده، سپس با سرعت از نازل خارج می‌شود و نیروی تراست ایجاد می‌کند. موتورهای رم‌جت سوخت مایع کاربرد وسیع‌تری نسبت به موتورهای رم‌جت سوخت جامد دارند؛ زیرا در شرایط پروازی مشابه بازده بالاتری دارند و می‌توانند میزان نیروی پیشران را به‌راحتی تغییر دهند. در برخی از موارد، برای افزایش کارایی این نوع موتورها و رسیدن به سرعت و شتاب اولیهٔ مورد نیاز برای شروع به‌کار موتور رم‌جت، آن را با بوستر سوخت جامد ترکیب می‌کنند.

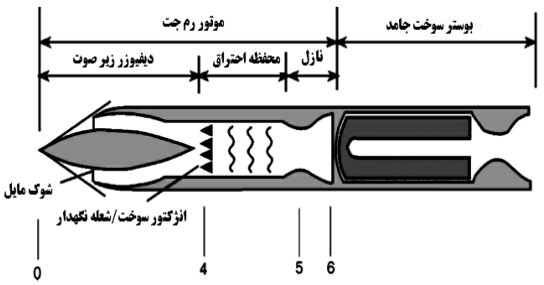
گاهی موتورهای رم‌جت سوخت مایع با محفظهٔ مشترک با بوستر سوخت جامد را در دستهٔ دیگری از موتورها به نام رم‌راکت دسته‌بندی می‌کنند. در این نوع از موتورها ابتدا بوستر سوخت جامد شروع به‌کار می‌کند و وسیله را به سرعت‌های بالا می‌رساند. در این حالت با اتمام سوخت و خالی‌شدن موتور، دریچه‌های ورودی هوا باز شده، موتور راکت تبدیل به یک موتور رم‌جت می‌شود. قابل ذکر است که محفظهٔ احتراق در موتورهای رم‌راکت بین بوستر و موتور رم‌جت مشترک است. یکی دیگر از ویژگی‌های این موتورها این است که دارای دو نازل می‌باشند که روی هم قرار گرفته‌اند. یکی از آنها (نازل اول) ویژهٔ موشک سوخت جامد طراحی شده و نازل زیرین جهت رم‌جت طراحی شده است. پس از اتمام سوخت راکت، نازل اول جدا شده و از موتور به بیرون پرتاب و نازل دوم به‌کار گرفته می‌شود. همان‌طور که بیان شد، مشکل کارنکردن موتورهای رم‌جت در سرعت صفر را می‌توان با ترکیب آنها با یک بوستر سوخت جامد برطرف کرد.



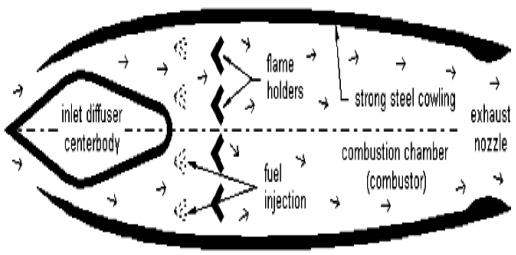
شکل ۷. روند ایجاد تراست در موتورهای رم‌جت سوخت جامد



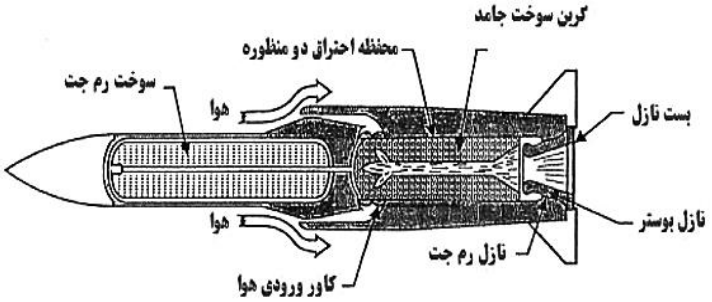
شکل ۸ نمای شماتیک موتور رم‌جت سوخت جامد



شکل ۹. موتور رم‌جت سوخت مایع



شکل ۱۰. روند ایجاد تراست در موتورهای رم‌جت سوخت مایع



شکل ۱۱. نمایی شماتیک از رم‌راکت

۱-۲-۲. مزایا و معایب رم‌راکت سوخت مایع

مهمترین مزیت رم‌راکت‌ها رسیدن به سرعت‌های فراصوت طی چند ثانیه است، در حالی‌که موتورهای دیگر به‌جز راکت‌ها، چنین قابلیتی را ندارند. این موضوع برای موشک‌های نظامی، خصوصاً موشک‌های زمین به هوا بسیار مهم است. عیب اصلی این دسته از موتورها تغییرات شدید و ناگهانی نیروی پیشران آنها در هنگام تمام‌شدن سوخت جامد موتور راکت است. در لحظهٔ اتمام سوخت جامد، موتور راکت دیگر نیروی پیشرانه تولید نمی‌کند و رم‌جت نیز در همان لحظهٔ آغاز کار نمی‌تواند به اندازهٔ بوستر نیروی پیشران تولید کند؛ بنابراین در این موقعیت برای لحظاتی کوتاه تغییرات شدیدی در نیروی پیشران مشاهده می‌شود. با توجه به اینکه وسیلهٔ پرنده در حالت قبل (روشن‌بودن موتور راکت) به حالت پایدار رسیده بود، با خاموش‌شدن موتور راکت و قطع یکبارهٔ نیروی پیشرانش و واردشدن رم‌جت به سیکل، ممکن است اگر سیستم کنترلی مناسبی برای پایدارسازی موتور در نظر گرفته نشده باشد، موشک از مسیر اصلی خود به‌طور کامل منحرف شود. موشک میتیور[۱۳] از نمونه موشک‌های مجهز به موتور رم‌راکت است.

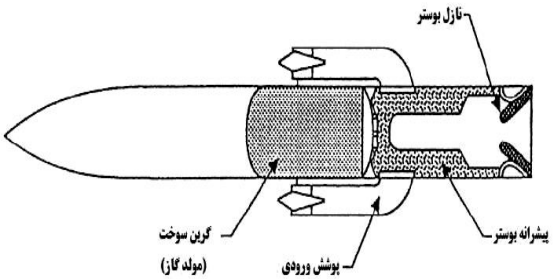
۲-۳. موتورهای رم‌جت با مولد گاز

در این نوع از موتورهای رم‌جت، به‌جز سوخت جامد مربوط به خود بوستر، یک پیشرانهٔ دیگر نیز وجود دارد که درون بخش مولد گاز قرار گرفته است. این پیشرانهٔ مخلوطی از مقدار کمی مادهٔ اکسیدکننده است و مابقی آن سوخت می‌باشد. هنگام شروع به‌کار موتور، این مخلوط که دمای پائینی دارد، به شکل گاز از طریق یک شیر کنترلی به‌داخل محفظهٔ احتراق تزریق می‌شود. سپس در محفظهٔ احتراق با هوا ترکیب می‌شود و می‌سوزد و ایجاد نیروی پیشران می‌کند. راکت‌های مجرادار مزایایی دارند که به آنها نسبت به نمونه‌های مشابه برتری می‌بخشد. مثلاً این موتورها از نظر شرایط نگه‌داری مشابه با موتورهای رم‌جت کلاسیک هستند و علاوه بر آن قابلیت تنظیم تراست، مشابه با موتورهای رم‌جت سوخت مایع را نیز دارند؛ با این تفاوت که شتاب و محدودهٔ عملکردی بالاتری نسبت به موتورهای رم‌جت سوخت مایع دارند. این موتورها در یک تقسیم‌بندی کلی به دو دستهٔ مولد گاز مجزا و مولد گاز پیوسته تقسیم می‌شوند.

۱-۳-۲. موتور رم‌جت با مولد گاز مجزا

در این نوع از موتورهای رم‌جت، سوخت در یک محفظهٔ جداگانه نگه‌داری می‌شود و از لحاظ ساختاری مشابه یک راکت عمل می‌کند. برای تنظیم تراست این موتورها از وابستگی نرخ سوزش سوخت جامد نسبت به فشار استفاده می‌شود؛ یعنی می‌توانیم با تغییر فشار روی گرین سوخت مولد گاز، میزان دبی گاز ورودی به محفظه و در نتیجه میزان تراست را تنظیم کنیم. در این نوع نیز مشابه سایر موتورهای رم‌راکت، پیشران بوستر قبل از شروع به‌کار

موتور رم‌جت می‌سوزد تا راکت را به‌سرعت مناسب برای کار رم‌جت برساند. در انتهای عملکرد بوستر، پیشران درون مولد گاز مشتعل و نازل بوستر به بیرون پرتاب می‌شود. پس از آن، برای شروع به‌کار موتور رم‌جت مجرای هوا باز می‌شود. با بازشدن مجرا، هوای واردشده با گاز خروجی از مولد گاز واکنش می‌دهد و احتراق در محفظهٔ احتراق ادامه پیدا می‌کند. سپس گاز داغ تولیدشده در محفظهٔ احتراق درون نازل منبسط می‌شود تا تراست مورد نیاز تأمین شود.



شکل ۱۲. راکت مجرا دار با مولد گاز مجزا

۲-۳-۲. موتور رم‌جت با مولد گاز پیوسته

در این نوع موتور، پیشرانهٔ غنی از سوخت در تماس مستقیم با دیواره‌های محفظهٔ احتراق قرار دارد. در این حالت میزان ناپایداری موتور به‌دلیل خودتنظیمی آن زیاد است [۱۴-۱۷]. در یک دسته‌بندی کلی می‌توان موتورهای رم‌جت را به‌صورت زیر تقسیم‌بندی نمود:

۱. موتور رم‌جت سوخت مایع[۱۴]
۲. موتور رم‌جت سوخت جامد با محفظهٔ مشترک با بوستر (رم‌راکت جامد)[۱۵]
۳. موتور رم‌جت ترکیب‌شده با موتور توربوجت[۱۶]
۴. موتور رم‌جت سوخت مایع ترکیب‌شده با بوستر سوخت جامد (رم‌راکت مایع)[۱۷]
۵. موتور رم‌جت با شکاف هوا (مولد گاز)[۱۸]
۶. موتور رم‌جت سوخت جامد با شکاف هوا (مولد گاز)[۱۹]
۷. موتور رم‌جت شکاف‌دار[۲۰]
۸. موتو رم‌جت مولد گاز ترکیب‌شده با بوستر[۲۱]
۹. موتو رم‌جت مولد گاز با قابلیت تنظیم دبی[۲۲]
۱۰. ترکیب موتور رم‌جت با موتور راکت[۲۳]

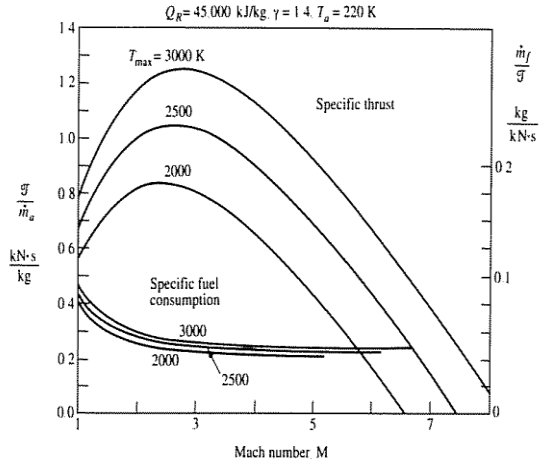
۴-۲. نمودارهای عملکردی موتورهای رم‌جت

موتورهای رم‌جت همانند سایر موتورها به تعدادی از پارامترهای پروازی و ترمودینامیکی وابسته‌اند. در ادامه دو نمودار از نحوهٔ تغییرات پارامترهای ترمودینامیکی مربوط به رم‌جت مورد بررسی قرار گرفته است. در نمودار ۱ تغییرات تراست مخصوص و مصرف سوخت ویژه در مقابل عدد ماخ مورد بررسی قرار گرفته است. در ابتدا با افزایش عدد ماخ مصرف سوخت ویژه به مقدار جزئی کاهش می‌یابد و سپس به مقداری ثابت می‌رسد. تراست مخصوص نیز با افزایش عدد ماخ در ابتدا افزایش می‌یابد و بعد از رسیدن به مقدار ماکزیمم در یک عدد ماخ مشخص شروع به کاهش می‌کند. قابل ذکر است که ماکزیمم تراست مخصوص در دمای ماکزیمم ۳۰۰۰ کلوین حاصل شده است؛ یعنی با افزایش دمای خروجی از توربین تا حد مجاز، تراست مخصوص هم افزایش می‌یابد. نمودار ۱ با استفاده از مؤلفه‌های زیر حاصل شده است:

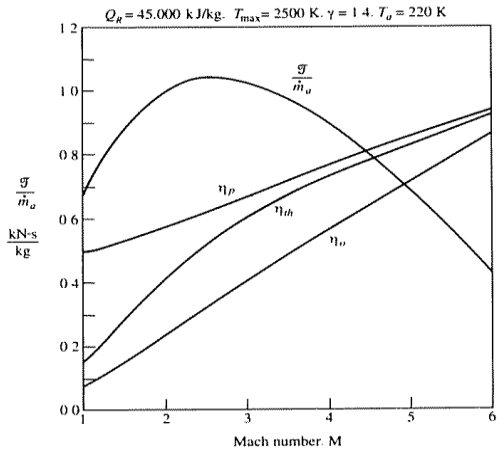
ارزش حرارتی سوخت: ۴۵۰۰۰ کیلوژول بر کیلوگرم
دمای ماکزیمم: ۳۰۰۰ کلوین
چگالی ویژه: ۱/۴
دمای محیط: ۲۲۰ کلوین

در نمودار ۲ تغییرات تراست مخصوص، بازده پیشرانشی، حرارتی و کلی موتور رم‌جت در مقابل عدد ماخ پروازی نمایش داده است. بازده کلی از ضرب دو بازده پیشرانشی و حرارتی حاصل می‌شود. هر سه بازده ذکرشده با افزایش عدد ماخ افزایش می‌یابند. در ضمن ماکزیمم تراست مخصوص در دمای ماکزیمم ۲۵۰۰ کلوین حاصل شده که ماخ آن در حدود ۲/۳ است. نمودار ۲ با توجه به پارامترهای زیر حاصل شده است:

ارزش حرارتی سوخت: ۴۵۰۰۰ کیلوژول بر کیلوگرم
دمای ماکزیمم: ۲۵۰۰ کلوین
چگالی ویژه: ۱/۴
دمای محیط: ۲۲۰ کلوین



نمودار ۱. تغییرات تراست مخصوص
و مصرف سوخت ویژه در مقابل عدد ماخ



نمودار ۲. تغییرات تراست مخصوص، بازده پیشرانشی،
حرارتی و کلی موتور رم‌جت در مقابل عدد ماخ پروازی

۵-۲. مزایا و معایب کلی موتورهای رم‌جت

در ادامه، جهت مقایسهٔ موتورهای رم‌جت با توربینی، ویژگی‌ها، مزایا و معایب این نوع موتورها به‌اجمال ارائه می‌شود. مزایای این دسته از موتورها عبارت است از:

۱. زیادبودن نسبت قدرت به وزن در سرعت‌های بالا (در رم‌جت ۳۰ و در موتورهای توربینی ۷ یا ۸ است)
۲. سادگی، سبک‌بودن، ارزان‌بودن و عدم نیاز به تعمیرات
۳. قابلیت استفاده از سوخت‌های مختلف
۴. میزان مصرف سوخت مناسب و ضربهٔ مخصوص بیشتر در سرعت‌ها و ارتفاعات بالا نسبت به موتورهای توربینی (کاهش مصرف سوخت ویژه)
۵. حداکثر دمای مجاز بالاتر نسبت به موتورهای توربینی (حدود ۲۰۰۰ درجه در مقایسه با ۱۲۰۰ درجهٔ سلسیوس)

معایب این موتورها نیز عبارت است از:

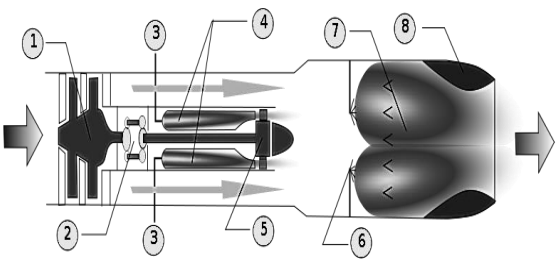
۱. عدم کارایی در سرعت صفر و نیاز به یک سیستم دیگر برای راه‌اندازی
۲. عدم تولید نیروی پیشران کافی و مصرف سوخت زیاد در سرعت‌های پایین
۳. یک دیفیوزر با قدرت تحمل بالا (به‌دلیل بالابودن سرعت برخورد هوا به آن) نیاز دارد که طراحی آن مشکل است
۴. بالارفتن بیش از حد دمای پوستهٔ موتور به‌دلیل حرکت در سرعت‌های بالا که نیاز به طراحی و مواد خاصی برای ساخت دارد
۵. تجزیهٔ محصولات احتراق در دمای بالا
۶. به‌دلیل بالابودن صدای آن، انجام تست روی آن به‌دشواری صورت می‌گیرد
۷. به‌علت نداشتن توربین نمی‌توان از آن به‌کمک شفت برای وسائل دیگر نیرو گرفت [۱۲-۱۳].

تا بدین‌جا عملکرد موتورهای رم‌جت بررسی شد، اما همان‌گونه که بیان شد این موتورها نسبت به سایر موتورهای هوازی معایبی دارند که سبب شده تلاش‌های گسترده‌ای برای رفع آنها انجام شود. این تلاش‌ها موجب ارائهٔ راه‌کارهای متفاوتی شده است. مثلاً یکی از راه‌کارهای ارائه‌شده مربوط به برطرف‌کردن عدم کارایی موتور در سرعت صفر و ثانیاً عدم تولید نیروی پیشرانهٔ کافی و مصرف سوخت زیاد در سرعت‌های پایین است. راه‌حل این موضوع همراه‌کردن یک موتور توربوجت با موتور رم‌جت بود که منتج به ساخت موتورهای توربو رم‌جت شد.

۳. موتورهای توربو رم‌جت

این نوع موتور خاص هیبریدی، ترکیبی از ویژگی‌های

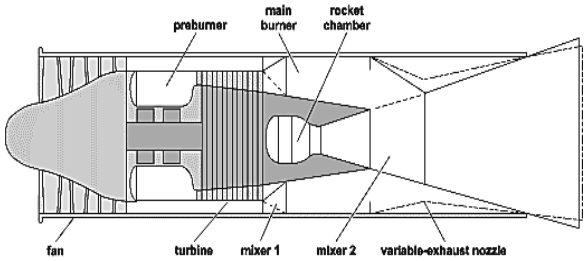
مختلف رم‌جت و توربوجت یا توربوفن است. این موتور وقتی به‌حد سرعت پروازی موتور رم‌جت می‌رسد می‌تواند در سرعت‌های کروز فراصوت بازهٔ ۵ تا ۶ ماخ، با بازدهی مناسب حرکت کند. این موتور می‌تواند به‌عنوان یک موتور جت نیز عمل کند که از این حالت برای شرایطی مثل برخاست، سرعت‌گیری، شرایط قبل از فرود و فرود، که پرنده در سرعت‌های پروازی پایین است، استفاده می‌شود. یک پارامتر متغیر در این نوع موتورها، که بعضی مواقع از آن استفاده می‌شود، همراهی این موتور با یک موتور راکت است که این توانایی را به موتور می‌دهد تا پیشرانش مورد نیاز برای حرکت تا حدود لایهٔ اتمسفر را داشته باشد. در ادامه نحوهٔ کار این موتور هیبریدی، که در شکل ۱۳ ترکیبی از موتور توربوفن و رم‌جت می‌باشد، نشان داده شده است. اجزای نمایش داده شده در شکل ۱۳ که مؤلفه‌های اصلی یک موتور توربو رم‌جت هستند به‌ترتیب عبارت‌اند از: کمپرسور، چرخ‌دندهٔ متصل به فن، مولد گاز، سوخت هیدروژن و اکسیژن موردنیاز مولد گاز، توربین، سوخت‌پاش مربوط به محفظهٔ احتراق هوای رم، محفظهٔ احتراق اصلی و نازل.



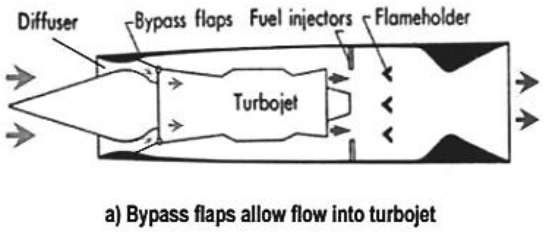
شکل ۱۳. روند ایجاد تراست در موتورهای توربو رم‌جت

برای عملکرد در سرعت‌های زیر صوت و نزدیک به صوت، در قسمت پیش‌سوز، که در میانهٔ موتور قرار گرفته است، مخلوطی از سوخت و اکسیدکننده (مثل اکسیژن مایع) با یک ترکیب مناسب، در کنار یکدیگر قرار داده شده‌اند. به محض اینکه مخلوط شعله‌ور شد، جریان گاز داغ پرفشار تولید می‌شود که با عبور از توربین منبسط می‌گردد. وظیفهٔ اصلی توربین هم چرخاندن پمپ‌های سوخت و اکسیدکننده و یک فن بزرگ است که در جلوی موتور قرار دارد. فن جلویی هوا را از کنار پیش‌سوز و توربین با یک نسبت کنارگذر خاص عبور می‌دهد و از میان یک مخلوط‌کننده وارد محفظهٔ احتراق اصلی می‌شود (جایی‌که این هوا به جریان گاز خروجی از توربین متصل می‌شود). بعد از این جریان، گاز مخلوط در طی عبور از یک نازل با مساحت خروجی متغیر شتاب می‌گیرد تا نیروی پیشرانش مورد نیاز را فراهم کند. تراست مورد نیاز را همچنین می‌توان از طریق تزریق سوخت اضافه در پیش‌سوز به‌دست آورد؛ به این صورت که وقتی جریان هوای فن با مخلوط غنی از سوخت خروجی از توربین مخلوط شد، احتراق مضاعف یا همان عملیات پس‌سوز در محفظهٔ احتراق اصلی رخ می‌دهد. در سرعت‌های پروازی خیلی بالا، باوجود هوای ورودی به موتور، که با فشار رم بالایی به آن وارد می‌شود، دیگر نیاز به کارکردن فن نخواهد بود. در واقع فن در اصطلاح پوشیده و از سیکل عملکردی خارج می‌شود و با این کار هوای رم به سیکل وارد می‌گردد. در این حالت عملیات پیشرانش از طریق احتراق هوای رم و جریان گاز خروجی از پیش‌سوز صورت می‌گیرد. برای هواپیماهایی که طراحی شده‌اند تا در بازهٔ پروازی اتمسفریک و نزدیک به اتمسفریک و در سرعت‌های بالا کار کنند، یک محفظهٔ راکت همانند شکل ۱۴ به مجموعه اضافه می‌شود که در آن نرخ احتراق اکسیدکننده و سوخت بالاتر از حالتی است که در پیش‌سوز داریم و جریان خروجی از این راکت ممکن است فقط از نازل عبور کند؛ یعنی این محفظهٔ راکت بعد از توربین قرار گرفته و جریان خروجی از آن از توربین عبور نمی‌کند [۲، ۳، ۸].

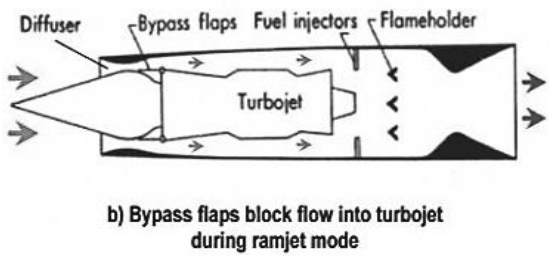
مطابق شکل‌های ۱۵ و ۱۶، در شروع پرواز و تا ماخ نزدیک به ۰/۷ همانند هواپیمای توربوجت معمولی، فقط موتور توربوجت کارمی‌کند. سپس در ماخ‌های ۰/۷ تا ۱ رم‌جت نیز شروع به‌کار می‌کند. به این‌صورت که دریچه‌های جلوی موتور، که مخصوص ورود هوا به کمپرسور توربو جت است کم‌کم بسته می‌شوند تا از ورود هوا به داخل موتور توربوجت



شکل ۱۴. اجزای موتور توربو رم‌جت [۳]



شکل ۱۵. ورود سیال به موتور توربو رم‌جت در ماخ کمتر از ۰/۷



شکل ۱۶. نحوهٔ ورود سیال به موتور توربو رم‌جت در ماخ بالاتر از ۰/۷ (حالت رم‌جت)

جلوگیری کرده و با این‌کار رم‌جت را وارد سیکل کند. اما در این بازه ماخ پروازی هنوز مقداری از نیروی پیشرانش توسط توربو جت تأمین می‌شود.

در ادامه و در سرعت‌های بالاتر از ماخ یک، بعد از بسته‌شدن کامل دریچه‌های ورودی هوا به توربوجت و خاموش‌شدن این بخش، فقط موتور رم‌جت عمل کرده و پرنده را به سرعت‌های فراصوت می‌رساند. در ضمن، در اغلب این دسته از موتورها، رم‌جت و توربوجت دارای یک دهانهٔ ورودی و یک نازل خروجی متغیر می‌باشند. موتورهای توربو رم‌جت در کل بر پایهٔ اطلاعات ارائه‌شده عمل می‌کنند. هرچند در برخی از موارد تغییراتی در این سیکل داده شده است، اما کلیات طرح تغییر چندانی نداشته‌اند. به‌دلیل ویژگی‌های خاص، از این نوع موتور برای پیشرانش برخی پرنده‌ها استفاده شده است که از جمله مهم‌ترین و موفق‌ترین آنها، اس. آر. ۷۱ امریکاست. این پرنده که در زمان خود رکوردهای پروازی بسیاری را برجای گذاشته است، از دو موتور قدرتمند توربو رم‌جت جی. ۵۸ بهره می‌برد. این موتور توسط شرکت پرت اند ویتنی[۲۴] در سال ۱۹۵۰ م برای تأمین نیازهای نیروی دریایی امریکا و برای عملکرد در ماخ تا حدود ۳ و ارتفاع ۸۰۰۰۰ پا طراحی شده است. موتور جی. ۵۸ نخستین موتور طراحی‌شده برای عملکرد با مدت زمان بیشتر در شرایط استفاده از پس‌سوز بود و اولین موتوری بود که صلاحیت پروازی تا ماخ ۳ را داشت. در جولای ۱۹۷۶ موتورهای جی. ۵۸ نیروی پیشرانش پرندهٔ اس. آر. ۷۱ را برای ثبت رکورد ارتفاع ۸۵۰۶۹ پا و رکورد جهانی سرعت ۲۱۹۳ مایل بر ساعت تأمین کرد [۶-۷]. به‌دلیل دمای بالای محیطی که موتور در آن عمل می‌کند، این موتور از سوخت جی. پی. ۷[۲۵] با فراریت کم استفاده می‌کند که به یک سیستم شیمیایی جرقه‌زن نیاز دارد. نگه‌دارندهٔ شعله سوخت جی. پی. ۷ هواپیمای اس. آر. ۷۱ از خطر جرقه‌زنی سهوی که نتیجهٔ ترکیب دمای بالای بدنهٔ هواپیما و سوخت در حین کروز با سرعت فراصوت است، جلوگیری می‌کند. پرندهٔ سیاه می‌تواند سوختی معادل بیش از ظرفیت یک تانکر سوخت جی. پی. ۷ را حمل کند. ویژگی‌های موتور جی. ۵۸ عبارت است از:

کمپرسور: نه مرحله، جریان محوری، تک‌محوره

توربین: دو مرحله، جریان محوری

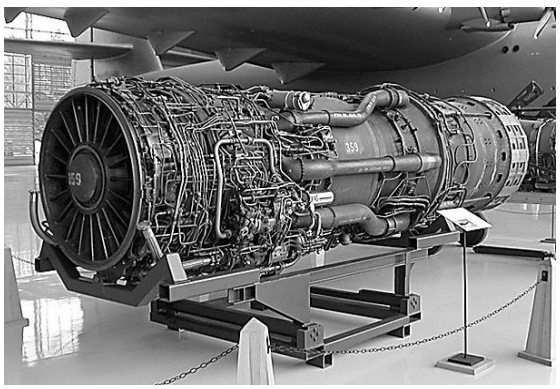
تراست: LBS ۳۲۵۰۰ با پس‌سوز
وزن: در حدود LBS ۶۰۰۰
ماکزیمم ارتفاع عملکردی: بیش از ۸۰۰۰۰ فوت

از جمله ویژگی‌های خاص این موتور دهانهٔ ورودی آن است که در ماخ‌های پروازی بالا بسیار خوب عمل می‌کند و مقدار بسیار زیادی از تراست مورد نیاز پرنده را به‌تنهایی تأمین می‌نماید. در ادامه این هواپیما و نحوهٔ عملکرد اجزای متنوع موتور آن، به‌خصوص دهانهٔ ورودی پیچیده، بررسی خواهد شد [۴-۵].

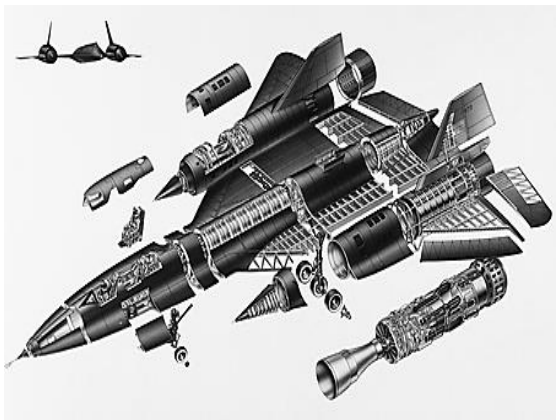
۴. مشخصات و نحوهٔ عملکرد اس. آر. ۷۱

اس. آر. ۷۱ توسط شرکت لاکهید مارتین و با کمک مهندس طراح معروف این شرکت، کلی جانسون[۲۶]، طراحی و ساخته شد. این هواپیما قدرت خود را از دو موتور جی. ۵۸ جریان محوری توربو رم‌جت با پس‌سوز تأمین می‌کند. هر کدام از این موتورها ۳۲۵۰۰ پوند تراست ایجاد می‌کنند. مطالعات نشان می‌دهد که تنها ۲۰ درصد از تمام تراست ایجادشده در عدد ماخ پروازی ۰/۳ توسط موتور پایهٔ توربوجت فراهم می‌شد و مابقی تراست مورد نیاز را دهانهٔ ورودی تأمین می‌کرد. مثلاً در ماخ پروازی ۳/۲، ۵۴ درصد درصد از نیروی پیشران مورد نیاز توسط دهانهٔ ورودی (فشارهای متفاوت بین سطوح داخلی و خارجی سنبلهٔ ورودی[۲۷])، ۱۷ درصد توسط موتور و ۲۹ درصد آن توسط اجکتور تأمین می‌شده است. همان‌گونه که قبلاً هم ذکر شد، در این حالت موتور توربوجت بیشتر همانند یک مولد گاز عمل می‌کند. تعادل تمام تراست ایجادشده با یک طراحی منحصر به‌فرد برای دهانهٔ ورودی موتور، سنبلهٔ متحرک[۲۸] در جلوی بسترهای نگه‌دارندهٔ موتور[۲۹] و نازل‌های افشاننده در خروجی صورت گرفته است که هوای فشرده‌شده در سیستم کنارگذر موتور را می‌سوزاند. سطوح کنترل ائرودینامیکی در این پرنده شامل تمام سطوح متحرک عمودی دم در بالای آشیانهٔ موتور، قسمت‌های متحرک بال هواپیما موجود در باله‌های خارجی و سکان‌های[۳۰] موجود روی لبه‌های عقبی بین نازل‌های خروجی موتور است. سرعت پروازی هواپیما ۳/۲ ماخ؛ یعنی بیشتر از ۲۰۰۰ مایل بر ساعت بود. این هواپیما می‌توانست تا بازهٔ ۲۰۰۰ مایل را بدون سوخت‌گیری طی کند و تا ارتفاع ۸۵۰۰۰ مایل بالا برود.

شکل ۱۷. اس. آر. ۷۱ معروف به پرندهٔ سیاه

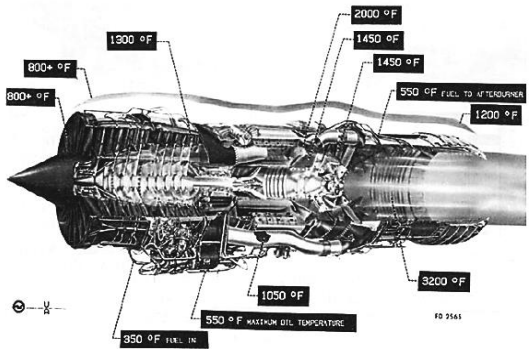


شکل ۱۸. موتور جی. ۵۸



شکل ۱۹. اجزای مختلف اس. آر. ۷۱

این هواپیما توانایی کروز به‌مدت بیش از یک ساعت با ماخ ۳ را داشت. حدود ۹۳ درصد از جنس پوسته و سازهٔ آن از تیتانیوم وآلیاژ تیتانیوم ساخته شده است تا بتواند حرارت تولیدی ناشی از پرواز تا ماخ بالاتر از ۳ را تحمل کند. در شکل ۲۰ دمای برخی از اجزای موتور و بستر نگه‌دارنده آن برحسب درجهٔ فارنهایت نمایش داده شده است.



شکل ۲۰. دمای ثبت‌شده در اجزای گوناگون موتور و بستر نگه‌دارندهٔ آن در حین کروز فراصوت

این موتور در زمان خود از فناوری بسیار بالایی برخوردار بود. در این مقاله مجال پرداختن جداگانه به هر یک از این فناوری‌ها وجود ندارد، اما به نحوهٔ عملکرد یکی از سیستم‌های بسیار کارآمد آن؛ یعنی سیستم استارت و یکی از مهم‌ترین اجزای این موتور؛ یعنی دهانهٔ ورودی آن پرداخته خواهد شد. با بررسی این دو مقوله خواهیم دید که فناوری‌های بسیار منحصر به‌فردی به‌دلیل استفاده از این نوع موتورها به‌وجود آمده است که هریک در زمان خود بی‌مانند بوده‌اند.

۴-۱. سیستم استارت

این موتور با استفاده از سیستم استارت بادی ای. جی. ۳۳۰[۳۱] به‌همراه دو موتور احتراق داخلی بیوک وایلدکت[۳۲] روشن می‌شود. پس از استارت و حرکت اولیه، جی. ۵۸ تا حدود ۳۲۰۰ دور در دقیقه سرعت می‌گیرد تا سیکل توربو جت آغاز گردد. این موتور برای دست‌یافتن به سرعت‌های بالا از نوعی ترکیب جدید سوخت جی. پی. ۷ استفاده می‌نماید که با سرعت بسیار زیاد به‌درون محفظهٔ احتراق تزریق می‌گردد تا اشتعال به‌صورت کامل انجام شود. همچنین برای تأمین سوخت و احتراق اولیهٔ سیستم پس‌سوز، از سیستم اشتعال (تماس به تماس) استفاده می‌گردد و دیگر نیازی به شمع نیست. جریان سوخت در داخل موتور به‌عنوان یک مایع خنک‌کننده، بخش‌های فرعی موتور همچون روغن هیدرولیک، نازل‌های پس‌سوز، سیستم‌های تهویهٔ هوا و حتی بخش‌هایی از بدنهٔ هواپیما که در معرض جریانات ائرودینامیکی و گرما هستند را خنک می‌کند. مادهٔ روان‌کنندهٔ اصلی موتور جی. ۵۸ نوعی گریس با پایهٔ سیلیکون است که در دمای معمولی و قبل از استارت به‌صورت جامد می‌باشد. هر موتور جی. ۵۸ با استفاده از یک مخزن نیتروژن تحت فشار با حجم ۶۰۰ سانتی‌متر مکعب می‌تواند ۱۶ مرتبه روشن و خاموش شود و حتی این نیتروژن تحت فشار می‌تواند سیستم پس‌سوز را نیز فعال نماید. این عدد و تعداد دفعات شروع و راه‌اندازی مجدد یکی از شاخص‌های نشان‌دهندهٔ میزان مقاومت جی. ۵۸ و به‌طور کلی اس. آر. ۷۱ در برابر شرایط سخت و دشوار می‌باشد [۴].

۴-۲. دهانه ورودی موتور

مشکل اصلی پرواز فراصوت با موتور هوا تنفسی مربوط به مساحت دهانهٔ ورودی است. دهانهٔ ورودی اس. آر. ۷۱ شامل جسم مرکزی نوک تیز با سنبلهٔ مخروطی است. این سنبلهٔ متحرک، در شرایط برخاست و ارتفاع‌گیری روبه جلو است و تا ارتفاع ۳۰۰۰۰ پایی در این حالت باقی می‌ماند. بعد از آن به‌محض بالارفتن سرعت، سنبلهٔ مخروطی به عقب برمی‌گردد تا میزان هوای ورودی به موتور را کنترل کند. در واقع چون ورودی‌ها در ماخ نزدیک به ۱/۶ و رژیم‌های پایین‌تر و بالاتر عمل می‌کنند، ورودی اس. آر. ۷۱ باید از یک دهانهٔ ورودی با هندسهٔ متغیر استفاده کند تا بتواند جریان را دربازه‌های مختلف عملکرد هواپیما تأمین کند. به‌محض عقب‌رفتن سنبلهٔ مخروطی درهای کنارگذر[۳۳]

دهانهٔ ورودی که در کنار بستر نگه‌دارنده قرار دارند بسته می‌شوند تا جریان هوا در موتور به مقدار درست و مورد نیاز برقرار شده، آثار بحرانی و شدید امواج شوک حاصل شده در دهانهٔ ورودی میرا شود. خود موتور توربوجت در این حالت باز هم در سرعت فروصوت عمل می‌کند. در ماخ بیشتر از ۰/۳ دهانهٔ جریان هوای ورودی را کاهش داده، سطح فشار مورد نیاز در بستر نگه‌دارنده را برقرار می‌کند، که با این‌کار موتور رو به جلو هل داده می‌شود. این حرکت به‌حدی مؤثر است که به اندازهٔ ۵۸ درصد نیروی تراست را تأمین می‌کند. در این‌حالت موتور تنها ۱۷ درصد و اجکتور (در محل دور بستر نگه‌دارنده و نزدیک پس‌سوز) هم ۲۵ درصد باقیماندهٔ نیروی تراست را فراهم می‌کنند. در موتور سعی می‌شود امواج شوک تشکیل‌شده در دهانهٔ ورودی، به هر شکل ممکن از آن خارج شود. اما در این حالت شرایطی رخ می‌دهد که به شکست ناپایدار[۳۴] معروف است و در طی آن عملکرد شدید جریان هوا داخل ورودی فراصوت، که به‌طور بارزی با پیدایش ناگهانی موج‌های ضربه‌ای و معکوس‌شدن آنی جریان همراه است را درپی خواهد داشت. این شرایط به‌حدی تند است که انحراف شدید پرنده را به‌همراه دارد. اگرچه این موضوع وجود دارد، اما موتور یک سیستم کنترلی قوی دارد که این مشکلات را به‌سرعت دریافت می‌کند و طی چند میلی‌ثانیه با دقت بسیار بالایی وضعیت سنبله را به موقعیت مناسب تغییر می‌دهد. این دقت حتی در حالتی هم که باری در حدود ۱۴ تن روی سنبله باشد وجود خواهد داشت. سرعت عملکرد هم باید بسیار بالا باشد، چون در طی این شرایط سر خلبان به‌شدت تحت تأثیر قرار می‌گیرد؛ به‌طوری‌که حتی امکان دارد کلاه خلبان ترک بردارد [۴].

۱-۲-۴. وظایف اصلی دهانهٔ ورودی موتور

ورودی‌های این موتور باید چهار نیاز را تأمین کند:

۱. جریان هوای ورودی مورد نیاز برای (موتور) در تمام رژیم‌های عملکردی از فروصوت تا فراصوت باید متناسب با جریان هوای (دهانهٔ ورودی) باشد.

۲. چون موتور توربوجت به حجم مشخصی از هوا و همچنین به جریان فروصوت در ورودی به کمپرسور نیاز دارد، دهانه باید سرعت را تا حدود ۰/۳ الی ۰/۵ ماخ در ورود به کمپرسور کاهش دهد.

۳. تا زمانی‌که سرعت هوا در کمپرسور کاهش می‌یابد، باید این هوا بیشترین فشار هوای پیوسته واردشده باشد تا جریان در کمپرسور را بالا ببرد.

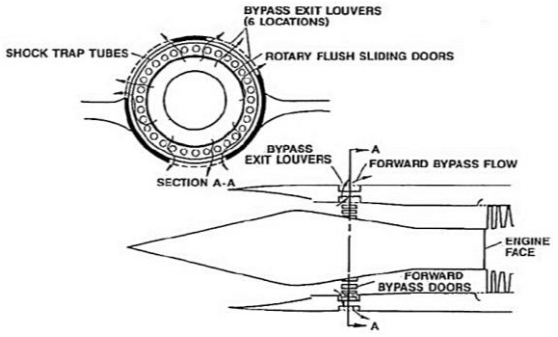
۴. آثار آنی مربوط به نوسانات خارجی مانند بادهای ناگهانی را به حداقل برساند.

دهانه‌های ورودی اس. آر. ۷۱ جزء دسته دهانه‌های متقارن محوری تراکم مخلوط قرار می‌گیرند و به این دلیل از این نوع انتخاب شدند چون بازیافت[۳۵] بالاتر فشار در سطح کمپرسور، و بازهٔ عملکردی وسیع‌تر و عملکرد بهتر در شرایط کروز با سرعت بالا را دارند. دهانه‌های ورودی تراکم مخلوط این موتور می‌توانند بازیافت فشار تا حدود بالای ۲/۲ ماخ را تأمین کنند؛ (منظور از بازیافت در واقع بازگرداندن سیستم به شرایط پایدار پس از روی‌دادن یک سری خطاها و اشکالات است). این موضوع به شرطی اتفاق می‌افتد که شوک بتواند در موقعیتی که فقط روی جریان پایین‌دست گلوگاه دهانه تأثیرگذار باشد باقی بماند؛ حتی زمانی‌که جریان هوا مغشوش باشد.

وقتی شوک در تمام مسیرها مغشوش شده باشد، دهانهٔ ورودی شروع به کار نکرده تلقی می‌شود. وقتی این موضوع اتفاق می‌افتد، شوک‌ها به سرعت خارج شده و در قسمت جلوی لبهٔ دهانه به حالت ثبات رسیده و بازیافت فشار، جریان هوا به موتور، و در نتیجه تراست کلی، وقتی اصطکاک میله بالا می‌رود، به‌صورت آنی افت می‌کنند. در ضمن نازل باید طوری طراحی شده باشد تا از شرایط استارت نشده به سرعت به حالت پایدار رسیده تا از واردشدن آسیب به موتور جلوگیری شده و، در اس. آر. ۷۱ برای این است که از (دوران بیش از حد هواپیما حول محور قائم)، نسبت به موتور استارت نشده جلوگیری شود.

۳-۴. سیستم کنارگذر هوا

یکی از اولین تجربه‌هایی که مهندسان شرکت لاکهید قبل از اس. آر. ۷۱ با آن مواجه شده بودند، تجهیزات مورد نیاز برای کانال کنارگذر مربوط به پی. ۸۰[۳۶] معروف به ستارهٔ دنباله‌دار بود. خلبان‌ها صدای گوش‌خراشی را گزارش می‌کردند که از کانال‌های ورودی به موتور در شرایط غیرکارکردی خارج می‌شد. دلیل آن نیز انباشته‌شدن هوای ورودی به کانال در طول دیوارهٔ داخلی بود، که گردابه‌های مغشوش را تولید می‌کرد و سبب ایجاد سروصدا می‌شد. راه‌حل این بود که یک خروجی بالا صفحه‌ای برای این انباشت هوا در طول دیوارهٔ داخلی کانال در نظر گرفته شود. وقتی هوا به کانال وارد می‌شد، به‌سمت بیرون؛ یعنی نزدیک بالا و پایین پوستهٔ خارجی دهانه ورودی هدایت می‌شد. در طول ساخت دهانهٔ ورودی اس. آر. ۷۱ آزمایش‌های متعددی روی آن انجام شد که در بسیاری موارد به محققان در برطرف‌کردن مشکلات و ساخت یک نمونهٔ دهانه ورودی بی‌همتا کمک‌های بسزایی کرد. مثلاً در یک آزمایش تونل باد فراصوت، وقتی جریان هوا با امواج شوکی که به داخل تونل برگشت خورده بود مسدود شد، مشاهده شد که خفگی رخ می‌دهد. این مشکل ادامه داشت تا زمانی‌که در دیواره‌های تونل شکاف‌هایی تعبیه شد تا هوا را از امواج شوک جدا کنند. با اینکار هوا در داخل تونل گیر نمی‌افتاد. اس. ار. ۷۱ شامل مقادیر متعدد و پیچیده‌ای از درهای کنارگذر و کانال‌ها بود که در شکل ۲۱ تعدادی از آنها نمایش داده شده است.



شکل ۲۱. جریان عبوری از کنارگذر اولیه (جلویی)

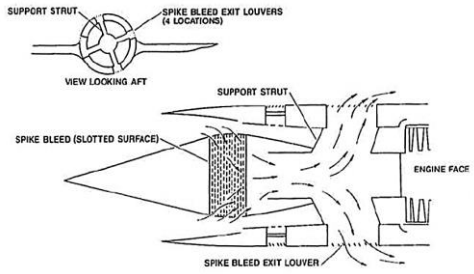
درهای کنارگذر جلویی که در شکل ۲۱ نمایش داده است، وقتی چرخ‌دنده به‌سمت پایین باشد، باز و وقتی چرخ‌دنده به عقب برگردد، بسته می‌شوند. درواقع درهای کنارگذر جلویی دسته‌ای از خروجی‌ها هستند که به‌صورت دایروی و در فاصلهٔ کمی بعد از گلوگاه دهانه قرار گرفته‌اند. موقعیت کنارگذر به‌صورت خودکار تنظیم می‌شود تا فشار ورودی را بعد از وقوع شوک کنترل کند و در واقع بتواند این شوک را در موقعیت مناسب و در نزدیک گلوگاه قرار دهد. دهانه معمولاً در حدود ماخ ۱/۶ تا ۱/۸ شروع به‌کار می‌کند؛ این موضوع سبب می‌شود تا شوک‌های نرمال از جلوی دهانه به‌سمت موقعیت نزدیک به (مکندهٔ تلهٔ شوک[۳۷]) در گلوگاه حرکت داده شوند. وقتی ماخ افزایش یافت، کنارگذر جلویی باید تنظیم شود تا شوک‌های نرمال را نزدیک به گلوگاه قرار دهد. به‌طور کلی تنظیمات به‌صورت گفته شده است؛ اما برای ماخ‌های متفاوت، رفتار دهانه و در واقع سنبلهٔ آن متفاوت است. به این‌صورت که درهای کنارگذر طوری برنامه‌ریزی شده‌اند که در ماخ ۱/۴ باز شوند تا جریان هوای اضافی گرفته شده توسط ورودی را تخلیه کنند. با شروع در ماخ ۱/۶ سنبله‌ها شروع به جمع‌شدن می‌کنند، موقعیت نقطه‌ای که در آن امواج شوک شکل گرفته را تغییر می‌دهند و متناسب با تغییر زاویهٔ شوک حرکت می‌کنند. در طی عملکرد بالاتر از ماخ ۱/۶ سنبله‌ها با سرعت تقریبی (۱ تا ۵/۸ اینچ به ازای هر ۰/۱ ماخ) شروع به عقب‌رفتن می‌کنند. نهایت جابه‌جایی سنبله در حدود ۲۶ اینچ می‌باشد. این حرکت مساحت (لولهٔ جریان دریافت‌کننده) را چیزی در حدود ۱۱۲ درصد و از مقدار ۸/۷ فوت مربع تا ۱۸/۵ فوت مربع افزایش می‌دهد. دهانهٔ ورودی در ماخ ۱/۷ و زمانی‌که شوک مسیرش را به‌سمت یک نقطهٔ پایین‌دست گلوگاه پیدا می‌کند، شروع به‌کار می‌کند. بالاتر از ماخ ۲/۲ درهای کنارگذر به‌کار گرفته می‌شوند تا به امواج شوک کمک کنند تا در موقعیت مناسب خود قرار بگیرند. هنگامی‌که شکست ناپایدار رخ می‌دهد، هر دو سنبله به‌صورت ناگهانی به جلو حرکت کرده و درهای کنارگذر جلویی باز شده تا بازیافت

رخ دهد و شرایط برای یک شروع مجدد فراهم شود. سنبله‌ها دوباره به‌سمت عقب برمی‌گردند تا شوک به موقعیت مناسب در گلوگاه ورودی بازگردانده شود. در اس. آر. ۷۱ لایهٔ مرزی (نزدیک‌ترین لایه به پوسته) دور جسم مرکزی سنبله جمع شده و با یک ورودی کشندهٔ متخلخل هدایت‌شده[۳۸] (که در شکل ۲۲ نشان داده شده است) هوا را هدایت می‌کند. درهای کنارگذر جلویی ورودی را با نیازهای موتور تطبیق می‌دهند و هوای کنارگذر را از overboard عبور می‌دهند. هوا از لوله‌های تلهٔ شوک[۳۹] که در شکل ۲۳ نمایش داده شده است، هوای توده‌شده[۴۰] را به‌سمت مسیر مکش می‌کند تا برای خنک‌کاری موتور، قبل از خارج‌شدن از میان اجکتور قرار گرفته در انتهای موتور، از آن استفاده شود. در انتهایی‌ترین نقطه، سنبله نهایت جابه‌جایی را ۲۶ اینچ در نظر می‌گیرد. در زمان مشابه، مساحت گیرنده‌های دهانهٔ ورودی[۴۱] تا ۱۱۲ درصد افزایش می‌یابند و قطر گلوگاه درنقطهٔ کمترین سطح مقطع جریان پایین‌دست تا ۵۴ درصد کاهش می‌یابد تا شوک در موقعیت مناسب قرار گیرد [۴، ۱۱].

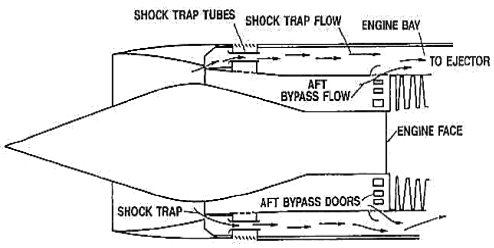
همان‌گونه که بیان شد، دهانهٔ ورودی و استارت پرندهٔ سیاه از فناوری بسیار بالایی برخوردار است که در این مقاله به آن پرداخته شد. اما عملکرد همین اجزاء وابسته به سیستم‌های بسیار پیچیدهٔ دیگر است؛ سیستم‌هایی از قبیل کنترل، سیستم هیدرولیک، نازل، اجکتور، محفظهٔ احتراق و جز این‌ها که بیان حتی کلیات آنها هم در حوصلهٔ مطلب نمی‌گنجد.

۵. نتیجه‌گیری

با توجه به مطالب ذکرشده، طراحی و ساخت یک موتور توربو رم‌جت به‌مراتب دشوارتر و پیچیده‌تر از ساخت یک موتور توربو جت و یا یک موتور رم‌جت جداگانه است. اما بازده عملکردی بالاتر این موتور ترکیبی و رسیدن به سرعت‌های فراصوت با این بازده بالا سبب شده است که برای بهبود عملکرد این موتور هیبریدی تلاش‌های گسترده‌ای طی سال‌های گذشته صورت گیرد. با توجه به این موارد، به‌طور حتم در سال‌های آتی شاهد پیشرفت‌های بسیار بیشتری در زمینهٔ موتورهای هیبریدی به‌خصوص موتور توربو رم‌جت خواهیم بود. موتوری که تمامی مؤلفه‌های عملکردی و اجزای آن همواره در زمان خود، در بالاترین سطح از فناوری قرار داشته‌اند. قابل ذکر است که بررسی سایر اجزای این موتور خالی از لطف نیست و نکات مهندسی بسیار زیادی در اجزای موتورهای توربو رم‌جت به‌خصوص موتور جی. ۸۵ پرندهٔ اس. آر. ۷۱ لحاظ شده است که دانستن هر یک از آنها برای متخصصان امر ضروری است.



شکل ۲۲. مکش هوا از طریق سنبله



شکل ۲۳. طرز حرکت هوا از لوله‌های تلهٔ شوک

۶. مآخذ

[۱] کریمی مزرعه‌شاهی، حسین، یوسف شریفی. ملاحظات پیشرانش رم‌جت در نرم‌افزار طراحی موشک‌های تاکتیکی، *سیزدهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک*، دانشگاه صنعتی اصفهان، ۱۳۸۴.

[2] Ross, H. Design and Testing of a Combustor for a turbo-ram Jet for UAV and Missle Applications, March 2003.
[3] Science &Technology, Encyclopedia, Turbo-ramjet, McGraw-Hill.
[4] SR-71 Flight Manual-By: SR-71 Official site SR-71.
[5] “America's Super-Secret Spy Plane." Popular Mechanics, June 1968, pp. 59-62, 190.
[6] Lockheed SR-71 Operations in the Far East. Oxford, UK: Osprey Publishing, 2008. ISBN 1-84603-319-5.
[7] "Lockheed's SR-71 'Blackbird' Family A-12, F-12, M-21, D-21, SR-71". Hinckley, UK: AeroFax-Midland Publishing, 2002. ISBN 1-85780-138-5.
[8] Kloesel, Kurt J., Nalin A. Ratnayake and Casie M. Clark. "A Technology Pathway for Airbreathing, Combined-Cycle, Horizontal Space Launch Through SR-71 Based Trajectory Modeling." NASA”. September 2011.
[9] Merlin, Peter W. "Design and Development of the Blackbird: Challenges and Lessons Learned". American Institute of Aeronautics and Astronautics
[10] Pratt, David T. (1994). Hypersonic Airbreathing Propulsion. AIAA Education Series.
[11] Penn State- turbo ramjet engines." personal.psu.edu. Retrieved: 14 March 2010.
[12] "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution", AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, January – February 2004.
[13] "Aérospatiale studies low-cost ramjet", Flight International, 13–19 December 1995.
[14] Hughes homes in on missile pact", Flight International, 11–17 September 1996.
[15] Procinsky, I.M., "Nozzleless Boosters for Integral-Rocket-Ramjet Missile Systems, Paper 80-1277, AIAA/SAE/ASME 16th Joint Propulsion Conference, 30 June to 2 July 1980.
[16] Zucker, Robert D.; Oscar Biblarz (2002). *Fundamentals of gas dynamics*. John Wiley and Sons. ISBN 0-471-05967-6.
[17] Rocket Propulsion Elements. Seventh Edition - GEORGE P. SUTTON.
[18] FIGURE FROM Hill and Peterson: Ramjet performance parameters vs. flight Mach number.

پی‌نوشت

1. Turbo-Ramjet
2. Pratt & Whitney J58

۳. لاکهید اس. آر. ۷۱ بلک‌برد نوعی هواپیمای شناسایی دوربرد است که نخستین فروند آن در سال ۱۹۶۴ م به پرواز درآمد و از سال ۱۹۶۶ تا ۱۹۹۸ م در خدمت نیروی هوایی ایالات متحده بود. بلک‌برد یا پرندهٔ سیاه با بیشینهٔ سرعتی بالای ۳ ماخ همچنان با اختلاف قابل توجه، رکورددار سریع‌ترین هواپیمای سرنشین‌دار تاریخ است. در مجموع ۳۲ فروند از این هواپیما ساخته شد که ۱۲ فروند آن بر اثر سوانح مختلف از دست رفت؛ اما هیچ‌یک مورد اصابت آتش دشمن قرار نگرفت. سرعت پرواز عادی این هواپیما ۳/۳ ماخ در ارتفاع ۲۴۰۰۰ متری بود. سرعت و ارتفاع پروازی بسیار بالای این هواپیما سبب می‌شد تا در مقابل هر تهدیدی چه از ناحیهٔ پدافند موشکی زمینی و چه از ناحیهٔ جنگنده‌های رهگیر دشمن ایمن باشد [ویراستار].

4. René Lorin (1877–1933)
5. René Leduc (1898–1968)
6. William Hinckley Avery (1912–2004)
7. Leduc 0.10

۸. واژهٔ رم به‌معنای با فشار واردکردن است.

9. Flame holders
10. Blockage
11. oxidizer
12. Kerosene
13. Meteor
14. LFRJ
15. SFIRR
16. ATRJ
17. LFIRR
18. ADR
19. SFDR
20. DR
21. DRIRR
22. VFDR
23. ERJ
24. Pratt & Whitney
25. JP-7

26. Clarence Leonard "Kelly" Johnson (1910 – 1990)
27. Inlet Spike
28. Movable spike
29. Nacelle
30. Elevator
31. AG330
32. Buick Wildcat V8
33. Bypass
34. Unstart
35. Yawing
36. P-80
37. Shock trap bleed
38. Porous bleed inlet
39. Shock trap tubes
40. Piled-up air
41. Inlets capture

آدرس : خیابان حافظ ، روبروی دانشگاه صنعتی امیر کبیر ، کوچه آرژانتین ، پلاک ۲
فکس :۸۸۸۰۷۰۰۸ تلفن : ۸۸۸۹۲۱۴۴ ، ۸۸۸۹۵۹۶۹