Archive of SID

دریافت مقاله: ۱۳۹۸/۰۳/۱۸
پذیرش مقاله: ۱۳۹۸/۰۹/۱۹

علمی – ترویجی

بررسی آماری پارامترهای جرمی – انرژتیکی موتورهای چندمحفظه‌ای و کلاسترشده پیشران مایع

محمد شفیعی دهج [1*]، استادیار، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه ولی عصر (عج) رفسنجان
مهیار نادری تبریزی [2]، استادیار، پژوهشگاه فضایی ایران
سید علیرضا جلالی چیمه [3]، استادیار، پژوهشگاه فضایی ایران

* نویسنده مخاطب، آدرس: رفسنجان، کدپستی: ۵۱۸

افزایش ارتفاع مداری و جرم محموله ماهواره‌برها، علاوه بر چند مرحله‌ای کردن ماهواره‌برها، نیازمند استفاده از سامانه‌های پیشرانش قویتر می‌باشد. یکی از روش‌های متداول جهت تأمین پیشرانهٔ مورد نیاز هر مرحله، چیدمان مناسب چند موتور در کنار یکدیگر است، تا بدین ترتیب نیروی پیشران لازم برای انجام ماموریت فراهم شود. هدف کلی این مقاله، ارائهٔ نتایج یک مطالعهٔ آماری صورت گرفته میان پارامترهای جرمی انرژتیکی و سیستمی ماهواره‌برها و موشک‌های کشورهایی است که از موتورهای کلاستر شده یا چندمحفظه‌ای، در سامانهٔ پیشرانش پرتابگرهای خود استفاده کرده‌اند. استخراج نمودارهای نیروی پیشران، نیروی پیشران به وزن، ایمپالس ویژه، فشار محفظهٔ این موتورها و بررسی نوع سامانه فشارگذاری مخازن، سیستم کنترل بردار پیشران و غیره، امکان مقایسهٔ پارامترهای جرمی- انرژتیکی و مشخصات سیستمی سامانه‌های پیشرانش را تسهیل می‌نماید. نتایج نشان می‌دهد که راندمان سرعت مشخصهٔ سیستم تزریق مایع-گاز برای هر دو نوع مولفهٔ پیشران کروسین و هیدروژن مایع بیشتر از سیستم تزریق مایع- مایع است که حاکی از برتری پیشران‌های قابل ذخیره در مقایسه با پیشران‌های تبریدی است. از طرف دیگر، فشار محفظهٔ موتورهای سیکل باز با پیشران قابل ذخیره بیشتر از موتورهای با پیشران‌های تبریدی می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: کلاسترینگ، ضربهٔ ویژه-موتور کلاستر شده، ماهواره‌بر، راندمان احتراق، سرعت مشخصه

Statistical Analysis of Mass-Energy Parameters of Multi-stage and Clustered Liquid Propellant Engines

Increasing the orbital height and mass of the satellites' cargo, in addition to multi-staging the satellites, requires use of stronger propulsion systems. One of the commonly used methods to provide the required thrust in each stage is proper arrangement of several engines in conjunction with each other, in order to provide the amount of propulsion needed to carry out the mission. The overall purpose of this paper is to present the results of a statistical study of massive energy and system parameters of satellites and missiles in countries that use clustered or multi-compartment engines in their propulsion system. Extracting thrusts, trust weights, specific impulse, chamber pressure of these engines, and examining the type of pressurizing system, vector control system, etc simplifies the comparison of the mass-energy parameters and system characteristics of propulsion systems. The results show that the C^* efficiency of the liquid-gas injection system for both components of the crosene and liquid hydrogen injector is higher than that of the liquid-liquid injection systems, indicating the superiority of the propellants in comparison to refractory propellants. On the other hand, the pressure of the open-cycle engine compartment with a storable propellant is more than that of engines with cryogenic propellant.

Keywords: Clustering, Specific Impulse - Clustered Engine, Satellite, Combustion Efficiency, Characteristic Speed

M. Shafiey Dehaj[1]*, Assistant Professor, Department of Engineering, Vali-e-Asr University of Rafsanjan
M. Naderi Tabrizi[2], Assistant Professor, Iranian Space Research Center
S.A. Jalali Chimeh[3], Assistant Professor, Iranian Space Research Center

*Corresponding Author, Postal Code: 518, Rafsanjan, IRAN
m.shafiey@vru.ac.ir

www.SID.ir

Archive of SID

مقدمه

یکی از مهم‌ترین پارامترهای تکنولوژیکی در طراحی ماهواره‌برها، ایمپالس ویژه و نسبت نیروی پیشران به وزن سامانهٔ پیشرانش است [۱]. ایمپالس ویژه و نسبت نیروی پیشران به وزنِ بالاتر به معنای افزایش نسبت جرمی محموله (جرم محموله به جرم پرتاب) یک ماهواره‌بر است. این دو پارامتر اغلب به عنوان معیاری از عملکرد سامانه پیشرانش شناخته می‌شوند، لذا طراحان همواره در پی بهبود این دو پارامتر هستند. بیشترین ایمپالس ویژه قابل حصول در یک سامانهٔ پیشرانش، به شدت وابسته به نوع و ترکیب پیشران است. اما، امروزه هزینه تهیه پیشران و مسایل زیست محیطی آن نیز در انتخاب نوع پیشران‌ها موثر است [۲]. به منظور دست‌یابی به پارامترهای عملکردی بالاتر، پس از انتخاب نوع و ترکیب پیشران، طراحان باید در پی طراحی سامانهٔ پیشرانشی با راندمان احتراق، فشار محفظه و وزن خشک بهینه باشند.

با وجود پیدایش نسل‌های جدیدی از سامانه‌های تولید نیروی پیشران، موتورهای سوخت مایع هم‌چنان یکی از مهمترین منابع تولید نیروی پیشران در موشک‌ها و ماشین‌های فضایی هستند. مهمترین مشخصهٔ یک جسم پرنده نظیر موشک، سرعت نهایی پرواز است که در موشک‌های بالستیک تعیین‌کنندهٔ برد پرواز می‌باشد [۳]. سرعت نهایی جسم پرنده، بهترین تابع هدف برای بهینه‌یابی پارامترهای موتور است. انتخاب پارامترهای بهینه موتورهای سوخت مایع تنها با در نظر گرفتن اثرات عملکردی موتور بر جسم پرنده امکان‌پذیر است [۴]. پارامترهای ضربهٔ ویژه و نسبت جرم به نیروی پیشران به ترتیب شاخص‌های برتری انرژیکی و جرمی موتورهای سوخت مایع می‌باشد. با توجه به تأثیر متقابل دو شاخص یاد شده بر یکدیگر و بر پارامترهای موشک، می‌بایست از معیار مناسب‌تری بهره جست. به‌صورتی‌که افزایش این معیار، سرعت نهایی مورد نیاز جسم پرنده را در حداقل جرم اولیه تأمین کند [۵]. همچنین، با استفاده از این معیار باید بتوان تکنولوژی پایش سلامت را که یکی از فناوری‌های کلیدی برای بهبود و افزایش قابلیت اطمینان و ایمنی فعلی موتورهای موشک و برای توسعهٔ نسل جدید موشک‌های قابل استفاده مجدد می‌باشد، را مورد بررسی قرار داد [۶]. از آنجاکه موشک‌های سوخت مایع جایگاه ویژه‌ای در برنامه‌های فضایی و تحقیقاتی کشورهای جهان دارند، برای یک طراح و تحلیلگر این نوع سیستم‌ها بسیار مهم است که ابتدا بدانند راندمان عملکرد یک سیستم موتور سوخت مایع چقدر است و سپس با تحلیل نتایج و تعیین نقاط ضعف و قوت آن را اصلاح نماید. در پژوهش قنبری و همکاران [۷]، دو راندمان برای موتور سوخت مایعRD-253 ارائه کردند.

با توجه به آنچه بیان شد، انرژی پیشران و طراحی راکت دو فاکتور مهم و تأثیرگذار بر کارآیی آن می‌باشد [۹-۸]. استفاده از پیشران‌های تبریدی به دلیل مشکلات تکنولوژیکی، پیچیدگی موتور را زیاد می‌کند و به تبع آن قابلیت اطمینان مجموعه پایین می‌آید. از طرفی، به علت بالا بودن ضربهٔ ویژهٔ این پیشران‌ها، استفاده از آنها جذاب خواهد بود. به علت تفاوت چگالی این پیشران‌ها نسبت به پیشران‌های غیر تبریدی استفاده از این پیشران در شرایط مشابه نیازمند حجم کمتری پیشران می‌باشد. بنابراین، استفاده از این پیشران‌ها در مراحل اول و دوم از نظر سیستمی مناسب‌تر است. در حالت کلی موتورهای سیکل باز، خروجی‌های مولد گاز را از طریق اگزوز به خارج از موتور منتقل می‌کند که کمی مومنتوم نیز از این طریق برای سیستم کسب می‌شود. اما، موتورهای سیکل بسته برای احتراق کامل به سمت محفظهٔ احتراق هدایت می‌شوند تا انرژی شیمیایی را به جنبشی تبدیل نمایند.

با توجه به مطالب عنوان شده یکی از پارامترهای کارآیی پیشران، سرعت خروجی گازهای احتراقی می‌باشد. دیگر پارامتر کارآیی ضربه ویژه پیشران است. بنابراین، برای طراحی ساختار یک راکت یک مشکل مهندسی وجود دارد که چه راه موفقیت‌آمیزی وجود دارد که بتوان بیشترین بارگذاری و در عین حال هم کمترین وزن مرده را داشت (ابزارها، پیشران‌ها و فضاپیما). بنابراین، انتخاب یک پیشران مناسب اولین قدم در راه رسیدن به این هدف می‌باشد. برای روشن شدن موضوع، در ادامه به بررسی بیشتر تأثیر نوع پیشران بر سه پارامتر راندمان احتراق، فشار محفظه و وزن خشک موتورهای پیشران مایع پرداخته خواهد شد، تا در نهایت بتوان با مقایسه پارامترهای جرمی- انرژتیکی موتورهای کلاستر شده ماهواره‌برها بر حسب نوع پیشران به جمع‌بندی مناسبی دست پیدا کرد. بنابراین، با توجه به اینکه دست‌یابی به نیروهای پیشران بالاتر برای انجام مأموریت‌های با انرژی بیشتر در مسیر توسعه صنعت هوافضا کشور لازم می‌باشد. در این مقاله سعی شده است که به بررسی پارامترهای جرمی-انرژتیکی موتورهای پیشران مایع بر حسب نوع پیشران پرداخته شود، تا در انتها بتوان با توجه به این پارامترها، موتورهای چندمحفظه‌ای یا کلاستر شده پیشران مایع را با یکدیگر مقایسه نمود.

راندمان احتراق موتورهای پیشران مایع

راندمان احتراق موتورهای پیشران مایع به شدت تابع خواص فیزیکی- شیمیایی پیشران و نحوهٔ پاشش انژکتورها است [۱۰].

www.SID.ir

Archive of SID

معیار سنجش این پارامتر، سرعت مشخصه موتور است که عبارت است از:

$$c^* = \frac{P_0}{\dot{m}.A_t}. \qquad (۱)$$

گرچه رابطه فوق حاکی از تأثیر پارامترهای مختلفی نظیر فشار محفظه (P_0)، مساحت گلوگاه (A_t) و دبی جرمی ($\dot{m}$) بر سرعت مشخصه(C^*) است اما همانگونه که در رابطه زیر مشهود است، سرعت مشخصهٔ موتور تنها به مشخصات طراحی محفظهٔ احتراق و نوع پیشران بستگی دارد [۱۱]. به عبارتی دیگر، سرعت مشخصه تابعی از پارامترهایی نظیر دمای محفظهٔ احتراق (T)، ثابت جهانی گاز (R) محصولات، جرم مولکولی محصولات (M) و نسبت گرمای ویژه (γ) است و اساساً مستقل از مشخصات نازل می‌باشد (رابطه ۲). بنابراین، غالباً از این پارامتر، به عنوان معیار مناسبی جهت سنجش راندمان احتراق موتورها استفاده می‌شود [۱۲].

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma RT}}{\gamma\sqrt{[2/(\gamma+1)]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}} \qquad (۲)$$

در عمل برای تخمین میزان کامل بودن عمل احتراق (مقایسهٔ انرژی آزاد شده در حالت ایده‌آل به حالت واقعی)، از پارامتر راندمان سرعت مشخصه که نسبت c^* واقعی به c^* ایده‌ال است، استفاده می‌شود [۱۳]. مقدار این پارامتر معمولاً بین ۹۲ تا ۹۹/۵ درصد می‌باشد. در جدول **۱** نتایج یک بررسی آماری برای راندمان احتراق تعدادی موتور پیشران مایع آورده شده است.

جدول (۱): مقایسه راندمان سرعت مشخصه [۱۳].

Engine	*Injection Mode*	*Propellant Combination*	*C Efficiency*
F-1	*Liquid + Liquid*	*LOX+RP-1*	*0.943*
YF-20B	*Liquid + Liquid*	*UDMH+N_2O_4*	*0.965*
RD-170	*Gas + Liquid*	*LOX +Kerosene*	*0.97*
SSME	*Gas + Liquid*	*LOX+H_2*	*0.99*

با توجه به جدول **۱** می‌توان دریافت که راندمان سرعت مشخصهٔ سیستم تزریق مایع–گاز برای هر دو نوع مولفهٔ پیشران کروسین و هیدروژنِ مایع بیشتر از سیستم تزریق مایع– مایع است. همچنین، برتری نسبی راندمان پیشران‌های قابل نگهداری (*N2O4+UDMH*) بر پیشران «اکسیژن مایع+کروسین» قابل نتیجه‌گیری است. بنابراین، تلاش در زمینهٔ بهبود راندمان احتراق موتورهای تزریق مایع– مایع کاملاً ضروری به نظر می‌رسد.

فشار محفظه و نیروی پیشران به وزن موتورهای پیشران مایع

با توجه به رابطهٔ سالکوفسکی (رابطهٔ ۳)، اهمیت کاهش جرم خشک سامانهٔ پیشرانش و تأثیر آن بر جرم محمولهٔ قابل حمل مشخص است. این پارامتر غالباً به صورت نسبت نیروی پیشران به وزن ارزیابی می‌شود. برای افزایش این نسبت، از یک طرف می‌توان وزن خشک موتور را با استفاده از مواد دارای استحکام به وزن بالا، نظیر آلیاژهایی از تیتانیوم، آلومینیوم، بریلیم و منیزیم و حتی مواد مرکب کاهش داد [۱۴]. اما راه دیگر، افزایش نیروی پیشران موتور است. برای افزایش نیروی پیشران و ایمپالس ویژه (یک موتور در شرایط ثابت) باید فشار محفظهٔ احتراق را افزایش دهیم. اما این امر ممکن است، سبب افت نسبت نیروی پیشران به وزن موتور شود. از این‌رو، طراحان همواره بین ملاحظات فشاری و وزنی موتور، حالت بهینه را انتخاب می‌کنند. با این وجود، روند تاریخی پیشرفت موتورها حاکی از بهبود فشار محفظه موتورها می‌باشد. زیرا، با افزایش فشار محفظهٔ احتراق پارامترهای انرژتیکی موتور افزایش خواهد یافت.

$$\Delta v = v_e \, ln\frac{m_0}{m_1} \qquad (۳)$$

در رابطه فوق، m_0: جرم اولیه، m_1: جرم ثانویه، v_e: سرعت خروجی و Δv: میزان اختلاف سرعت می باشد.

نتایج

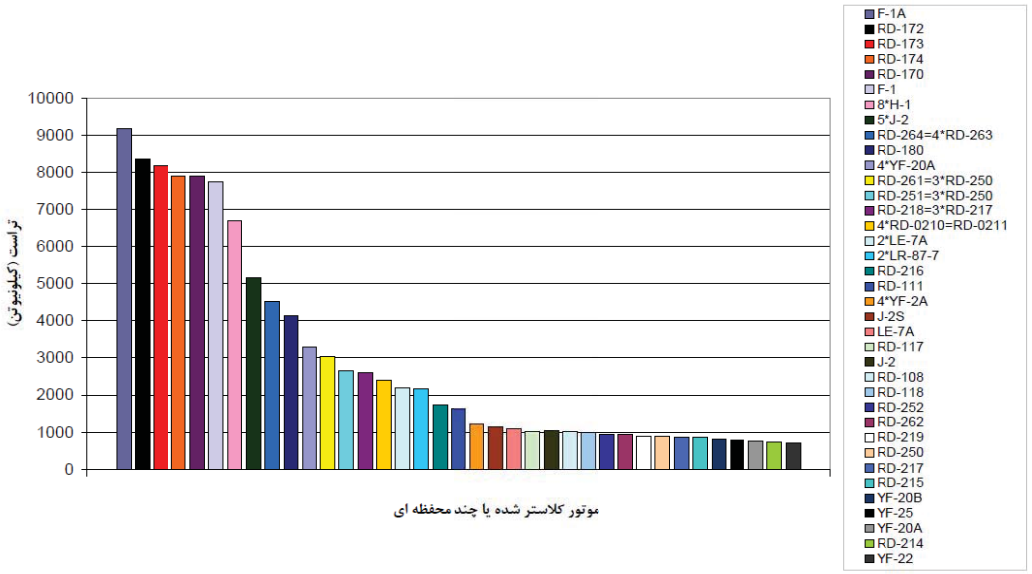
دست‌یابی به نیروهای پیشران بالاتر برای انجام مأموریت‌های با انرژی بیشتر در مسیر توسعهٔ صنعت هوافضای کشور امری ضروری است. در این مقاله سعی شده است که به بررسی پارامترهای جرمی–انرژتیکی موتورهای پیشران مایع بر حسب نوع پیشران (جدول **۲**) پرداخته شود، تا در انتها بتوان با توجه به این پارامترها، موتورهای چندمحفظه‌ای یا کلاستر شده پیشران مایع را با یکدیگر مقایسه نمود. در شکل **۱** تعدادی از موتورهای چندمحفظه‌ای و کلاسترشدهٔ مرحلهٔ اول و دوم ماهواره‌برهای دنیا مورد مطالعه قرار گرفته‌اند و بر حسب نیروی پیشران مرتب شده‌اند [۱۵].

www.SID.ir

Archive of SID

جدول (۲): مشخصات موتورهای مورد بررسی [۱۵].

موتور	مرحله	پیشران	موتور	مرحله	پیشران
RD-170	1	LOX / RG-1	RD-262	2	N2O4/UDMH
RD-172	1	Lox/Kerosene	RD-219	2	Nitric acid/UDMH
RD-173	1	Lox/Kerosene	RD-250	1	N2O4/UDMH
RD-174	1	Lox/Kerosene	RD-217	1	Nitric acid/UDMH
RD-180	1	LOx/Kerosene	RD-215	1	Nitric acid/UDMH
RD-261	1	N2O4/UDMH	F-1A	-	LOx/Kerosene
RD-251	1	N2O4/UDMH	F-1	1	LOX / RP-1
RD-214	1	Nitric acid/Kerosene	H-1	2	LOx/Kerosene
Rd-264	1	N2O4/UDMH	J-2	2	LOx/LH2
RD-218	1	Nitric acid/UDMH	YF-20A	-	N2O4/UDMH
Rd-210	1	Nitric acid/Kerosene	LE-7A	1	LOx/LH2
Rd-216	1	Nitric acid/UDMH	LR-87-7	-	N2O4/Aerozine-50
RD-111	1	LOx/Kerosene	YF-2A	-	Nitric acid/UDMH
Rd-117	1	Lox/Kerosene	J-2s	2	Lox/LH2.
Rd-118	1	Lox/Kerosene	YF-25	-	N2O4/UDMH
Rd-108	1	Lox/Kerosene.	YF-22	-	N2O4/UDMH
RD-252	2	N2O4/UDMH	YF-20B	-	N2O4/UDMH



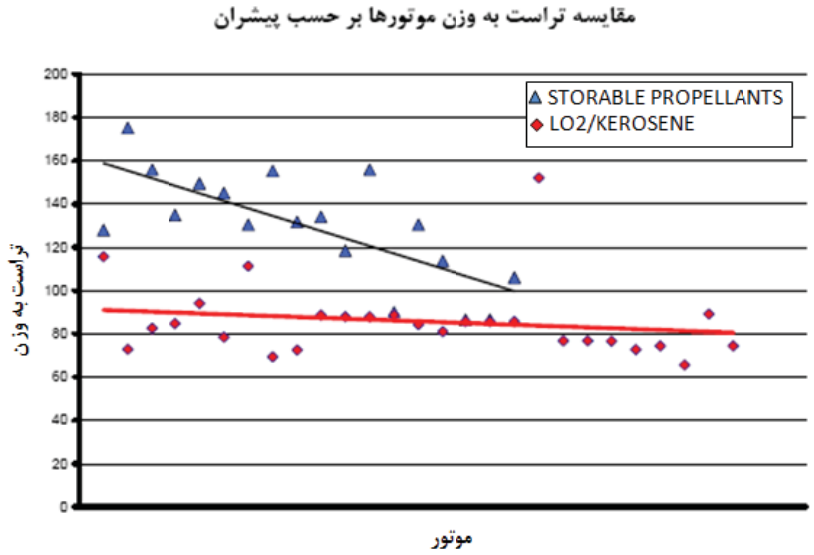
شکل (۱): محدوده نیروی پیشران موتورهای مورد بررسی [۱۵].

با توجه به شکل **۲**، نمودار نیروی پیشران به وزن موتورهای مورد بررسی (مرحلهٔ اول و دوم)، حاکی از برتری پیشران‌های قابل ذخیره در مقایسه با پیشران‌های تبریدی است. از طرف دیگر با توجه به شکل **۳**، برتری ۲۵ درصدی فشار محفظهٔ موتورهای سیکل باز با پیشران قابل ذخیره بر پیشران‌های تبریدی مشخص است. بنابراین، تلاش در زمینهٔ بهبود راندمان احتراق پیشران‌های قابل نگهداری (خصوصاً ترکیباتی نظیر N_2O_4+UDMH) در افزایش نسبت جرمی محمولهٔ قابل حمل تأثیر بسزایی خواهد داشت. اما نکتهٔ حائز اهمیت همانا برتری ضربهٔ ویژه موتورهای با پیشران تبریدی است که همین امر طراح را در انتخاب نوع پیشران دچار تردید می‌کند (شکل **۴**). در انتها برخی از مشخصات سیستمی این موتورها، نظیر سامانهٔ فشارگذاری مخازن و نوع سامانه کنترل بردار نیروی پیشران موتورهای مورد مطالعه، بررسی شده است تا مشخصات سیستمی سامانهٔ پیشرانش این ماهواره‌برها نیز بصورت کیفی با یکدیگر مقایسه شده باشند. به عنوان نمونه، در شکل‌های **۵** و **۶** مشخص است که سهم عمدهٔ ماهواره‌برهای مورد مطالعه (۴۳ درصد)، از موتورهای ورنیه[1] جهت کنترل بردار نیروی پیشران بهره می‌گیرند و ۴۰ درصد موتورها از گازهای خروجی مولد گاز جهت فشارگذاری مخازن استفاده می‌کنند.

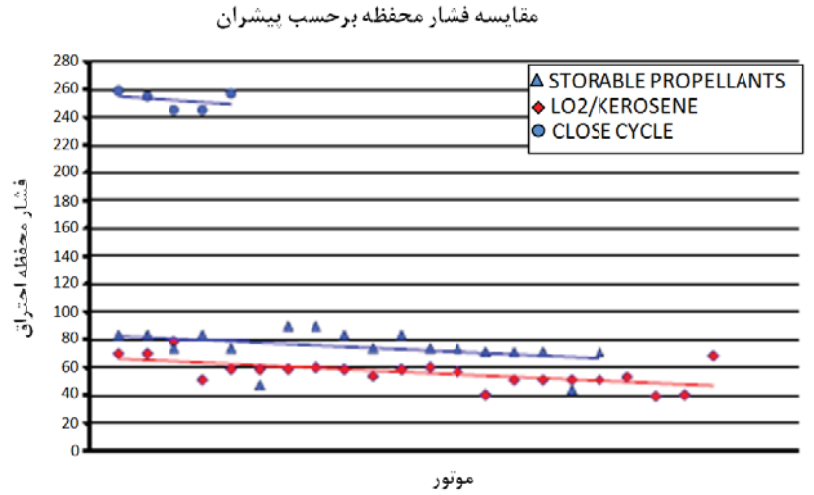
1. Vernier Thruster

www.SID.ir

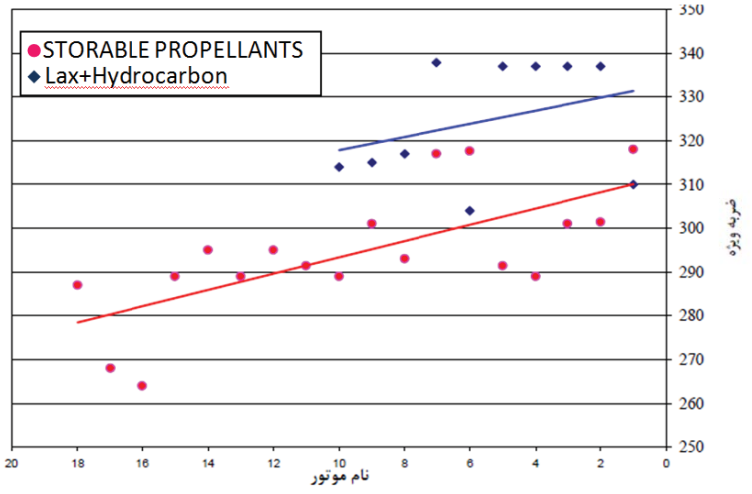
Archive of SID



شکل (۲): محدوده نیروی پیشران به وزن موتورها به تفکیک پیشران.



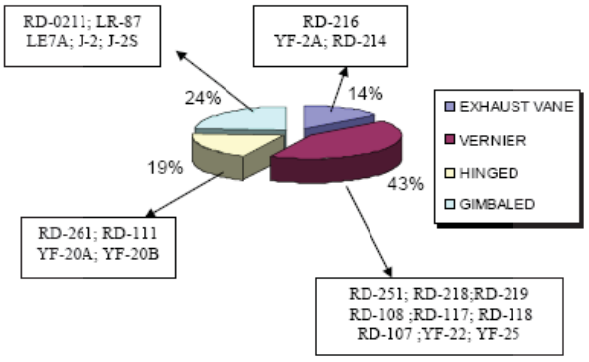
شکل (۳): محدوده فشار محفظه موتورها به تفکیک پیشران.



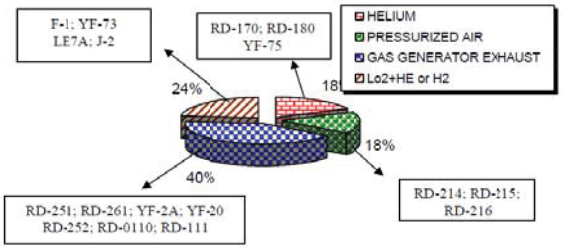
شکل (۴): محدوده ضربه ویژه موتورها به تفکیک پیشران.

www.SID.ir

Archive of SID



شکل (۵): سامانه کنترل بردار نیروی پیشران موتورهای مورد بررسی.



شکل (۶): سامانه فشارگذاری مخازن موتورهای مورد بررسی.

جمع بندی

در این مقاله به بررسی پارامترهای جرمی–انرژتیکی موتورهای پیشران مایع بر حسب نوع پیشران پرداخته شد و با توجه به این پارامترها، موتورهای چندمحفظه‌ای یا کلاستر شده پیشران مایع با یکدیگر مقایسه شد. با توجه به بررسی های انجام شده و نمودار نیروی پیشران به وزن موتورهای مورد بررسی، پیشران‌های قابل ذخیره در مقایسه با پیشران‌های تبریدی برتری قابل ملاحظه‌ای در این زمینه دارند. همچنین، فشار محفظهٔ موتورهای سیکل باز با پیشران قابل ذخیره نسبت به پیشران‌های تبریدی بالاتر می‌باشد. بنابراین، بایستی راندمان احتراق پیشران‌های قابل ذخیره افزایش یابد تا نسبت جرمی محمولهٔ قابل حمل را بتوان بهبود داد. همچنین، ضربهٔ ویژه موتورهای با پیشران تبریدی نسبت به پیشران های قابل ذخیره، بالاتر می باشد که همین امر طراحان را در انتخاب نوع پیشران بهینه دچار تردید می‌کند. علاوه‌براین، نتایج نشان داد که حدود ۴۰ درصد موتورهای مورد بررسی از سامانهٔ فشارگذاری مولد گاز استفاده می‌کند. نتایج نشان داد که راندمان سرعت مشخصهٔ سیستم تزریق مایع–گاز برای هر دو نوع مؤلفهٔ پیشران کروسین و هیدروژنِ مایع بیشتر از سیستم تزریق مایع–مایع است و حاکی از برتری پیشران‌های قابل ذخیره در مقایسه با پیشران‌های تبریدی است. از طرف دیگر، فشار محفظهٔ موتورهای سیکل باز با پیشران قابل ذخیره بیشتر از موتورهای با پیشران‌های تبریدی می‌باشد.

مراجع

[1] Amiri, N. and Eatedali, S., "Investigation on Liquid Propellant Engines and Turbopumps", *The 1st Conference of Mechanical and Mechtronic Engineering*, Shahre kord, Iran, 1395.

[2] Wilkinson, J. and Watt, D., "Review of Demilitarization and Disposal Techniques for Munitions and Related Materials", *MSIAC/NATO/PfP*, 2006.

[3] Miller, P.L., "Fluid Jet Evolution and Application for the Demilitarization of Ordnance", *The 6th NDIA Global Demilitarization Symposium, Ma,* 1998.

[4] Linshu, H., *Ballistic Missiles and Launch Vehicles Design*, Beijing Aerospace University, China, 2002.

[5] Force, J.A., "Test and Evaluation Guideline for Liquid Rocket Engines", *Joint Army Navy NASA Air Force Liquid Propulsion Subcommittee Test Practices and Standard Panel*, *USA*, 2011.

[6] Wu, J., "Liquid-Propellant Rocket Engines Health-Monitoring—aSurvey", *ActaAstronautica*, Vol. 56, No. 3, pp. 347-356, 2005.

[7] Ghanbari, S., Karimian, A., and Hashemipour, A.A., "A Simple Say to Calculate the Performance and Energy Efficiency of a Liquid Rocket Engine Turbopumps", *Scientific J. Energetic Materials*, Vol. 7, No. 2, pp 51-60, 2011 (In Persian).

[8] Tokaty, G.A., "Soviet Rocket Technology", *Tech. and Culture,* Vol. 4, No. 4, pp. 515-528, 1963.

[9] Nagy, E. "Soviet Rocket and Rocket Engines", *NTRS Reports*, 1967.

[10] Mattingly, J.D., *Elements of Propulsion: GasTurbines and Rockets*, AIAA Education Series, 2006.

[11] Pingxin, H. and Ningchang Z., "Technical Issues Related to Propulsion Systems for Launch Vehicles", *J. Propulsion and Power*, Vol.14, No.5, pp. 117-129, 1998.

[12] Huzel, D.K., *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engines*, AmericanInstitute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

[13] Sutton, G.P, *History of Liquid Propellant Rocket Engines*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[14] Isakowitz, S.J., Hopkins, JR.J.P., and Hopkins, J.B., *International Reference Guideto Space Launch Systems*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.

[15] Available, [on line]: http:// www.astronautix.com/

www.SID.ir