



## پاسهوک

حذف سیستم تغذیه توربو پمپ و تقویت سیستم تحت فشار

(موتورهای پیشران مایع)

علی خورشیدی جلالی [ali1756ava@gmail.com](mailto:ali1756ava@gmail.com)

### مقدمه

اکثر برنامه های نظامی - فضایی و تحقیقاتی کشورهای جهان همراه با تکامل و پیشرفت موشکهای پیشران مایع بوده است. ولذا می بینیم که هم اکنون بودجه های کلانی صرف تحقیق و توسعه این موشکها شده است. و نتایج مهمتر و استراتژیک از آن کشورهایی شده که پایه تحقیقات رابریستر تفکرو پژوهش های دانشمندان خود قرار داده اند. برای طراحان این صنعت مهم است که بدانند سیستم موتورهای پیشران مایع با چه راندمان عملکردی و هدررفت انرژی روبروست سپس با تحلیل و تعیین نقاط ضعف نسبت به ارتقاء سیستم تصمیم بگیرند.

### چکیده

در این مقاله براساس قانون پاسکال جهت حصول نیروی بیشتر از فشار مایعات محصور (بالا بر هیدرولیکی) بایک مکانیسم ساده میتوان مولفه هارا با اعمال فشار توسط این سیستم به جای توربو پمپ به داخل محفظه احتراق راند از آنجا که خود توربو پمپ و متعلقات آن مانند محفظه های احتراق فرعی - خطوط لوله مربوطه و توربین و..... باعث اتلاف انرژی میشوند حذف شده که افزایش راندمان عملکرد و انرژی موتور رادری خواهد داشت.

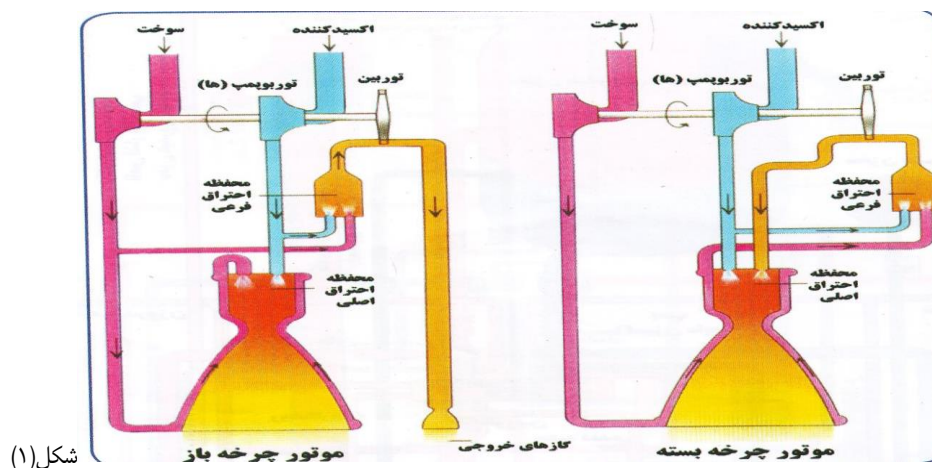
در ابتدا ی مبحث با توجه به دسترسی اطلاعات و اعداد و ارقام موجود از موتورهای RD-253 روسی و HM\_7B فرانسه نتایج حاصل از راندمان انرژی بررسی و همین نتایج در چارچوب موضوع اصلی این مقاله (قانون پاسکال) گنجانده خواهد شد تا اینکه تفاوت حاصله بدست آید. به طور کلی موضوع این مقاله از دو نوع موتورهای پیشران مایع ۱- با سیستم توبوپمپ ۲ سیستم تحت فشار گاز نوع سومی بوده شبیه سیستم تحت فشار گاز با این تفاوت که فشار بالا دستی با استفاده از فشار مایعات محصور به جای گاز است

امید که این پروژه جهت دانش طراحی و تقویت عملکرد موشکهای پیشران مایع موثر بوده و دستیابی به تکنولوژی طراحی و بهینه سازی این گونه موتورها بومی شود.

## مباحث تئوری

الف) موتورهای پیشران مایع باسیستم توربو پمپ

هم اکنون اکثر موتورهای پیشران مایع از طریق سیستم توربوپمپ تغذیه میشوند شکل (۱) (نمایی ساده از یک موتور پیشران مایع با تغذیه توربوپمپ را نشان می دهد).



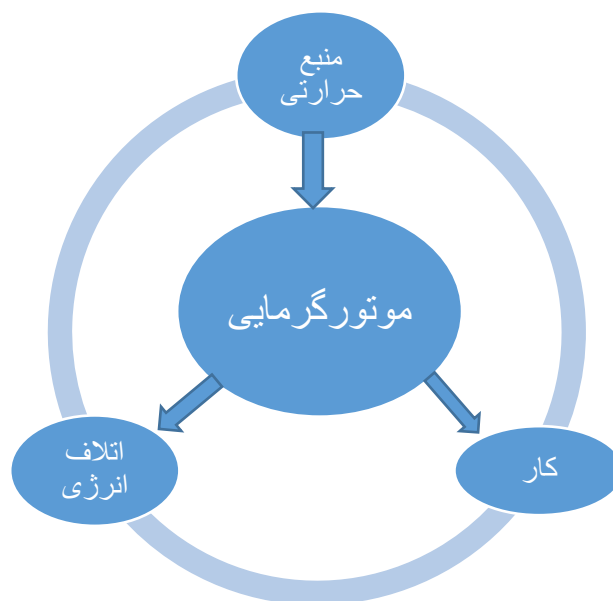
قسمتهای اصلی یک موتور پیشران مایع عبارتند از: محفظه احتراق-توربین- پمپها- شیرآلات (کنترلی و غیر کنترلی) انژکتورها (سیستم پاشش) کارگیت ها (سیستم خنک کاری) - استارترو.....

چرخه کاری ساده عملکرد این موتورها بدین ترتیب است که با شروع کار در موتورهای پیشران مایعی که وظیفه تولید نیروی پیشران اصلی را برای موشک دارند سامانه تغذیه که توربو پمپ بخش اصلی آن است مایعات داخل مخازن رامکیده و با فشار بالا روانه محفظه احتراق میکند. سوخت و اکسید کننده پس از پاشش توسط انژکتورها باهم واکنش نشان داده و محصولات داغ با فشار بالا تولید میکنند که این محصولات هنگام خروج از موتور توسط یک شیپوره همگرا- واگرانیروی تراست را ایجاد میکنند.

توان لازم برای چرخاندن توربوپمپ از طریق احتراق سوخت و اکسید کننده در مولد گاز و هدایت گازهای حاصله به طرف توربین تامین میشود .

قسمتهای متحرک یک موتور و بخشهایی که باعث اتلاف انرژی میشوند عبارتند از: توربین، پمپها، شیرها، خطوط، لوله- انژکتورها- شیپوره و.....

بر اساس قانون دوم ترمودینامیک موتور موشک مثل یک موتور گرمایی عمل میکند (نمای شماتیک ۲) منبع حرارتی موتور موشک همان انرژی شیمیایی سوخت و اکسید کننده است و کار همان نیروی پیشرانیش یا تراست می باشد.



هدف عمده در سیر تکاملی و اصلاح موتورهای پیشران مایع غیراز تغییر، اصلاح و بهینه سازی مؤلفه های سوخت و اکسید کننده بالا بردن راندمان عملکرد موتور می باشد. که این افزایش راندمان معمولاً در شرایط یکسان در افزایش برد یا افزایش وزن سرچنگی موشک آشکار میشود.

ب) موتورهای پیشران مایع باسیستم تحت فشار گاز

موشک پیشران مایع ممکن است به جای استفاده از پمپ با استفاده از گازهای پرفشار، سوخت و اکسید کننده را به محفظه احتراق برساند. این گازها می توانند نیتروژن یا دیگر گازها باشند که تحت فشار زیاد ذخیره می شوند.

از معایب این سیستم یکی اینکه قدرت ایجاد فشار محدود دارد. (حداکثر ۲۰ بار) و دیگر اینکه در این شیوه مایعات داخل مخازن موج و متلاطم میشوند. همچنین کاربرد این نوع موتورها محدود به طبقات فوقانی و خارج جو می باشد.

محاسبات و تحلیل نتایج (موتورهای فعلی)

باتوجه به موجودبودن اطلاعات و اعداد لازم، موتور RD-253 انتخاب شده است. ساخته شده در شرکت انرگومش روسیه و در مراحل اولیه موشکهای پروتون استفاده شده است (شکل ۳) نمونه ای از این موتور است.



شکل ۳

اولین پرواز در سال ۱۹۶۵ و هم اکنون نیز در حال تولید است. در جدول شماره (۴) مشخصات این موتور آورده شده است.

285s	ضربه ویژه SL	15Mpa	فشار محفظه احتراق	N2O4	اکسیدایزر
۷۴	بازده توربین %	۶۹	بازده پمپ سوخت %	UDMH	سوخت
25490hp	توان توربین	۶۸	بازده پمپ اکسیدایزر %	1670KN	تراست موتور VAC
0/07Mpa	فشار خروجی نازل	8850hp	توان محور پمپ سوخت	1500KN	تراست SL
		16150hp	توان محور پمپ اکسیدایزر	1431mm	قطر خروجی نازل
		316s	ضربه ویژه vac	528kg/s	دبی جرمی پیشرانه

جدول (۴)

با استفاده از اطلاعات موجود قصد داریم راندمان انرژی این موتور را محاسبه کنیم .

برای محاسبه راندمان انرژی به این پارامترها نیاز داریم.

- مقدار گرمای احتراق:؟

-دبی جرمی پیشرانه (جدول ۴) 528 kg/s

-نیروی پرتاب واقعی (۴) 1500 kn

سرعت واقعی گازهای خروجی از نازل:  $V=?$   $T_{real}=m_e v_e$

$$T=1500kn \quad m=528kg/s \quad \underline{v=2840/91m/s}$$

نرخ زمانی انرژی جنبشی مفید واقعی (همان توان تولیدی واقعی)

$$Q=\frac{1}{2}mv^2 \quad \underline{Q= 2130681/818kw}$$

-دبی جرمی فرمولی پیشرانه (مجموع سوخت و اکسید کننده): 220/08 kg/s

نسبت دبی جرمی واقعی به فرمولی:  $528 \div 220/08=2/399$

توان آزاد شد: 1476991/84

توان آزاد شده در مدت زمان کارکرد موتور:

$$1476991/84 \times 2/399 = \underline{3543491/873 kw}$$

نرخ آزاد سازی انرژی از نازل موتور به ازاء دبی ۵۲۸ کیلوگرم بر ثانیه (جدول ۴) از پیشرانه خروجی برابر  $3543491/873kw$  خواهد بود. این میزان همان مقدار گرمای احتراق  $Q$  میباشد.

از تقسیم توان تولیدی واقعی بر میزان گرمای واکنش می توان راندمان انرژی موشک را که یک پارامتر ترمودینامیکی است؛ بدست آورد.

$$2130681/818 \div 3543491/873 \times 100 = \underline{60/1\%}$$

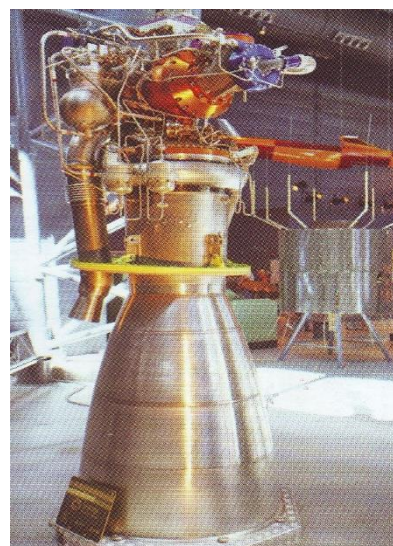
بنابراین توان تلف شده برابر است با:

$$3543491/873 - 2130681/818 = \underline{1.412.810/055 kw}$$

اتلاف انرژی در محصولات خروجی تقریباً امری اجتناب ناپذیر است اما اتلاف انرژی در قطعات مکانیکی و مجموعه توربین، پمپها، خطوط اتصال، شیرآلات و... که در حدود ۵۰٪ کل اتلافها را شامل میشود؛ قابل اصلاح، تغییر، و کنترل است.

همچنین موتور HM-7B فرانسه شکل (۵) این موتور پیشران مایع کرایوژنیک (سوخت و اکسیدایزر تحت دما و فشار معمولی حالت گازی دارند اما تحت دماهای بسیار پایین و فشار بسیار بالا به صورت مایع درمی آیند) چرخه باز برای اولین بار در دسامبر ۱۹۷۹ در پرتابگر فضایی آریان به عنوان مرحله سوم به کار گرفته شد. و در موشکهای آرین ۳ و ۴ نیز مورد استفاده قرار گرفته است.

شکل ۵



در جدول (۶) مشخصات این موتور آورده شده است .

جدول ۶

4710kpa	فشار پمپ اکسیدایزر	اکسیژن مایع	اکسیدایزر
442/4s	ضربه ویژه	هیدروژن مایع	سوخت
2/6kpa	فشار خروجی نازل	1000mm	قطر خروجی نازل
410kw	توان توربو پمپ	3350kpa	فشار محفظه احتراق
		4400kpa	فشار پمپ سوخت

گرچه از این موتور فرانسوی اطلاعات کمتری در دسترس میباشد، اما با مقایسه ی همین پارامترها به خوبی پی به هدررفت انرژی در مجموعه توربین، محفظه احتراق فرعی، پمپها و خطوط انتقال می بریم. از جمله فشار تولید شده ی

پمپها در مسیر انتقال به محفظه احتراق اصلی به طرز محسوسی کاهش یافته و متوجه می شویم قریب به 27% کاهش توان فقط در همین مسیر است .

نسبت فشار محفظه ی احتراق به میانگین فشار پمپها درصد

$$\text{راندمان عملکرد پمپها} \quad \frac{3350}{4555} \times 100 = 73/54$$

ج) سیستم تحت فشار پاسبوک (موضوع این مقاله) {قوانین پاسکال+ هوک}

در این سیستم به جای گازها، مایعات تحت فشار (قانون پاسکال) مولفه هارا تحت فشار گذاشته و به سمت محفظه احتراق میراند. (طرح شماره ۷)

جهت رسیدن به میزان فشار مورد نیاز بالادست مولفه هابا توجه به موجود بودن این اطلاعات و داده ها معکوس عمل می کنیم، یعنی از خروجی ها استفاده کرده به ورودی ها خواهیم رسید. و در پایان تحلیل و مقایسه خواهیم داشت.

## قانون پاسکال

الف (RD-253) به عنوان نمونه یکی از مولفه هارا انتخاب می کنیم.

در جدول (۴) توان پمپ سوخت  $77172N=8850hp$  با طرح مسئله زیر می خواهیم به تولید این مقدار نیرو با استفاده از قانون پاسکال برسیم.

$$F = f \frac{A}{a} \quad \text{صرف نظرا از جرم پیستونها} \quad 314cm^3 = a \quad \text{سطح مقطع پیستون کوچک}$$

$$5024cm^3 = A \quad \text{سطح مقطع پیستون بزرگ}$$

$$77172 = f \left( \frac{5024}{314} \right) \quad \text{نیروی وارد بر پیستون کوچک} \quad N = ?$$

$$f = 4823N \quad \text{نیروی حاصل از پیستون بزرگ} \quad 77172N =$$

نتیجه ی معادله: واضح است که برای تولید نیروی نهایی پمپ سوخت به نیروی  $482Kpa=4823N$  نیاز است. با کنار گذاشتن پمپ سوخت چگونه به این نیرو برسیم؟

$$F=kx \quad \text{نیروی کشسانی فنر (قانون هوک)}$$

$$4823n = k(l_2 - l_1) \quad \text{باتخمین اندازه ی فرضی فنر به این نتیجه می رسیم.}$$

$$4823 = k \times 2 \text{ m} \quad l_1 = 3\text{m} \quad l_2 = 1\text{m}$$

$$K = 2411 \text{ n/m} \quad \text{ثابت فنر} \quad X = 2\text{m}$$

تحلیل نتایج یا خروجیها

- ۱- خنک کاری گازهای داغ محفظه پیش احتراق (آب در ویکنگ ۶ فرانسه) به طور کامل حذف می شود.
  - ۲- نیازی به تامین فشار گاز بالادستی مخازن نیست و همچنین خنک کاری آنها.
  - ۳- در این مکانیزم (سیستم تحت فشار) به هیچ وجه مایعات داخل مخازن موج و متلاطم نمیشوند. پس نیازی به گازهای احتراقی تامین فشار یا مخزن گاز فشرده هلیوم (HM-7) نیست .
  - ۳- پس سوزش یا هدر رفت چرخه بسته و باز اصلاح میشود.
  - ۴- قریب ۲ تا ۴ درصد از مؤلفه ها در محفظه (ها) پیش احتراق جهت تامین توربو پمپ می شود که در این طرح اصلاح گردیده و به افزایش ایمپالس کل منجر می شود .
  - ۵- گاهی دور چرخش بسیار بالای توربین باعث پدیده خفگی در جریان می شود (SSME-RS25 شاتل فضایی که نیاز به پمپ کمکی قبل از پمپ اصلی می شود) در این پروژه مرتفع می شود .
  - ۶- سامانه تطابق (رگولاسیون) فقط در مسیر محفظه احتراق اصلی نیاز است .
- یکی از مزایای مهم این طرح این است که از تقسیم بندی مذکور خارج شده و به نوعی همتراز چرخه بسته میباشد .  
یا اینکه می توان گفت مزایای هر دو نوع را داراست . (هم سادگی چرخه باز هم مزیت های چرخه بسته)

مراجع:

- ماهنامه صنایع هوا فضا شماره های ۳۷ و ۷۸

- تحقیق و توسعه مواد پر انرژی شماره ۱۴ سال ۹۰

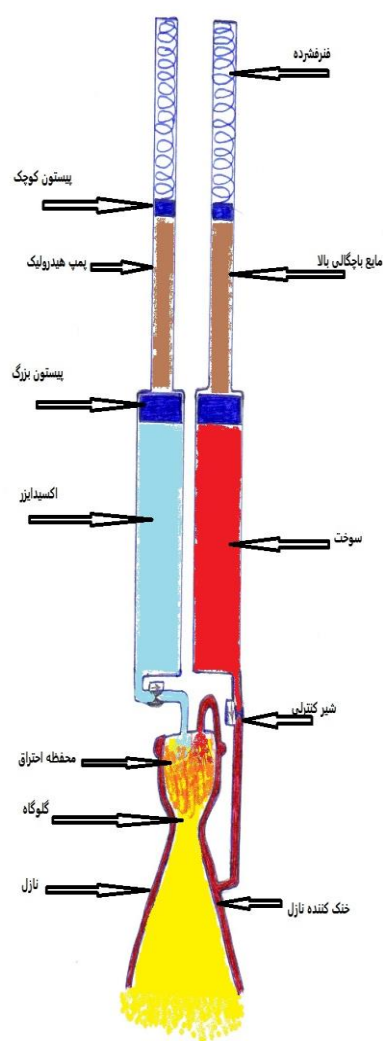


چنانچه بخواهیم به توان بالاتری نسبت به توربوپمپ

دست یابیم با اندک تغییر و افزایش در شکل پمپ مایعات تحت فشار یا مکانیسم محفظه فربه نتایج مورد نظر خواهیم رسید. ولی چنانچه همین مقدار که براساس توربوپمپ تعریف شده را بخواهیم، با توجه به حذف یا اصلاح عوامل هدررفت انرژی که در بند (الف) ذکر شده، باز هم راندمان عملکرد و راندمان انرژی افزایش خواهد یافت.

باید در نظر گرفت که هم اکنون موتورهای سیکل بسته راندمان به موتورهای سیکل باز نسل برتر موتورهای پیشران مایع می دانند از آن جهت که در آنها

انرژی دبی کم بازده خروجی از توربین در محفظه اصلی بازیابی شده، سطح ضربه ویژه موتور به میزان قابل توجهی افزایش می یابد.



طرح شماره ۷

## Abstract

In this study, based on Pascal's law to attain the force more than surrounded liquids in hydraulic elevators, can push components into combustion chamber instead of turbo pump by using a simple mechanism and pressure imposition. Since turbo pump and its accessories like sub combustion chamber – pipe lines, and turbine and so on that cause energy waste are deleted, it results in performance output as well as motor energetic increase. At the beginning of the discussion, because of information and statistics availability for Russian RD-253 and French HM-7B motors, the results of energetic output were investigated and are the main topic of his paper (Pascal's law) to obtain the difference.

In general, the topic of this study includes two types of propellant motors which are: 1- motors with turbo pump, 2- systems under the gas pressure. The third one is like type two and the difference is that upper stream pressure is obtained using the pressure of surrounded liquids instead of the pressure of gas.