Archive of SID

حذف سیستم تغذیه توربو پمپ وتقویت سیستم تحت فشار (موتورهای پیشران مایع)

علی خورشیدی جلالی

ali1756ava@gmail.com

چکیده

در این مقاله براساس قانون پاسکال جهت حصول نیروی بیشترازفشار مایعات محصور(بالابرهیدرولیکی)بایک مکانیسم ساده میتوان مولفه هاراباعمال فشارتوسط این سیستم به جای توربو پمپ به داخل محفظه احتراق راند ازآنجا که خود توربوپمپ ومتعلقات آن مانند محفظه های احتراق فرعی -خطوط لوله مربوطه وتوربین و.....باعث اتلاف انرژی میشوندحذف شده که افزایش راندمان عملکرد وانرژتیک موتور رادرپی خواهد داشت .

درابتدا ی مبحث باتوجه به دردسترس بودن اطلاعات واعداد وارقام موجود از موتورهای RD-253روسی وHM_7Bفرانسه نتایج حاصل از راندمان انرژتیکی بررسی وهمین نتایج درچارچوب موضوع اصلی این مقاله (قانون پاسکال)گنجانده خواهد شدتا اینکه تفاوت حاصله بدست آید .به طور کلی موضوع این مقاله ازدونوع موتورهای پیشران مایع۱-باسیستم توبوپمپ۲سیستم تحت فشار گاز نوع سومی بوده شبیه سیستم تحت فشار گاز بااین تفاوت که فشار بالا دستی با استفاده از فشار مایعات محصور به جای گاز است

امید که این پروژه جهت دانش طراحی وتقویت عملکرد موشکهای پیشران مایع موثر بوده ودستیابی به تکنولوژی طراحی وبهینه سازی این گونه موتورها بومی شود.

واژه های کلیدی: پاسکال؛سیستم تحت فشار؛پیشران مایع؛توربوپمپ؛راندمان انرژتیک

۱.مقدمه

اکثربرنامه های نظامی –فضایی وتحقیقاتی کشورهای جهان همراه با تکامل وپیشرفت موشکهای پیشران مایع بوده و بودجه های کلانی صرف تحقیق وتوسعه این موشکها شده است .

نتایج مهمتر واستراتژیک از آن کشورهایی شده که پایه تحقیقات رابربستر تفکروپژوهش های دانشمندان خود قرارداده اند .برای طراحان این صنعت مهم است که بدانندسیستم موتورهای پیشران مایع با چه راندمان عملکردی وهدررفت انرژی روبروست سپس با تحلیل وتعیین نقاط ضعف نسبت به ارتقاء سیستم تصمیم بگیرند .

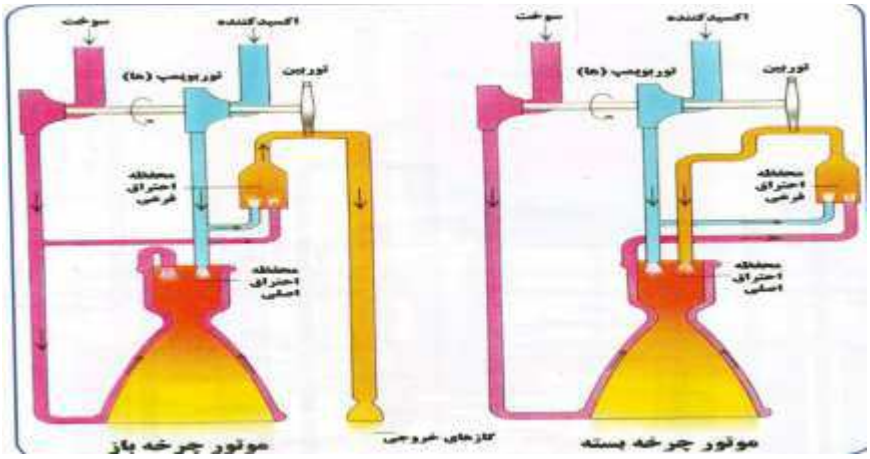
۲.مباحث تئوری

الف)موتورهای پیشران مایع باسیستم توربو پمپ

هم اکنون اکثر موتورهای پیشران مایع ازطریق سیستم توربوپمپ تغذیه میشوند شکل(۱)نمایی ساده ازیک موتور پیشران مایع با تغذیه توربوپمپ رانشان می دهد.[۶و۷]

www.SID.ir

Archive of SID



شکل(۱)

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

چرخه کاری ساده عملکرد این موتورها بدین ترتیب است که با شروع کاردر موتورهای پیشران مایعی که وظیفه تولید نیروی پیشران اصلی رابرای موشک دارند سامانه تغذیه که توربو پمپ بخش اصلی آن است مایعات داخل مخازن رامکیده وبافشار بالاروانه محفظه احتراق میکند .سوخت واکسید کننده پس ازپاشش توسط انژکتورها باهم واکنش نشان داده ومحصولات داغ بافشاربالا تولیدمیکنندکه این محصولات هنگام خروج ازموتوروتوسط یک شیپوره همگرا-واگرانیروی تراست را ایجادمیکنند[۱]

توان لازم برای چرخاندن توربوپمپ ازطریق احتراق سوخت واکسید کننده در مولد گاز وهدایت گازهای حاصله به طرف توربین تامین میشود .[۲]

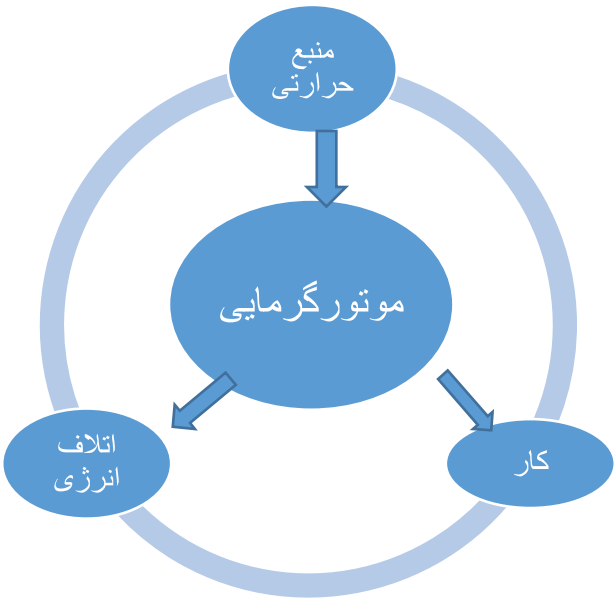
قسمتهای متحرک یک موتور وبخشهایی که باعث اتلاف انرژی میشوند عبارتند از :توربین ،پمپها، شیرها، خطوط ،لوله-انژکتورها-شیپوره و.....

براساس قانون دوم ترمودینامیک موتور موشک مثل یک موتور گرمایی عمل میکند(نمای شماتیک۲)منبع حرارتی موتور موشک همان انرژی شیمیایی سوخت واکسید کننده است وکار همان نیروی پیشرانش یا تراست می باشد.

www.SID.ir

Archive of SID

شکل۲



هدف عمده در سیر تکاملی واصلاح موتورهای پیشران مایع غیراز تغییر ،اصلاح وبهینه سازی مؤلفه های سوخت واکسید کننده بالا بردن راندمان عملکرد موتور می باشد.که این افزایش راندمان معمولا در شرایط یکسان در افزایش برد یا افزایش وزن سرجنگی 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 واکسید کننده را به محفظه احتراق برساند .این گازها می توانند نیتروژن یا دیگرگازها باشند که تحت فشار زیاد ذخیره می شوند.

ازمعایب این سیستم یکی اینکه قدرت ایجادفشار محدود دارد .(حداکثر ۲۰ بار)ودیگر اینکه در این شیوه مایعات داخل مخازن مواج ومتلاطم میشوند .همچنین کاربرد این نوع موتورها محدود به طبقات فوقانی وخارج جو می باشد [۵]

محاسبات وتحلیل نتایج (موتورهای فعلی)

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

www.SID.ir

Archive of SID

شکل۳

اولین پرواز درسال۱۹۶۵وهم اکنون نیزدر حال تولید است.درجدول شماره(۴)مشخصات این موتور آورده شده است.[۳]

اکسیدایزر	N2O4	فشارمحفظه احتراق	15Mpa	ضربه ویژهSL	285s
سوخت	UDMH	بازده پمپ سوخت٪	۶۹	بازده توربین٪	۷۴
تراست موتورVAC	1670KN	بازده پمپ اکسیدایزر٪	۶۸	توان توربین	25490hp
تراست SL	1500KN	توان محور پمپ سوخت	8850hp	فشارخروجی نازل	0/07Mpa
قطرخروجی نازل	1431mm	توان محورپمپ اکسیدایزر	16150hp		
دبی جرمی پیشرانه	528kg/s	ضربه ویژهvac	316s		

جدول (۴)

بااستفاده از اطلاعات موجود قصد داریم راندمان انرژتیکی این موتوررامحاسبه کنیم .[۲و۴]

برای محاسبه راندمان انرژتیک به این پارامترها نیاز داریم.

www.SID.ir

Archive of SID

-مقدار گرمای احتراق:؟

-دبی جرمی پیشرانه (جدول ۴)528 kg/s

-نیروی پرتاب واقعی(۴) 1500 kn

سرعت واقعی گازهای خروجی از نازل:?=V Treal=m_e v_e

T=1500kn m=528kg/s v=2840/91m/s

نرخ زمانی انرژی جنبشی مفیدواقعی(همان توان تولیدی واقعی)

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

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

نسبت دبی جرمی واقعی به فرمولی:528 ÷ 220/08=2/399

توان آزاد شد:1476991/84

توان آزادشده درمدت زمان کارکرد موتور:

1476991/84 x 2/399 = 3543491/873 kw

نرخ آزاد سازی انرژی ازنازل موتور به ازاءدبی ۵۲۸کیلوگرم برثانیه (جدول۴)ازپیشرانه خروجی برابر 3543491/873kw خواهد بود .این میزان همان مقدار گرمای احتراق Qمیباشد.

از تقسیم توان تولیدی واقعی برمیزان گرمای واکنش می توان راندمان انرژتیکی موتور موشک را که یک پارامتر ترمودینامیکی است ؛بدست آ ورد.

2130681/818 ÷ 3543491/873 x100=60/1%

بنابراین توان تلف شده برابر است با:

3543491/873 - 2130681/818 = 1.412.810/055 kw

اتلاف انرژی در محصولات خروجی تقریباًامری اجتناب ناپذیر است اما اتلاف انرژی در قطعات مکانیکی ومجموعه توربین ،پمپها ،خطوط اتصال،شیرآلات و....که درحدود ۵۰٪کل اتلافهاراشامل میشود ؛قابل اصلاح ،تغییر،وکنترل است .

همچنین موتورHM-7Bفرانسه شکل(۵) این موتورپیشران مایع کرایوژنیک (سوخت واکسیدایزرتحت دما وفشارمعمولی حالت گازی دارنداماتحت دماهای بسیارپایین وفشاربسیاربالابه صورت مایع درمی آیند)چرخه باز برای اولین بار در دسامبر۱۹۷۹درپرتابگرفضایی آریان به عنوان مرحله سوم به کار گرفته شد.ودرموشکهای آرین۳و۴نیزمورداستفاده قرارگرفته است.[۵]

www.SID.ir

Archive of SID

شکل ۵

درجدول (۶)مشخصات این موتور آورده شده است .

جدول ۶

اکسیدایزر	اکسیژن مایع	فشارپمپ اکسیدایزر	4710kpa
سوخت	هیدروژن مایع	ضربه ویژه	442/4s
قطرخروجی نازل	1000mm	فشارخروجی نازل	2/6kpa
فشارمحفظه احتراق	3350kpa	توان توربوپمپ	410kw
فشارپمپ سوخت	4400kpa		

گرچه ازاین موتور فرانسوی اطلاعات کمتری دردسترس میباشد ،اما بامقایسه ی همین پارامترها به خوبی پی به هدررفت انرژی درمجموعه توربین ،محفظه احتراق فرعی ،پمپها وخطوط انتقال می بریم.ازجمله فشار تولید شده ی پمپها درمسیرانتقال به محفظه احتراق اصلی به طرز محسوسی کاهش یافته ومتوجه می شویم قریب به ٪27 کاهش توان فقط در همین مسیر است .[۶و۷]

نسبت فشار محفظه ی احتراق به میانگین فشارپمپها درصد

راندمان عملکرد پمپها $\frac{3350}{4555}$ X100= ۷۳/۵۴

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

www.SID.ir

Archive of SID

دراین سیستم به جای گازها ،مایعات تحت فشار(قانون پاسکال)مولفه هارا تحت فشار گذاشته وبه سمت محفظه احتراق میراند.(طرح شماره۷)

جهت رسیدن به میزان فشار مورد نیازبالادست مؤلفه هاباتوجه به موجودبودن این اطلاعات وداده ها معکوس عمل می کنیم ،یعنی از خروجی ها استفاده کرده به ورودی ها خواهیم رسید.ودرپایان تحلیل ومقایسه خواهیم داشت.

قانون پاسکال

الف(RD-253)به عنوان نمونه یکی از مؤلفه هاراانتخاب می کنیم.

درجدول (۴)توان پمپ سوخت 77172N=8850hpبا طرح مسئله زیر می خواهیم به تولیداین مقدار نیروبااستفاده ازقانون پاسکال برسیم.

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

سطح مقطع پیستون بزرگ$5024cm^3$=A

نیروی وارد برپیستون کوچک ؟= N $77172=f\left(\frac{5024}{314}\right)$

نیروی حاصل از پیستون بزرگ = 77172N f=4823N

نتیجه ی معادله:واضح است که برای تولیدنیروی نهایی پمپ سوخت به نیروی 482Kpa=4823N نیاز است.باکنارگذاشتن پمپ سوخت چگونه به این نیرو برسیم؟

نیروی کشسانی فنر (قانون هوک) F=kx

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

l_2=1m l_1=3m $4823=k \times ۲\ m$

X=2m K=2411n/mثابت فنر

تحلیل نتایج یاخروجی‌ها

www.SID.ir

Archive of SID

۱-خنک کاری گازهای داغ محفظه پیش احتراق (آب در ویکینگ۶فرانسه)به طور کامل حذف می شود.

۲-نیازی به تامین فشار گاز بالادستی مخازن نیست وهمچنین خنک کاری آنها.

۳-در این مکانیزم (سیستم تحت فشار)به هیچ وجه مایعات داخل مخازن مواج ومتلاطم نمیشوند .پس نیازی به گازهای احتراقی تامین فشار یامخزن گاز فشرده هلیوم(HM-7)نیست .

۳-پس سوزش یا هدر رفت چرخه بسته وباز اصلاح میشود.

۴-قریب ۲تا ۴درصد از مؤلفه ها در محفظه (ها)پیش احتراق جهت تامین توربو پمپ می شود که در این طرح اصلا ح گردیده وبه افزایش ایمپالس کل منجر می شود .

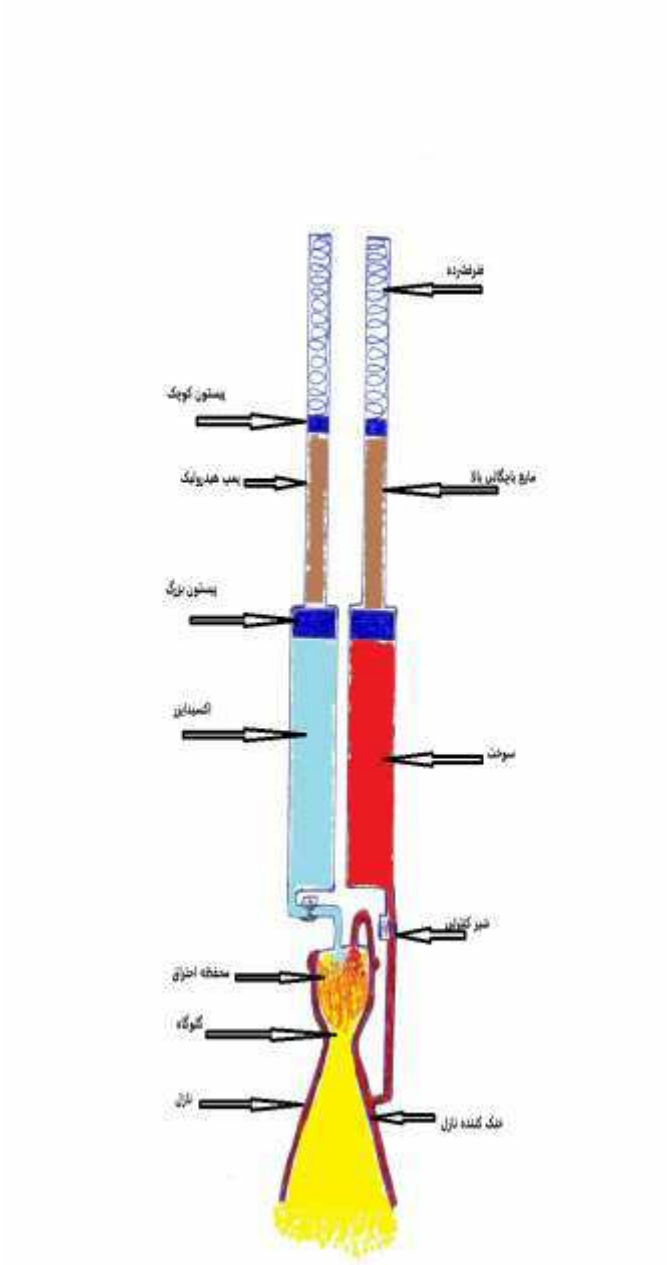
۵-گاهی دور چرخش بسیار بالای توربین باعث پدیده خفگی در جریان می شود(SSME-RS25 شاتل فضایی که نیاز به پمپ کمکی قبل از پمپ اصلی می شود)دراین پروژه مرتفع می شود .

۶-سامانه تطابق (رگولاسیون)فقط در مسیر محفظه احتراق اصلی نیاز است .

یکی از مزایای مهم این طرح این است که ازتقسیم بندی مذکور خارج شده وبه نوعی همتراز چرخه بسته میباشد .یااینکه می توان گفت مزایای هر دونوع را داراست .(هم سادگی چرخه باز هم مزیتهای چرخه بسته)

www.SID.ir

Archive of SID



طرح شماره ۷

چنانچه بخواهیم به توان بالاتری نسبت به توربوپمپ

دست یابیم با اندک تغییر وافزایش در شکل پمپ مایعات تحت فشار یامکانیسم محفظه فنربه نتایج مورد نظر خواهیم رسید. ولی چنانچه همین مقدارکه براساس توربوپمپ تعریف شده را بخواهیم ،باتوجه به حذف یااصلاح عوامل هدررفت انرژی که دربند (الف)ذکر شده، بازهم راندمان عملکرد وراندمان انرژتیک افزایش خواهد یافت.

باید درنظر گرفت که هم اکنون موتورهای سیکل بسته رانسبت به موتورهای سیکل بازنسل برتر موتورهای پیشران مایع می دانندازآن جهت که در آنها

انرژی دبیِ کم بازده خروجی ازتوربین درمحفظه اصلی بازیابی شده ،سطح ضربه ویژه موتور به میزان قابل توجهی افزایش می یابد.

www.SID.ir

Archive of SID

علائم واختصارات

Me:دبی جرمی پیشرانه خروجی ازنازل موشک(kg/s)

T real:نیروی پرتاب واقعی (N)

Ve:سرعت گازهای خروجی ازنازل موشک(m/s)

Qe:انرژی خارج شده ازنازل(W)

M:جرم مولکولی گازهای خروجی (kg/kmol)

مراجع:

[1].mattingly,J.D.,"Elements of Propulsion:Gas Turbines and Rockets",AIAA education series,pp.213,2006.

[2].sutton,G.P,.Biblarz,O, "Rocket Propultion Elements", Wiley-Interscience Puplication,7th ed.,2001.

[3]. http://www.astronautix.com/engines/rd253.htm.

[۴]- قنبری پاکدهی،شهرام.پارامترهای لازم درانتخاب پیشرانه مایع وانتخاب مناسبترین گروه سوخت مایع برای استفاده در موشکهای میانبرد ودوربرد،موارد ویژه دکترا،دانشگاه تهران،۱۳۸۰.

[۵]-ماهنامه صنایع هوا فضا شماره های ۳۷و۷۸

[6]www.cnes.fr

[7]www.astronautix.com

www.SID.ir

Archive of SID

Removal of Turbo Pump feeding system and strengthening of pressure system

ali khorshidi jalali

ali1756ava@gmail.com

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-253and 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 he pressure of gas.

www.SID.ir