

# Optimization of Schematic and Parameters of Staged Combustion Launch Vehicle Liquid Engines

D. Ramesh<sup>1</sup>, S. Khodadadiyan<sup>2\*</sup> and H. Karimi<sup>3</sup>

1, 3. Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology,  
2. Department of Mechanical Engineering, Hamedan University

\*Postal Code: 6517838695. Hamedan, IRAN

\*[Skhodadadiyan@gmail.com](mailto:Skhodadadiyan@gmail.com)

*The purpose of this paper is to present a genetic algorithm (as a software) to optimize engine main parameters through the application of "genetic algorithm" and also introduced the new and modified thermodynamic cycles with analysing their performance. This software objective function is to achieve the highest and optimum level of 'final velocity'. In this study, the strategy of using fuel booster turbopump and 2nd stage fuel pump is followed primarily to moderate the effect of cavitation on pumps. Although the use of booster pumps increase the weight, arise pumps' rpm and possibility to reduce the tanks pressure came with a decrease in weight of propulsion system. The developed software is applied to Russian RD-180 engine in construction of propulsion system of first stage of ATLAS IIIB LV, and experimental results have been demonstrating the improvement of engine performance which results from a multi-variable sensitivity study on a staged-combustion engine will be highlighted. This algorithm is under the limitation of constraints to control the critical variation of combustion pressure, turbine rpm, and pumps cavitation margin and turbine temperature. Results show that, supply flow rate of gas generation from 2nd stage of fuel pump and divide flow rate of exhaust of fuel booster turbine to 2nd stage of fuel pump and combustion chamber, will increase the final velocity of launch vehicle.*

**Keywords:** Design optimization, Staged combustion, Thermodynamic cycle, Booster turbopump, Impulse, Genetic algorithm

---

1. PhD Student  
2. M.Sc. (Corresponding Author)  
3. Associate Professor

# بهینه‌یابی مدار و پارامترهای استاتیکی سامانه‌های پیشران سوخت مایع سیکل بسته سرمازا

داود رمش<sup>۱</sup>، سجاد خدادادیان<sup>۲\*</sup> و حسن کریمی<sup>۳</sup>

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه بوعلی سینا

۳- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

\*همدان، کدپستی: ۶۵۱۷۸۳۸۶۹۵

\*Skhodadadiyan@gmail.com

هدف اصلی این مقاله، ارائه روش تکاملی الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌یابی پارامترهای اصلی موتور سوخت مایع سیکل بسته است. بر مبنای همین الگوریتم بهینه‌یابی، مدارهای جدید با سیکل‌های ترمودینامیکی بهبود یافته و تعیین میزان کارایی آن‌ها مشخص شده‌اند. هدف اصلی این بهینه‌یابی، دستیابی به بالاترین سرعت نهایی ماهواره‌بر است که با دقت بسیار بالایی هم‌ارز با نسبت ضربه ویژه است. در این تحقیق، راهبرد استفاده از بوستر توربوپمپ و پمپ سوخت مرحله دوم به عنوان مدارهای مختلف موتور به چالش کشیده شده است. استفاده از بوستر توربوپمپ و پمپ سوخت مرحله دوم از یک طرف باعث افزایش وزن مجموعه موتور و از طرف دیگر با افزایش فشار ورودی پمپ‌ها و کاهش فشار مخازن، کاهش جرم مخازن و در نهایت کاهش جرم مجموعه موتور را به دنبال دارد. همین تعارض در به‌کارگیری این زیرسیستم‌ها، منجر به ارائه یک مسئله بهینه‌یابی بر مبنای مدار موتور می‌شود. برای این مسئله بهینه‌یابی قیودی چون، محدودیت افزایش فشار محفظه، دور توربین و به تبع آن فشار خروجی پمپ‌ها وجود دارند که در الگوریتم بهینه‌یابی اعمال شده است. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد که تأمین دبی سوخت مولد گاز از پمپ سوخت مرحله دوم و تقسیم دبی خروجی بوستر توربین سوخت به پمپ سوخت مرحله دوم و محفظه احتراق در افزایش سرعت نهایی ماهواره‌بر نقش بسزایی دارد.

واژه‌های کلیدی: بهینه‌یابی استاتیکی، سامانه‌های پیشران، مدارهای ترمودینامیکی، بوستر توربوپمپ، الگوریتم ژنتیک

## علائم و اختصارات

$M_{PS}$	جرم اولیه سامانه پیشران، kg		زمان کار موتور، s
$M_P$	جرم پیشران موشک، kg		جرم اولیه موشک، kg
$I_T$	ضربه کل موتور kg.m / s	$t$	جرم نهایی موشک، kg
$\rho$	چگالی مایع، $kg / m^3$	$M_0$	سرعت نهایی ایده‌آل موشک m / s
$\xi$	ضریب افت هیدرولیکی	$M_F$	میانگین ایمپالس ویژه m / s
$\Delta P$	افت فشار مسیر، Pa	$V_{Fi}$	
$H_p$	هد هر پمپ، m	$\bar{I}_{sp}$	
$Q$	دبی حجمی عبوری $m^3 / s$		
$n_s$	سرعت مشخصه پمپ، m / s		
$k$	ثابت فرآیند انبساط در توربین		
$\bar{N}$	توان مخصوص، w.s / kg		

۱. دانشجوی دکتری

۲. کارشناس ارشد (نویسنده مخاطب)

۳. دانشیار

$\Delta P$	افت فشار مسیر، Pa	$m_{TC}$	جرم محفظه، kg
$H_p$	هد هر پمپ، m	$m_{Tp}$	جرم توربوپمپ، kg
$Q$	دبی حجمی عبوری $m^3 / s$	$N$	تعداد محفظه پیشران
$n_s$	سرعت مشخصه پمپ، $m/s$	$\bar{A}$	نسبت انبساط هندسی
$k$	ثابت فرآیند انبساط در توربین	$A$	سطح مقطع مسیر، $m^2$

### مقدمه

با وجود توسعه بهره‌برداری از موتورهای کم‌پیشران الکتریکی و هسته‌ای برای استقرار و پایدارسازی ماهواره‌ها در مدارهای فضایی، امروزه موتورهای سوخت مایع سیکل بسته با برخورداری از بالاترین شاخص‌های انرژی در محدوده نیروهای پیشران بالا همچنان جایگاه کلیدی خود را به ویژه برای تأمین نیروی پیشران مراحل اول سامانه‌های ماهواره‌بر حفظ کرده‌اند. گرچه در این نوع از موتورهای سوخت مایع، گازهای خروجی از توربین به محیط ریخته نمی‌شوند و اتلاف ضربه ویژه ناشی از گردش توربوپمپ وجود ندارد، ولی تأمین حداکثر ضربه ویژه با دست‌یابی به بالاترین فشار محفظه امری است که با شیوه‌های مختلف بهینه‌یابی مورد جستجو قرار می‌گیرد. اگر مبنای تقسیم‌بندی موتورهای سیکل بسته حالت فیزیکی مؤلفه‌ها در ورود به محفظه احتراق باشد؛ موتورهای سیکل بسته‌ای که در آن یکی از مؤلفه‌ها به صورت مایع، وارد محفظه می‌شود (معمولاً مؤلفه سوخت)، موتور سیکل بسته گاز + مایع و اگر هر دو مؤلفه به صورت گاز گرم وارد محفظه شود، موتور سیکل بسته گاز + گاز خوانده می‌شود [۱]. در این میان، مدار موتورهای گاز - گاز بالاترین شاخص‌های انرژی است که نمونه آن موتورهای SSME مورد استفاده در سفینه فضایی شاتل است. اما این مدار و طیف گسترده‌ای از سایر مدارهای موتورهای سیکل بسته به زوج پیشران «اکسیژن مایع - هیدروژن مایع» محدود می‌شوند چرا که نبود دوده و سایر ترکیبات رسوب‌زا در محصولات احتراق مولد گازهای غنی از سوخت، ویژگی متمایزی به این مدارها می‌بخشد. پیچیدگی بهره‌برداری از هیدروژن مایع و چگالی پایین آن، زوج پیشران «اکسیژن مایع - کراسین» را همچنان بی‌رقیب گذاشته است به گونه‌ای که مدارهای سیکل بسته با مولد گاز غنی از اکسیدکننده که با این پیشران طراحی شده‌اند، همچنان با موفقیت در موتورهای برتر دنیا مانند موتور روسی RD-180، در ماهواره‌برهای فوق سنگین روسی و آمریکایی در حال بهره‌برداری است.

در موتورهای سیکل بسته، ضربه ویژه موتور هم‌ارز با فشار محفظه است و همواره با افزایش فشار محفظه، روند صعودی دارد. با این وصف، شاید تصور شود، دیگر هیچ محدودیتی برای افزایش

$C^*$	سرعت مشخصه محصولات احتراق، $m/s$	$g$	شتاب گرانش زمین، $m/s^2$
$C_{ad}$	سرعت آدیاباتیک گاز عبوری از توربین، $m/s$	$L$	طول مسیر، m
$\dot{m}$	دبی، $kg/s$	$L_{ad}$	کار آدیاباتیک، $j/kg$
$m$		$P$	فشار، Pa
$g$		$RT$	قابلیت انجام کار محصولات مولدگاز، $j/kg$
$L$		$T$	دما، K
$L_{ad}$		$Tq$	گشتاور، $N.m$
$P$		$V$	حجم مسیر، $m^3$
$RT$		$\bar{V}$	ضریب بی‌بعد پرشدگی
$T$		$Z$	ضریب بیان‌کننده تراکم‌پذیری محیط، $m.s^2$
$Tq$		$\Delta P$	افزایش فشار در پمپ‌ها، Pa
$V$		$\eta$	راندمان
$\bar{V}$		$\rho$	چگالی سیال، $kg/m^3$
$Z$		$\omega$	دور توربوپمپ، $rad/s$
$\Delta P$		$\xi$	ضریب افت، $m^2$
$\eta$		$cc$	محفظه احتراق
$\rho$		$eq$	معادل
$\omega$		$fu$	سوخت
$\xi$		$gg$	مولدگاز
$cc$		$in$	ورودی المان
$eq$		$l$	مربوط به افت موضعی
$fu$		$out$	خروجی
$gg$		$ox$	اکسیدکننده
$in$		$p$	پمپ
$l$		$st$	استارتر
$out$		$t$	توربین
$ox$		$\Sigma p$	مجموع (گشتاور) مصرفی هر دو پمپ
$p$		$M_{PS}$	جرم اولیه سامانه پیشران، kg
$st$		$M_p$	جرم پیشرانه موشک، kg
$t$		$I_T$	ضربه کل موتور $kg.m/s$
$\Sigma p$		$\rho$	چگالی مایع، $kg/m^3$
$M_{PS}$		$\xi$	ضریب افت هیدرولیکی
$M_p$			
$I_T$			
$\rho$			
$\xi$			

تحقیقات دیگری نیز در زمینه بهینه‌سازی موتورهای سوخت مایع و اجزای آن‌ها صورت گرفته است. به عنوان نمونه، وان<sup>۴</sup> و همکارانش روشی برای طراحی بهینه مولد گاز موتور سوخت مایع ارائه کرده‌اند که در آن، تنها از منظر افزایش توان توربین به مسئله بهینه‌سازی مولد گاز پرداخته شده است [۶]. برهارد و همکارانش پژوهشی پیرامون کارایی سیستم پیشرانش یکی از مراحل یک موشک حامل با دو سوخت مختلف متان و کراسین به همراه اکسیژن مایع به انجام رسانده‌اند [۷]. شی و همکارانش شیوه‌ای برای طراحی بهینه انواع المان‌های مهم موجود در موتور سوخت مایع ارائه کرده‌اند [۸]. اما در تحقیقات ایشان به بهینه‌سازی سیستمی موتور اشاره نشده است.

در زمینه انتخاب پارامترهای بهینه موتور می‌توان به نتایج مطالعات پروفیسور کازلف<sup>۵</sup> اشاره کرد [۹-۱۰]. بر اساس الگوریتم پیشنهادی ایشان، بسته نرم‌افزاری به نام فوردی<sup>۶</sup> تهیه شده است. طبق روش مذکور، بر اساس تابع هدف (سرعت نهایی جسم پرنده)، مقادیر بهینه پارامترهای برون موتوری مانند نسبت دبی موتور، فشار ورود پمپ‌ها و جرم موتور تعیین می‌شود. این شیوه، در مورد انواع موتورهای توربوپمپی و بدون توربوپمپ قابل استفاده است. برخلاف شیوه مذکور که ابزاری برای بهینه‌سازی پارامترهای برون موتوری است، تحقیق حاضر، ابزاری مناسب برای انتخاب بهینه پارامترهای درون موتوری در مراحل طراحی مفهومی و اولیه موتورهای سیکل بسته گاز - مایع ارائه می‌دهد.

در سال ۲۰۰۵، ایده‌ای به نظر جالب و هیجان‌انگیز برای علاقه‌مندان به حوزه بهینه‌سازی سامانه‌گرایانه موتورهای سوخت مایع توسط بوخاماتف، بوکانف، کانالین و کلیف در مؤسسه ثبت اختراعات روسیه منتشر شد، ایده‌ای که در این پژوهش مورد نقد و بررسی دقیق قرار گرفته است [۱۱]. نکته کلیدی این ایده در بهره‌گیری از ساختاری جدید در توربین هیدرولیکی است که می‌تواند با افزایش بازده بوستر توربوپمپ همراه باشد. این ایده در صورتی که در بهینه‌یابی سیستمی موتور به اثبات برسد، می‌تواند ابزاری مناسب برای طراحی مدار پنوموهیدرولیکی موتورهای سوخت مایع سرمازا باشد چرا که در این گونه از موتورها، بوستر پمپ نقش مهمی را ایفا می‌کند.

در تمامی طرح‌های مورد بررسی در این مقاله، مدار تغذیه بوستر توربوپمپ سوخت و پمپ سوخت مرحله دوم با نگاهی ویژه مورد توجه و ارزیابی قرار گرفته است. این امر بیش از هر چیز برخاسته از ویژگی مؤلفه‌های سرمازا در تمایل به کاویتاسیون در

فشار محفظه وجود نخواهد داشت، اما در این موتورها نیز کم و بیش فشار محفظه محدود است. محدودیت موتورهای سیکل بسته، مربوط به توان قابل دستیابی توربین است که با راندمان توربین، دبی گاز عبوری، پارامترهای ترمودینامیکی آن (مانند دما و ثابت گازی R) و نوع گاز تولیدی (احیایی یا اکسیدی) تعیین می‌شود. به هر صورت این پارامترها، به دلایل مختلف نمی‌توانند به صورت نامحدود زیاد شوند تا توان توربین نیز افزایش یابد. این محدودیت را می‌توان، محدودیت فرآیندی دانست. از سوی دیگر به دلیل محدودیت‌های سازه‌ای، توربین نمی‌تواند توان بالاتر از حد معینی را تحمل نماید و به تبع آن، پمپ‌ها نمی‌توانند فشار مؤلفه‌ها را تا بی‌نهایت بالا ببرند. به عنوان مثال، تأمین اطمینان بخش فشارهای بیشتر از ۸۰ - ۷۰ مگا پاسکال برای مؤلفه‌های پیشران، همواره به لحاظ فنی و تولیدی، دچار اشکال است. امروزه، فشار محفظه موتورهای سیکل بسته گاز + مایع که تنها یک مولد گاز دارند، معادل ۳۰ - ۲۵ مگا پاسکال است [۱].

کارهای تحقیقاتی که بیشترین وجه اشتراک را با پژوهش پیش رو دارند، الگوریتم‌هایی هستند که پایه‌های دانشی ابزارهای طراحی سیستمی موتورهای سوخت مایع را در کشورهای پیشرو در زمینه هوافضا شکل داده‌اند. بسته‌های نرم‌افزاری REDTOP2 و SCORES II از جمله این ابزارها هستند، که در ایالات متحده تهیه شده‌اند [۲-۵].

الگوریتمی که ارائه خواهد شد، در محاسبه پارامترهای انواع موتورهای سیکل بسته دو تمایز اساسی با REDTOP2 و SCORES II دارد که عبارت هستند از:

۱. از منحنی مشخصه پمپ‌ها و توربین استفاده شده است. اضافه بر این که تأثیر ساختار و پارامترهای بوستر پمپ‌ها در محاسبات سیستمی لحاظ شده است.

۲. برخلاف الگوریتم‌های یاد شده که محاسبات را برای یک نقطه ورودی انجام می‌دهند، در این پژوهش، محاسبات بهینه‌یابی الگوریتم ژنتیک برای بازه‌ای از نقاط ورودی صورت می‌گیرد. به بیان دیگر هیچ یک از دو نرم‌افزار یاد شده اطلاعاتی فراتر از نتایج محاسبه نقطه‌ای رژیم نامی کاری موتور که پایه آماری دارد به کاربر نمی‌دهد. گفتنی است نرم‌افزارهای SCORES II، SCORES II و REDTOP2 که طی سال‌های ۱۹۹۹ تا ۲۰۰۲ تجاری‌سازی شده است، قابلیت محاسبات طراحی مفهومی را بدون نگاه به جنبه‌های بهینه‌یابی به طراحان می‌دهد. الگوریتم پیشنهادی اضافه بر محاسبات استاتیکی یاد شده، با نگاهی وسیع‌تر اثر تغییرات درون موتوری را بر پارامترهای جسم پرنده برای یافتن نقطه بهینه طراحی به نمایش می‌گذارد.

4. Kwon

5. Kazlov

6. FORDY

عملیات جهش در الگوریتم ژنتیک کوچک در نظر گرفته می‌شود. در این الگوریتم، تابع قابلیت کروموزوم‌ها که بر اساس تابع هدف تعریف می‌شود نقش مهمی در انتخاب فرآیندهای فوق ایجاد می‌کند. جزئیات بیشتر و سایر متغیرهای این الگوریتم در مقالات و کتاب‌های مختلف شرح داده شده است (برای مثال [۱۵]).

نتیجه این تحقیق با استفاده از روش بهینه‌یابی الگوریتم ژنتیک، پارامترهای اصلی مدار گاز - مایعی را مشخص می‌کند که بالاترین سرعت نهایی را در جسم پرنده تأمین می‌کند. مهم‌ترین موانع در رسیدن به این هدف، آستانه کواوتاسیون پمپ‌ها، حد تحمل استحکامی سازه با در نظر گرفتن پارامترهای هیدرولیکی و دینامیک گازی هستند. البته کمینه کردن جرم سامانه پیشران در تابع هدف نیز دور از نظر نمانده است. با استفاده از نتایج بهینه‌یابی با الگوریتم تکاملی ژنتیک، پارامترهای استاتیکی مدار در فاز طراحی مفهومی یک موتور سوخت مایع تعیین می‌شوند. این داده‌ها به عنوان ورودی برای فاز بعدی (طراحی اولیه موتور) تعریف می‌شوند. پس از بررسی مقدار پارامترها توسط هر یک از توابع زیرسیستمی موتور، داده‌ها با توجه به بازخوردهای توابع، اصلاح و برای فاز طراحی اولیه نهایی می‌شوند.

### مدار سامانه پیشران

در این تحقیق مدار پنوموهیدرولیکی موتور RD-180 و مدارهای پیشنهادی جایگزین آن، مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند. در شکل‌های (۱) تا (۳) مدارهای یاد شده بر پایه پارامترهای این موتور که در ماهواره‌بر مورد ارزیابی و مقایسه قرار گرفته‌اند، نمایش داده شده است.

ویژگی مشترک این مدارها استفاده از بوستر توربوپمپ‌های سوخت و اکسیدکننده برای افزایش فشار ورودی پمپ‌هاست. با استفاده از بوستر توربوپمپ و افزایش فشار ورودی پمپ اصلی به ویژه برای مؤلفه‌های سرمازا می‌توان توربوپمپ اصلی را برای دور بالاتری طراحی کرد و جرم آن را کاهش داد. از سوی دیگر با کاهش فشار خروجی مخزن می‌توان سطح فشار داخلی و جرم سازه‌ی آن را کاهش داد. در موتورهای سیکل بسته با مدار گاز - مایع که در آن‌ها یک مؤلفه مایع و یک مؤلفه گاز - از خروج توربین به آن وارد می‌شوند. به دلیل استفاده از مولد گاز غنی از اکسیدکننده دبی سوخت در مسیر مولد گاز بسیار پایین و در مسیر محفظه بالاست. از سوی دیگر سطح فشار مسیر سوخت مولد گاز بسیار بالاست، بنابراین با استقرار مرحله دوم پمپ سوخت با دبی بسیار پایین و هد نسبتاً بالا تلاش می‌شود توان مصرفی پمپ‌ها تا حد امکان کاهش و بالانس توان پمپ‌ها و توربین در سطح فشار بالاتری اتفاق بیفتد.

پمپ‌هاست. به کارگیری بوسترپمپ‌ها گرچه با تحمیل جرمی اضافی همراه است ولی با فراهم آوردن سرعت دورانی بالاتر در توربوپمپ اصلی و امکان کاهش سطح فشار مخازن می‌تواند کاهش جرم سامانه پیشران را به همراه داشته باشد. همین تعارض در نتیجه استفاده از بوستر پمپ به طرح یک مسئله بهینه‌یابی در تعیین بهترین پارامترهای شاخص مدار می‌انجامد که بالاترین سرعت نهایی را در ماهواره‌بر تولید می‌کند.

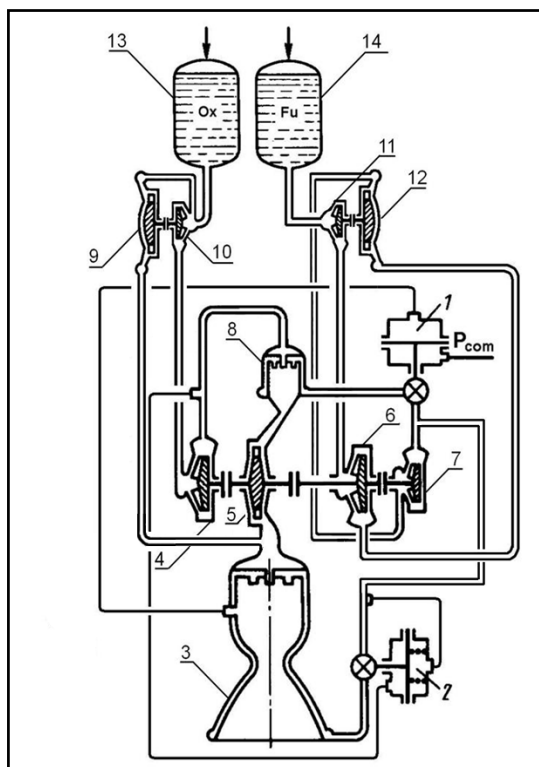
روش بهینه‌یابی الگوریتم ژنتیک (GA) در اواسط دهه ۱۹۷۰ میلادی توسط جان هلند، مشهور شد [۱۲]. این روش به صورت الگوریتمی کامپیوتری با تئوری الهام گرفته از سیر تکاملی محیط زیست، علم ژنتیک، فلسفه انتخاب برتر در طبیعت و فرآیند جهش، برای حل مسائل بهینه‌یابی مطرح می‌شود. بنابراین الگوریتم ژنتیک، فرآیندهای طبیعی را شبیه‌سازی می‌کند که این فرآیندها نسل‌های متوالی جمعیت را به منظور بهبود محیط پیرامونی آن‌ها تولید می‌کند. [۱۳ و ۱۴]. این الگوریتم با یک جمعیت اولیه تصادفی آغاز می‌شود که هر کدام از افراد جمعیت، رشته‌ای از متغیرهای طراحی ساخته شده‌اند. جمعیت نسل جدید با استفاده از عملیات‌های ژنتیکی مانند انتخاب<sup>۷</sup>، ازدواج<sup>۸</sup>، جهش<sup>۹</sup> و انتقال افراد نخبه<sup>۱۰</sup> تولید می‌شود.

عملیات انتخاب به انتخاب یک جمعیت میانی برای استفاده در سایر عملیات‌های ژنتیکی می‌پردازد. در این فرآیند احتمال انتخاب کروموزوم‌هایی که بیشترین قابلیت (بر طبق تابع هدف) را داشته باشند، بیشتر است. انتخاب والدین نیز در این مرحله صورت می‌گیرد. به منظور تغییرپذیری بیشتر ساختار الگوریتم، عملیات جهش روی یک یا چند ژن از برخی کروموزوم‌های انتخاب شده، انجام می‌شود. در نهایت نیز برخی از کروموزوم‌های برتر به صورت مستقیم به نسل بعد منتقل می‌شوند.

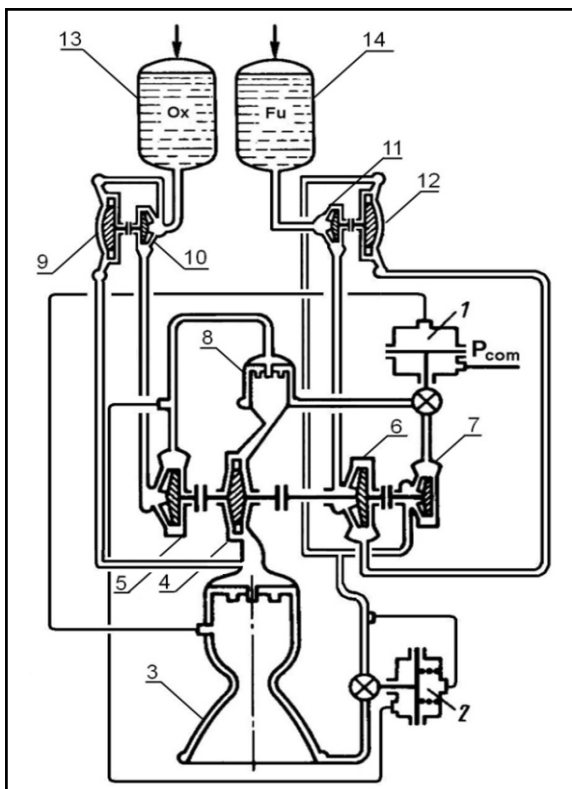
هدف اصلی عملیات ازدواج، انتقال اطلاعات بین کروموزوم‌ها از طریق تعویض ژن‌هاست. بنابراین عملیات ازدواج، یک یا چند والدین را برای بازتولید کروموزوم جدید با یکدیگر ترکیب می‌کند که در نهایت یکی از فرزندان خصوصیات خوب والدین را به ارث می‌برد. عملیات ازدواج روی تمام والدین تعریف نمی‌شود و معمولاً روی ۰/۶ جمعیت عمل می‌کند.

عملیات جهش، یک یا چند ژن را در یک کروموزوم تغییر می‌دهد. هدف اصلی جهش، ایجاد تغییرپذیری تصادفی در الگوریتم ژنتیک برای رسیدن به یک حل سریع‌تر است. معمولاً امکان

7. Selection  
 8. Crossover  
 9. Mutation  
 10. Elite

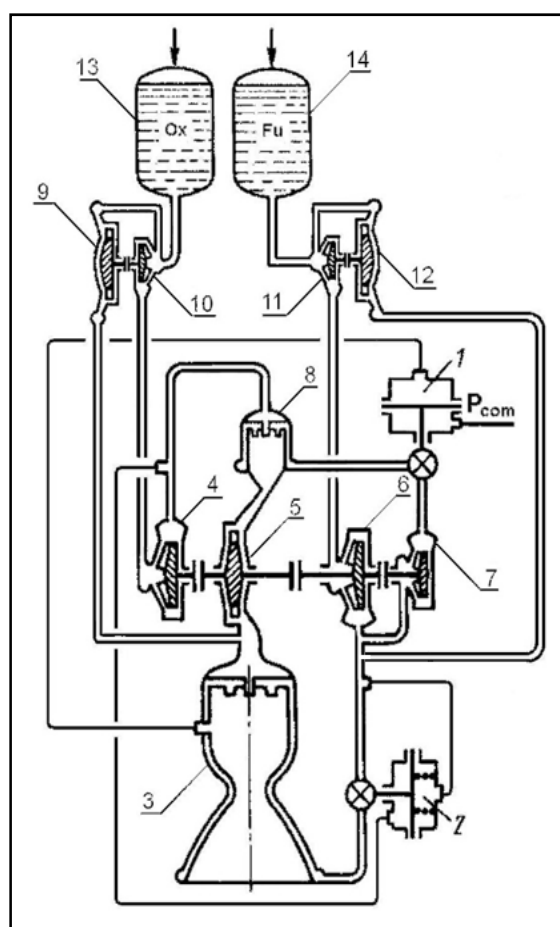


شکل ۲- مدار سیکل بسته مبتنی بر پیشنهاد بوکانف [۱۵] از نوع گاز - مایع با بوستر توربوپمپ‌های سوخت و اکسیدکننده



شکل ۳- مدار سیکل بسته پیشنهادی سه از نوع گاز - مایع با بوستر توربوپمپ‌های سوخت و اکسیدکننده (پیشنهاد نویسندگان)

شکل (۱) طرح ساده شده موتور سیکل بسته RD-180 (موتور مرحله اول ماهواره‌بر) را نشان می‌دهد و شکل (۲) [۱۵]، طرح دیگری از نوع موتور سیکل بسته گاز - مایع را با مدار پیشنهادی بوکانف نشان می‌دهد که از بوستر توربوپمپ‌های سوخت و اکسیدکننده برخوردار است. ویژگی شاخص این طرح پیاده‌سازی ایده بوکانف [۱۱] در آن است. یعنی در این طرح از یک سو برای به گردش آوردن بوستر توربین سوخت از سیال خروجی مرحله اول پمپ سوخت استفاده شده است و از سوی دیگر کل دبی سوخت محفظه و مولد گاز از مرحله دوم پمپ سوخت تأمین می‌شود.



شکل ۱- مدار سیکل بسته از نوع گاز - مایع با بوستر توربوپمپ‌های سوخت و اکسیدکننده

- |                            |                          |
|----------------------------|--------------------------|
| ۱. شیر رگولاتور پیشرانش    | ۲. شیر تثبیت نسبت دبی    |
| ۳. محفظه احتراق            | ۴. توربین                |
| ۵. پمپ اکسیدکننده          | ۶. مرحله اول پمپ سوخت    |
| ۷. مرحله دوم پمپ سوخت      | ۸. مولد گاز              |
| ۹. بوستر توربین اکسیدکننده | ۱۰. بوستر پمپ اکسیدکننده |
| ۱۱. بوستر توربین سوخت      | ۱۲. بوستر پمپ سوخت       |
| ۱۳. مخزن اکسیدکننده        | ۱۴. مخزن سوخت            |

است که کاملاً برای توربین مجاز است. خنک‌کاری محفظه در مدار یاد شده با سوخت صورت می‌پذیرد.

گام‌های اصلی بهینه‌یابی استاتیکی در چنین مدارهایی (مدار سیکل بسته متداول از نوع گاز - مایع) به ترتیب زیر است:

در گام نخست، ابتدا باید ضربه ویژه موتور از نتایج تحلیل احتراقی بر حسب نسبت دبی جرمی مؤلفه اکسیدکننده به سوخت موتور (O/F)، فشار محفظه احتراق و نسبت انبساط فشاری محفظه محاسبه شود. این محاسبات با استفاده از نرم‌افزار احتراقی RPA در محدوده وسیعی از متغیرهای ورودی و با گام‌های بسیار ریز، به نحوی انجام می‌شود که برای به‌دست آوردن ضربه ویژه موتور در نقطه‌ای خارج از دامنه نقاط ورودی نرم‌افزار RPA، (نقطه‌ای که ضربه ویژه آن در نرم‌افزار محاسبه نشده است) بتوان با تقریب بسیار خوبی از یک الگوریتم میان‌یابی استفاده کرد. به عبارتی این الگوریتم، تبدیل محیط گسسته داده‌های ورودی را به یک محیط پیوسته انجام می‌دهد.

در گام دوم، دبی سوخت و اکسیدکننده موتور بر اساس پیش‌رانش، ضربه ویژه مورد نظر و نسبت دبی مؤلفه اکسیدکننده به سوخت (O/F)، محاسبه می‌شود و پس از آن دبی اکسیدکننده محفظه و مولد گاز مشخص می‌شود. دبی سوخت مولد گاز بر اساس نسبت دبی که خود تابعی از حد تحمل دمایی پره‌های توربین است، محاسبه می‌شود. باقی مانده دبی سوخت مصرفی موتور صرف محفظه و سامانه‌های دمش می‌شود.

در گام سوم، ضریب افت فشار مسیر سوخت و اکسیدکننده بر اساس داده‌های آماری موتورهای روسی نظیر RD-180 [۱۷]، تخمین و با در نظر گرفتن دبی هر مسیر، افت مسیرهای هیدرولیکی تعیین می‌شود. در گام چهارم، فشار خروجی و هد تولیدی پمپ اکسیدکننده و مراحل اول و دوم پمپ سوخت از فشار محفظه و افت فشار در مسیرهای سوخت و اکسیدکننده تعیین می‌شود. در گام پنجم، دبی پمپ‌ها بر اساس دبی مصرفی محفظه، مولد گاز و بوستر توربین‌ها (که در ابتدا با تخمین و در تکرارهای حلقه بر اساس محاسبات توان مصرفی بوستر پمپ‌ها تعیین شده است) محاسبه می‌شود.

دور توربوپمپ در گام ششم تعیین می‌شود. در این گام با آگاهی از این که هد پمپ سوخت وضعیت بحرانی‌تری را به دلیل وجود افت مسیر خنک‌کاری محفظه و سامانه‌های کنترلی در مسیرها دارد، براساس رابطه زیر و دانستن فشار خروجی و تخمین یک فشار ورودی برای پمپ سوخت، دور توربوپمپ تعیین می‌شود. اما می‌دانیم وضعیت پمپ اکسیدکننده از نظر کاویتاسیون بحرانی‌تر است. پس در گام بعدی باید با این دور فشار، ورودی پمپ اکسیدکننده محاسبه شود [۱۷].

$$H/\omega^2 = A + B. (Q/\omega) - C. (Q/\omega)^2 \quad (2)$$

شکل (۳)، طرح دیگری از نوع سیکل بسته گاز - مایع را با مدار پیشنهادی در این پژوهش نشان می‌دهد که از بوستر توربوپمپ‌های سوخت و اکسیدکننده برخوردار است. تفاوت کلیدی این طرح با مدار شکل ۱، گذر دادن دبی کل محفظه و مولد گاز از بوستر توربین سوخت است، اما برخلاف ایده بوکانف در این طرح، دبی محفظه از خروجی مرحله اول پمپ تأمین می‌شود.

## شاخص بهینه‌یابی استاتیکی

مهم‌ترین مشخصه یک جسم پرنده نظیر ماهواره‌بر، سرعت نهایی پرواز است که مقدار آن از فرمول سیلکوفسکی<sup>۱۱</sup> به‌دست می‌آید [۱۶]:

$$V_{F,i} = \bar{I}_{sp} \ln \bar{M} \quad (1)$$

که در آن  $\bar{I}_{sp}$  میانگین ضربه ویژه در بخش فعال مسیر پرواز ماهواره‌بر،  $\bar{M}$  مشخص‌کننده نسبت جرم اولیه ماهواره‌بر (در لحظه پرتاب)  $M_0$  به جرم نهایی موشک،  $M_F$  است. در این رابطه  $I_{sp}$  از تقسیم نیرو (N) بر دبی جرمی (kg/s) به‌دست می‌آید که در نهایت برحسب m/s محاسبه می‌شود. از رابطه (۱) پیداست که هر چه مقدار کمیت‌های  $\bar{I}_{sp}$  و  $\bar{M}$  بیشتر باشد، به همان نسبت مقدار  $V_{F,i}$  ماهواره‌بر بیشتر خواهد بود. جرم موتور نیز مقدار چشمگیری از جرم ماهواره‌بر است، بنابراین کاهش جرم موتور امکان افزایش  $\bar{M}$  و سرعت نهایی پرواز ماهواره‌بر را فراهم می‌آورد. از طرف دیگر تأثیر افزایش ضربه ویژه به میزان ۱ درصد، معادل کاهش جرمی موتور به میزان ۱۰ تا ۱۵ درصد برای رسیدن به همان سرعت نهایی است. به هر صورت می‌توان گفت که در کنار جرم اولیه معین ماهواره‌بر، سرعت نهایی پرواز را می‌توان با افزایش ضربه ویژه موتور یا کاهش جرم ماهواره‌بر، (از جمله کاهش جرم موتور، مخازن و سامانه دمش) افزایش داد. بدین ترتیب امکان طراحی بهینه موتور را نمی‌توان تنها از روی مقدار ضربه ویژه یا جرم آن مورد ارزیابی قرار داد، بلکه باید تأثیر مجموعه این پارامترها بر روی مشخصات ماهواره‌بر مورد بررسی قرار گیرد.

## الگوریتم محاسبه پارامترهای استاتیکی سامانه پیش‌ران

در مدارهای یاد شده، کل دبی اکسیدکننده خروجی از پمپ و بخشی از دبی خروجی از پمپ سوخت روانه مولد گاز می‌شود و در آنجا با ضریب اکسیدکننده اضافی ( $\alpha$ ) در محدوده ۱۰ تا ۱۵ می‌سوزند. در چنین حالتی دمای گازهای تولیدی در حدود ۵۰۰ تا ۶۰۰ کلوین

که در آن  $H$ ،  $Q$  و به ترتیب دور توربوپمپ، هد و دبی حجمی عبوری پمپ و  $A$ ،  $B$  و  $C$  ضرایب ثابتی هستند که با استفاده از روابط موجود در [۱۷] و یا نتایج تست تعیین می‌شوند.

در گام هفتم، فشار ورودی پمپها محاسبه می‌شود. با توجه به اینکه معمولاً فشار بخار اکسیدکننده نسبت به سوخت بالاتر است، پمپ اکسیدکننده شرایط بدتری از نظر کاویتاسیون دارد ولی در هر حال باید فشار ورود پمپها با دور توربوپمپ سازگار باشد. در این گام برای هر پمپ فشاری تخمین زده می‌شود، سپس دور سازگار با آن محاسبه می‌شود. این تخمین آن قدر عوض می‌شود تا دور، منطبق با همان دور از پیش تعیین شده شود. بر مبنای دور انتخابی و با آگاهی از پارامترهای اصلی هر دو پمپ، جرم توربوپمپ در گام هشتم تخمین زده می‌شود [۱]:

$$M_{tp} = \frac{K_{tp}}{\omega} (\rho_{ox} Q_{ox} H_{ox}^{3/2} + \rho_{fu} Q_{fu} H_{fu}^{3/2}) \quad (3)$$

$$K_{tp} = (0.3 \dots 0.35) \times 10^{-3}, (s^3 \cdot rad/m^3)$$

در این رابطه،  $K_{tp}$  ضریب ثابت تجربی جرم توربوپمپ،  $\rho_{ox}$  چگالی اکسیدکننده (سوخت)،  $(Q_{fu}) Q_{ox}$  دبی حجمی اکسیدکننده (سوخت) و  $(H_{fu}) H_{ox}$  هدپمپ اکسیدکننده (سوخت) است. دبی جرمی بوستر توربینها در گام نهم تعیین می‌شود. در محاسبات بوستر پمپها با دانستن دبی، هد و انتخاب راندمان بوستر پمپ مربوطه، دبی و توان بوستر توربین محاسبه می‌شود.

محاسبه راندمان پمپها در گام دهم انجام می‌شود. در شرایطی که هنوز دور توربوپمپ انتخاب نشده است، راندمان پمپها نیز براساس توصیه‌های طراحی انتخاب می‌شود، بدیهی است انتخاب راندمان تأثیر محسوسی بر ساختار انتخابی آن خواهد داشت. اما در شرایطی که دور توربوپمپ محاسبه می‌شود، با معین بودن دور و دبی نامی پمپها، راندمان آنها با استفاده از روابط زیر محاسبه می‌شود:

$$\text{if } 18.8 \leq n_s \leq 70$$

$$\eta_p = -4.777 + 3.941n_s^{0.25} - 0.71n_s^{0.5}$$

$$\text{if } 37.4 \leq n_s \leq 124 \quad (4)$$

$$\eta_p = -1.544 + 1.233n_s^{0.25} - 0.167n_s^{0.5}$$

$$n_s = 34.87\omega \sqrt{Q}/H^{0.75}$$

که در روابط فوق  $\eta_p$  راندمان پمپ،  $n_s$  سرعت مشخصه پمپ و  $H$  هد پمپ است.

در گام یازدهم توان مخصوص توربین و پمپ، از روابط زیر محاسبه می‌شوند [۱]:

$$\bar{N}_T = N_T / \dot{m}_{gg} = RT \cdot k / (k - 1) \cdot (1 - 1/\pi_T^{(k-1)/k}) \eta_t \quad (5)$$

$$\bar{N}_P = N_P / \dot{m}_P = \Delta P / (\rho \cdot \eta_P) \quad (6)$$

پرها به عنوان قید در نظر گرفته می‌شود.

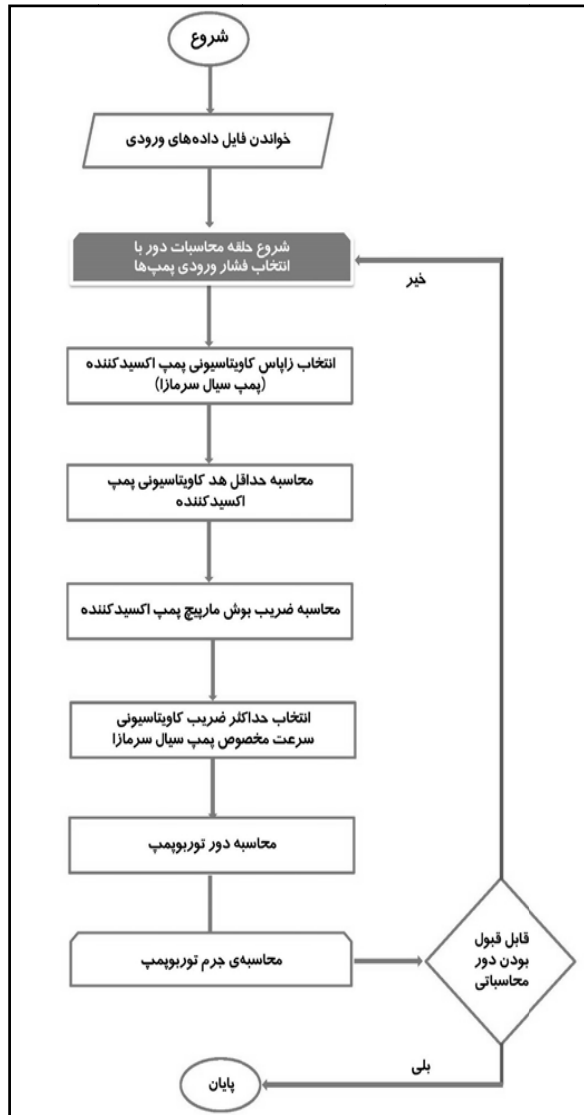
در گام دوازدهم، نسبت کلیدی توربین (نسبت اختلاف فشار توربین به فشار محفظه) با شرط تأمین بالانس انرژی پمپها و توربین، انتخاب می‌شود.

در گام سیزدهم، بر اساس روابط آماری ارائه شده در مرجع [۹]، جرم مخازن، موتور، بوستر توربوپمپها و سامانه دمشی تخمین زده می‌شود. توضیح این که در این تحقیق با انتخاب فشارهای مختلف برای مخازن، تأثیر آن بر جرم مخازن، سامانه دمشی، بوستر توربوپمپها و در نهایت کل سامانه پیشران بررسی شده است. در تخمین ابعاد موتور محفظه یکی از زیر سامانه‌های مهم در نظر گرفته می‌شود و طول موتور بر اساس داده‌های موتورهایی با مدار مشابه با اعمال ضریبی بر طول محفظه تخمین زده می‌شود. قطر و تعداد محفظه‌ها هم در قطر ماهواره بر بسیار مؤثر است. بدین ترتیب با رعایت توصیه‌های طراحی در انتخاب نسبت طول به قطر مرحله ماهواره بر مورد نظر و دانستن زمان کار موتور طول سامانه پیشران و مرحله ماهواره بر تعیین می‌شود. این پارامترها نقش قیدی دارند به گونه‌ای که محدودیت طول و جرم اجازه نمی‌دهد بتوان هر نسبت انبساطی برای محفظه انتخاب کرد. سیال دمنده هلیوم در نظر گرفته شده است که به صورت مایع در مخزن اکسیژن مایع نگهداری و با عبور از مبدل حرارتی به گاز تبدیل و به سوی مخازن هدایت می‌شود.

ضریب کل از حاصل ضرب پیشران و زمان کار موتور در گام چهاردهم محاسبه می‌شود و در نهایت، در گام پانزدهم معیار نهایی بهینه‌یابی که همان سرعت نهایی ماهواره بر در نظر گرفته شده است، به دست می‌آید.

الگوریتم محاسبه پارامترهای استاتیکی در نمودار شکل (۴)، نشان داده شده است. یکی از مهم‌ترین گامها در محاسبات استاتیکی، محاسبه دور و جرم توربوپمپ است که نمودار آن در شکل (۵) به طور کامل ارائه شده است. برای یافتن سرعت نهایی بهینه برای هر مدار موتور (شکل‌های ۱، ۲ و ۳)، این حلقه محاسبات برای توده‌ای از داده‌های ورودی که به صورت جمعیت‌های مختلف توسط الگوریتم ژنتیک تعریف می‌شوند، انجام می‌شود. در نهایت با توجه به معیارهای تعریف شده برای توقف حل الگوریتم ژنتیک، سرعت نهایی بهینه برای هر مدار تعیین می‌شود.

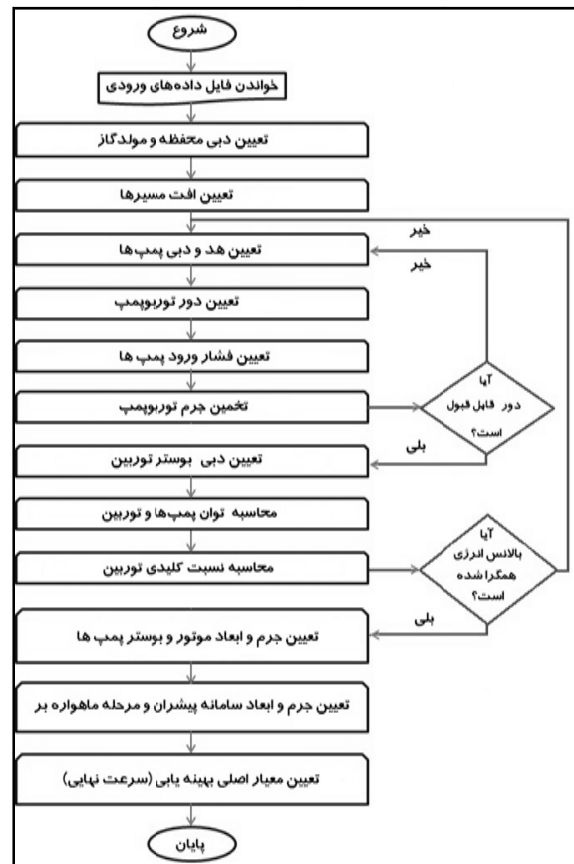




شکل ۵- نمودار محاسبه دور و جرم توربوپمپ

### الگوریتم بهینه‌یابی سامانه پیشران

ماتریس ۹ درایه‌ای فشار محفظه، نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت، نسبت انبساط فشاری محفظه، افت فشار از مخزن سوخت تا ورودی پمپ سوخت، فشار خروجی مخزن اکسیدکننده، فشار خروجی مخزن سوخت، دور توربوپمپ، نسبت دبی پمپ سوخت مرحله دوم و نسبت انبساط توربین به عنوان ماتریس ورودی برای الگوریتم مینا محاسبه پارامترهای استاتیکی سامانه پیشران در نظر گرفته شده است. این پارامترها به علت محدودیت‌های تکنولوژیکی نمی‌توانند تا بی‌نهایت زیاد شوند. بنابراین قیود محدودکننده پارامترها بر اساس همین محدودیت‌های سازه‌ای تعیین و در جدول (۲) آورده شده است. بدیهی است این قیود در الگوریتم بهینه‌یابی اعمال می‌شوند.



شکل ۴- نمودار محاسبات استاتیکی در هسته مرکزی ابر داده‌ها

جدول ۱- مقایسه پارامترهای محاسباتی و تجربی موتور RD-180

پارامتر مورد نظر	محاسباتی	واقعی	درصد خطا
فشار خروج پمپ اکسیدکننده (Mpa)	۵۹/۳	۶۰/۶	-۲/۱٪
فشار خروجی مرحله دوم پمپ سوخت	۷۹/۷	۸۱/۰	-۱/۶٪
فشار مولد گاز	۵۲/۵	۵۳/۷	-۲/۲٪
افت فشار توربین	۲۴/۳	۲۵/۶	-۵/۱٪
نسبت انبساط توربین	۱/۸۶	۱/۹۱	-۲/۶٪
دور توربوپمپ	۱۹۹۰۹	۱۹۳۹۰	+۲/۷٪

### صحه‌گذاری الگوریتم مبنای ارائه شده

برای صحه‌گذاری الگوریتم مبنای پیشنهادی، مقایسه بخشی از نتایج محاسبات با داده‌های واقعی موتور پر پیشران RD-180 در جدول (۱) ارائه شده است. همان طور که در این جدول مشخص است الگوریتم ارائه شده، پارامترهای موتور روسی RD-180 را با خطایی کمتر از ۶ درصد پیش‌بینی می‌کند. بنابراین، می‌توان شیوه انتخاب دور توربوپمپ و الگوریتم محاسبات را مبنای مناسبی برای بهینه‌یابی پارامترهای انواع مدارهای پنوموهیدرولیکی مشابه دانست [۱۸].

جدول ۳- پارامترهای استاتیکی بهینه برای مدارهای ۱، ۲ و ۳

شکل ۳	شکل ۲	شکل ۱	پارامتر
۲۱۰/۴۹	۲۰۰/۴۲	۲۱۰/۰۲	فشار محفظه (bar)
۳۱۲/۸۶	۳۱۱/۳۶	۳۱۲/۸۶	ضربه ویژه موتور (Sec)
۶۲۵/۹۶	۶۲۸/۹۸	۶۲۵/۹۷	دبی محفظه (Kg/s)
۹۱۱/۷۴	۹۱۶/۷۴	۸۹۷/۱۱	دبی مولد گاز (Kg/s)
۱۲۵۱/۹۲	۱۲۵۷/۹۶	۱۲۵۱/۹۴	دبی موتور (Kg/s)
۲/۸	۲/۸	۲/۸	نسبت دبی موتور
۷۲۳۷۹۶۲۲/۴۰	۸۴۹۸۸۸۱۵/۳۷	۸۳۰۹۱۸۱۷/۱۱	توان پمپ (W)
۷۵۵۹۷۴۹۴	۸۶۷۲۳۳۳۷/۱۵	۸۴۷۸۷۶۰۵/۰۰	توان توربین (W)
۴۶۴/۲۷	۴۸۰/۶۴	۴۹۸/۹۶	فشار پمپ اکسیدکننده (bar)
۴۴۸/۷۷	۴۴۱/۸۵	۴۴۸/۴۲	فشار پمپ سوخت مرحله یک (bar)
۶۷۱/۶۳	۶۸۹/۰۳	۶۹۴/۲۳	فشار پمپ سوخت مرحله دو (bar)
۰/۸۵	۰/۸۵	۰/۷۱	راندمان پمپ اکسیدکننده
۰/۶۸	۰/۶۹	۰/۷۸	راندمان پمپ سوخت مرحله یک
۰/۶۱	۰/۸۵	۰/۷۲	راندمان پمپ سوخت مرحله دو
۰/۷۴	۰/۷۴	۰/۷۴	راندمان توربین اصلی
۴۰۷/۴۶	۴۲۲/۰۱	۴۳۸/۳۱	فشار مولد گاز (bar)
۱/۷	۱/۸۴	۱/۸۴	نسبت انبساط توربین
۹۴۴/۸	۹۴۸/۳۵	۹۵۷/۶۱	دبی پمپ اکسیدکننده (Kg/s)
۳۲۸/۹۲	۳۳۰/۷۹	۳۳۴/۶	دبی پمپ سوخت مرحله یک (Kg/s)
۱۷/۲	۳۳۰/۷۹	۱۶/۹۳	دبی پمپ سوخت مرحله دو (Kg/s)
۱۳۴۶۵/۸	۱۳۴۵۵/۳۰	۱۸۱۲۹/۸۱	دور توربوپمپ (rpm)
۲۳/۸۳	۲۳/۱۵	۳۷/۳۹	دبی بوستر توربین اکسیدکننده (Kg/s)
۳۲۸/۹۲	۳۳۰/۷۹	۵/۹۵	دبی بوستر توربین سوخت (Kg/s)
۱/۷۳	۱/۷۳	۱/۷۳	فشار مخزن اکسیدکننده (bar)
۱/۰۶	۱/۰۶	۲/۳۹	فشار مخزن سوخت (bar)
۳۸۱/۰۷	۳۵۶/۲۸	۳۸۰/۰۰	نسبت انبساط فشاری

جدول ۲- حد بالا و پایین پارامترهای ماتریس ورودی به الگوریتم

پارامتر ورودی	حد بالا	حد پایین
فشار محفظه (bar)	۲۸۰	۲۰۰
نسبت دبی اکسیدکننده به سوخت	۲/۸	۲/۶
نسبت انبساط فشاری محفظه	۴۰۰	۳۲۵
افت فشار از مخزن تا سر پمپ سوخت (bar)	۳	۰/۵
فشار خروجی مخزن اکسیدکننده (bar)	۹	۲/۵
فشار خروجی مخزن سوخت (bar)	۹	۲/۵
دور توربوپمپ (rpm)	۲۴۰۰۰	۱۲۰۰۰
نسبت دبی مرحله دوم پمپ سوخت	۱/۵	۱
نسبت انبساط توربین	۱/۹۵	۱/۷

مطابق الگوریتم برای هر ماتریس ورودی، تابع هدف که همان سرعت نهایی ماهواره بر است، محاسبه می‌شود. هدف مسئله یافتن نقطه‌ای (ماتریس ورودی) است که بالاترین سرعت نهایی را در ماهواره بر ایجاد کند. از الگوریتم ژنتیک برای حل این مسئله بهینه‌یابی استفاده شده است. در این الگوریتم، جمعیت اولیه ۲۰ نقطه و تعداد کروموزوم‌های نخه در هر جمعیت ۲ در نظر گرفته شده است. عملیات ازدواج و جهش برای تولید نسل بعدی جمعیت به‌کار گرفته شده است. این الگوریتم بهینه‌یابی، برای هر ۳ مدار پیشنهادی به صورت جداگانه پیاده‌سازی شده و نقطه بهینه هر مدار به‌دست آمده است. گفتنی است برای هر سه مدار زمان سوزش ۱۵۰ ثانیه و نیروی پيشران ۴۲۳۳۹۰/۵ کیلوگرم - نیرو (برابر نیروی پيشران موتور RD-180) در نظر گرفته شده است. نتایج این بهینه‌یابی در جدول (۳) شرح داده شده است.

با مقایسه سرعت نهایی، بهترین بالانس استاتیکی به‌دست آمده برای هر سه مدار مشخص است که مدار پیشنهادی شکل (۳) می‌تواند در بالانس انرژی استاتیکی معرفی شده در جدول (۳)، بالاترین سرعت نهایی ماهواره بر را نسبت به بهترین بالانس دو مدار دیگر ایجاد نماید. اختلاف مدار ۱ و ۳ نشان‌دهنده تأثیر انتخاب مدار بر پارامترهای استاتیکی موتور است. از طرف دیگر نسبت ضربه ویژه به جرم ماهواره بر که به عنوان هدفی هم‌ارز با سرعت نهایی ماهواره بر برای حل مسئله بهینه‌یابی مطرح شده بود، همسو با سرعت نهایی ماهواره بر، در مدار ۳ بیشترین و در مدار ۲ (پیشنهاد بوکانف) کمترین میزان را نشان می‌دهد. بنابراین، می‌توان گفت مدار پیشنهادی شکل (۳)، بهترین مداری است که می‌تواند بالاترین سرعت نهایی در دسترس را برای ماهواره بر ایجاد کند. مقایسه نتایج به‌دست آمده برای مدار ۳ با پارامترهای بیان شده برای موتور RD-180 کارایی الگوریتم در بهبود مدار و پارامترهای استاتیکی را مشخص می‌کند.

بالاترین سرعت نهایی را در ماهواره‌بر ایجاد نماید از الگوریتم تکاملی ژنتیک استفاده شد. نتایج این بهینه‌یابی نشان داد که سرعت نهایی ماهواره‌بر در مدارهایی که تنها دبی سوخت مولد گاز از پمپ سوخت مرحله دوم عبور می‌کند (مدار شکل‌های ۱ و ۳) بیشتر است. از طرف دیگر مشخص شد که تقسیم دبی خروجی بوستر توربین سوخت به پمپ سوخت مرحله دوم و محفظه احتراق (مدار شکل ۳) می‌تواند در افزایش سرعت نهایی ماهواره‌بر نقش بسزایی داشته باشد. بنابراین، می‌توان گفت که با یک زمان سوزش و نیروی پیشران برابر، مدار پیشنهادی شکل (۳) نسبت به دو مدار دیگر بالاترین سرعت نهایی و نسبت ضربه ویژه به جرم مرحله ماهواره‌بر را تأمین می‌کند.

همان‌طور که در جدول (۳) مشاهده می‌شود، بررسی ساختارهای مختلف تغذیه بوستر توربوپمپ سوخت در این طرح‌ها نشان می‌دهد، حداقل فشار سر مخزن سوخت با نگاه تأمین رژیم بدون کابیناسیون پمپ‌ها، در مدارهای شکل‌های (۲) و (۳) کاهش محسوسی داشته است که همین مسئله جرم مخازن را کاهش می‌دهد. اما در بهترین نقطه قابل دست‌یابی با مدار شکل (۲)، سطح ضربه ویژه موتور کاهش محسوسی یافته است به گونه‌ای که مدار شکل (۲) در شاخص اصلی (سرعت نهایی) وضعیت مطلوبی نسبت به مدار یک نداشته است ولی مدار شکل (۳) با وضعیت مشابه ضربه ویژه نسبت به مدار یک، به واسطه کاهش جرم مخازن شرایط مطلوب‌تری در سرعت نهایی پیدا کرده است و مدار بهینه شناخته می‌شود.

با توجه به هزینه‌بر بودن پروژه‌های فضایی، از دیرباز تاکنون افزایش پارامترهایی نظیر ضربه ویژه یا سرعت نهایی بسیار مورد توجه بوده است به گونه‌ای که برای افزایش هر ثانیه ضربه ویژه که تنها چند متر سرعت نهایی جسم پرنده را افزایش می‌دهد و متناظر با افزایش حدود نیم درصدی این پارامترهاست در اتحاد جماهیر شوروی سابق، سر طراحان مفتح‌تر به دریافت مدال لنین می‌شدند. با این نگاه اهمیت این بهینه‌یابی به ویژه در مرحله طراحی مفهومی موتور سرمازای ملی کشور می‌تواند قابل تأمل باشد.

## مراجع

- [1] Jafargholi, A., Ramesh, D., Abiat, J. and Montazeri, M., "Design of Liquid Propellant Engine- Structure and Frame," *Publication of Aerospace Company*, 2006 (In Persian).
- [2] Way, D.W. and Olds, J.R., "SCORES: Developing and Object-Oriented Rocket Propulsion Analysis Tool," AIAA-98-3227, *Conference Proceeding of the 34<sup>th</sup> AIAA/ASME Joint Propulsion Conference in Seattle, WA*. 1998.
- [3] Way, D.W. and Olds, J.R. "SCORES: Web-Based Rocket Propulsion Analysis Tool for Space Transportation

پارامتر	شکل ۱	شکل ۲	شکل ۳
محفظه			
قطر گلوگاه (m)	۰/۲۶	۰/۲۶	۰/۲۶
مجموع جرم موتور و بوستر پمپ‌ها (Kg)	۵۳۶۸/۶۸	۶۶۲۲/۱۲	۶۱۲۸/۴۲
جرم مخازن (Kg)	۷۳۲۲/۶۴	۶۴۵۵/۹۹	۶۴۲۵/۱۸
جرم مرحله ماهواره‌بر (Kg)	۱۹۹۴۳۰/۷۶	۲۰۰۵۱۲/۴۲	۱۹۹۰۸۲/۳۰
طول مرحله ماهواره‌بر (m)	۱۸/۸۳	۱۸/۸	۱۸/۷۳
قطر مرحله ماهواره‌بر (m)	۴/۱۵	۴/۱۵	۴/۱۵
جرم بوستر توربوپمپ اکسید کننده (Kg)	۳۲۰/۳۰	۳۱۳/۳۹	۳۱۲/۳۰
جرم بوستر توربوپمپ سوخت (Kg)	۷۵/۸	۲۳۱/۸۷	۲۳۲/۵
دور بوستر توربوپمپ اکسید کننده (rpm)	۴۲۰۶/۶۷	۴۲۱۴/۹۵	۴۲۲۵/۵۳
دور بوستر توربوپمپ سوخت (rpm)	۱۰۸۳۰/۷۹	۲۸۳۰/۹۶	۲۸۰۶/۶۴
جرم توربوپمپ (Kg)	۱۵۶۳/۸۱	۲۳۴۵/۶۷	۲۰۰۰/۵۱
نسبت ضربه ویژه به جرم مرحله (Sec/Kg)	۲۸۵/۰۴	۲۸۳/۵۰	۲۸۵/۵۴
سرعت نهایی مرحله اول ماهواره‌بر (m/s)	۴۷۱۰/۶۲	۴۶۸۷/۸۰	۴۷۳۱/۶۷

## نتیجه‌گیری

در این مقاله، الگوریتمی برای بهینه‌یابی استاتیکی پارامترهای سامانه‌های پیشران سرمازای سیکل بسته ارائه شد. برای دست‌یابی به پارامترهای بهینه، قیدهای کابیناسیون، سازه‌ای و حرارتی مورد توجه قرار گرفت. همان‌گونه که بیان شد، نتایج محاسبات استاتیکی الگوریتم با داده‌های موتور RD-180، صحه‌گذاری شد. البته طرح‌های جدیدی از سامانه‌های پیشران سرمازای سیکل بسته نیز ارائه شد که کارایی آن در کنار طرح‌های شاخص موجود مورد ارزیابی قرار گرفت. در این طرح‌ها، مدار تغذیه بوستر توربوپمپ سوخت و پمپ سوخت مرحله دوم با نگاهی ویژه مورد توجه و ارزیابی قرار گرفت. برای محاسبه بهترین بالانس استاتیکی قابل دسترس که

- Engines,” In Russian, MAI Press, 1997, Translated to Persian by D. Ramesh, 2001.
- [10] Kazlov, A.A., “Control and Feed System’s Elements of Liquid Propellant Rocket Engines,” Mashinostroenie Press: Moscow, 1988 (In Russian).
- [11] Bookmatov, A.A., Bookanov, B.T., Kanalin, U. I. and Klepikov, I. A., “LRE Turbopump Feed System,” Patented in Russia, RU 2246023 C2, 2005, (In Russian).
- [12] Holland, J., “Adaptation in Natural and Artificial Systems,” University of Michigan Press, 1975.
- [13] Davis, L., *Handbook of Genetic Algorithms*, Van Nostrand Reinhold, 1991.
- [14] Mitchell, M., *An Introduction to Genetic Algorithm*, MIT Press, Cambridge, MA, 1998.
- [15] Engelbrecht, A. P., *Computational Intelligence*, West Sussex, England: John Wiley & Sons, Ltd., 2007.
- [16] Koodriatsev, V. M., “Basis of Theory and Calculation of Liquid Propellant Rocket Engines,” Mashinostroenie Press: Moscow, 1993 (In Russian).
- [17] Avsianikov, B.V., “Theory and Calculation of Feed Systems’s Elements of Liquid Propellant Rocket Engines,” Mashinostroenie Press: Moscow, 1983 (In Russian).
- [18] Ramesh, D., Karimi Mazraeshahi, H., “Optimization Algorithm of Main Parameters of Liquid Propellant Engines with After-Burning of Gas Generator Oxidizer Gas and Validation with Real Data”, *First Conference of Launcher, Khaje Nasir Toosi University of Tecnology, AiroSpace Faculty, Tehran*, 2011 (In Persian).
- System Design,” *AIAA-99-2353. 35<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Los Angeles, CA*, 1999.
- [4] Bradford, J., “SCORES II Design Tool for Liquid Rocket Engine Analysis,” *AIAA-2002-3990. 37<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Indianapolis, Indiana, 2002.
- [5] Bradford, J.E., Charania, A. and Germain, B. St., “REDTOP-2: Rocket Engine Tool Featuring Engine Performance, Tool, Weight, Cost, Reliability,” *AIAA-2002-3990. 37<sup>th</sup> AIAA /ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Indianapolis, Indiana, 2002.
- [6] Kwon-Su, J., Jae-Woo, L. and Changjin, L., “Optimal Gas Generator Design for Liquid Rocket Engine,” *AIAA-2004-0032, 42<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, 2004.
- [7] Berkhardt, H., Sippel, M., Herbertz, A. and Klevanski, J., “Comparative Study of Kerosene and Methane Propellant Engines for Reusable Liquid Booster Stages,” *4<sup>th</sup> International Conference on Launcher Technology Space Launcher Liquid Propulsion*, Belgium, 3-6 December 2002.
- [8] Shyy, W., Tucker, P.K. and Vaidyanthan, R., “Response Surface and Neural Network Techniques for Rocket Engine Injector Optimization,” *AIAA 99-2455, AIAA/ASME/SAE /ASEE 35<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, 1999.
- [9] Kazlov, A.A., “Propellant, Schematic and Main Parameters Selection for Liquid Propellant Rocket