



روش نوین طراحی اولیه سامانه تغذیه موتور سوخت مایع سرمازا با تکیه بر الگوریتم‌های بهینه‌سازی گرادیانی و تکاملی

محمد جواد منتظری¹، رضا ابراهیمی^{2*}

1- دانشجوی دکترای مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

2- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران

* تهران، صندوق پستی 16569-83911، rebrahimi@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 26 آبان 1393

پذیرش: 10 اسفند 1393

ارائه در سایت: 15 فروردین 1394

کلید واژگان:

موتور سوخت مایع

سامانه تغذیه

توربوپمپ

بوسترپمپ

الگوریتم ژنتیک

چکیده

در این مقاله، با تدوین روشی نوین، طراحی اولیه اجزای سامانه تغذیه یک موتور سوخت مایع سرمازا با پیکره‌بندی مدار پنوموهیدرولیکی معین، انجام شده است. مدار موتور از نوع سیکل بسته و پیکره‌بندی سامانه تغذیه آن شامل یک توربوپمپ اصلی با توربین گازی عکس‌العملی، یک بوسترپمپ مؤلفه سوخت با توربین هیدرولیکی و یک بوستر توربوپمپ مؤلفه اکسیدکننده با توربین گازی ضربه‌ای است. روش ارائه شده مبتنی بر چهار ویژگی بهینه‌سازی سامانه تغذیه را انجام می‌دهد. این چهار ویژگی عبارتند از دستیابی به مشخصه مطلوب کاویتاسیونی در پمپ‌ها - به ویژه پمپ مؤلفه اکسیدکننده - بالانس توان پمپ‌ها و توربین‌ها، سازه روتور و همچنین برآورد جرم سامانه تغذیه در نتیجه این فرایند، پارامترهای ورودی لازم برای طراحی اولیه ی هر جزء تعیین می‌شود. با حل اولیه معلوم می‌شود که بوسترپمپ‌ها، مرز کاویتاسیونی پمپ‌های اصلی را بهبود می‌دهند و به این وسیله جرم آن‌ها را کم می‌کنند؛ اما خود جرم دیگری به سامانه تغذیه اضافه می‌کند. نقطه بهینه این مسأله، با دو فرایند گرادیانی و تکاملی (ژنتیک) به دست آمده است و نتایج حاصل با داده‌های یک موتور واقعی با مدار مشابه، مقایسه شده‌اند. مقایسه نتایج طراحی با ورودی‌های مشابه موتور واقعی، درستی روش ارائه شده را اثبات می‌کند و بهبود مشخصه‌های عملکردی سامانه تغذیه را نشان می‌دهد.

New preliminary design method of pump-fed system in a cryogenic LPRE base on gradient and genetic algorithms

Mohammad Javad Montazeri, Reza Ebrahimi*

Combustion and Propulsion Laboratory, Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 16569-83911 Tehran, Iran, rebrahimi@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 17 November 2014
Accepted 01 March 2015
Available Online 04 April 2015

Keywords:
LPRE
Feed System
Turbopump
Booster pump
Genetic Algorithm

ABSTRACT

In this paper, a new method for preliminary design of feed system (FS) in a cryogenic liquid propellant rocket engine (LPRE) has been developed. The cycle type of LPRE is pump-fed system and staged combustion. Engine cycle consists of a main turbopump with reactive gas turbine, a fuel booster pump with hydro turbine and an oxidizer booster pump with active gas turbine. This method, based on four specifications, proper cavitation number in pumps, especially in oxidizer component, power balance between pumps and turbines, strength of material in main rotor of turbopump and mass evaluation of FS, determines the type of FS components and calculates initial requirements for preliminary design of each of them. Calculation shows that employing booster pumps improves the cavitation characteristic of the main pumps and consequently decreases FS mass, but causes added mass to fed-system. Optimum point could be achieved through using genetic algorithm, in which all involved parameters could be considered. Results of the method are compared with the same engine scheme. Comparison of the results confirms the correctness of the method and enhancement of FS characteristic parameters.

1- مقدمه

محموله‌ی ماهواره‌بر قابل افزایش است. هر چه هد بوستر توربوپمپ بالاتر باشد، دور توربوپمپ اصلی را می‌توان بالاتر انتخاب کرد؛ چراکه محدودکننده دور بالاتر در توربوپمپ‌ها، شرایط کاویتاسیونی پمپ - به ویژه پمپ مؤلفه اکسیدکننده - است و این محدودیت با افزایش فشار ورود پمپ برداشته می‌شود. اما از سوی دیگر، با افزایش هد بوستر توربوپمپ، جرم آن نیز بیش‌تر می‌شود و توربین گرداننده آن، توان بیش‌تری را از سامانه تغذیه موتور، مصرف خواهد کرد؛ از این رو یک مقدار مشخص دور توربوپمپ وجود دارد که

در سامانه تغذیه بسیاری از موتورهای سوخت مایع ماهواره‌برها، از بوستر توربوپمپ همراه با توربوپمپ اصلی استفاده می‌شود. بوستر توربوپمپ‌ها را پیش از پمپ‌های اصلی نصب می‌کنند تا فشار ورود به پمپ‌ها را افزایش دهند و فشار دمش باک‌ها را پایین بیاورند [1]؛ که در نتیجه آن می‌توان، سرعت زاویه‌ای (دور) توربوپمپ اصلی را افزایش داد، مشخصه‌های انرژی‌تیک آن را ارتقا داد و جرم آن را کم کرد. با کاهش جرم توربوپمپ و موتور، بار

Please cite this article using:

M. J. Montazeri, R. Ebrahimi, New preliminary design method of pump-fed system in a cryogenic lppe base on gradient and genetic algorithms, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 5, pp. 71-80, 2015 (in Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

2-1- بهینه‌سازی‌های سامانه‌گرایانه

ریچارد گرث از دانشگاه اوهایوی آمریکا سال 1994 برنامه‌ای برای کمینه کردن هزینه تولید موتور سوخت مایع با رویکرد اصلی نسبت به توربوپمپ آن، ارائه کرده است که موجب تغییر بسیاری از تفرانس‌های تولید اجزای توربوپمپ و آسان‌تر کردن ساخت آن‌ها شده است [2].

کاترین ون هوسر آمریکایی و همکارانش سال 1999 از مرکز فضایی مارشال در هانسونیل آلاباما، روشی عددی را مبتنی بر حل معادلات جرم، مومنتم، انرژی و غلظت در مسیرهای داخلی توربوپمپ‌ها ارائه کرده‌اند که می‌تواند دبی، دما، فشار و فاز را در هر یک از نقاط اصلی یک توربوپمپ به‌دست آورد. او محاسبات خود را با نتایج تست‌های یک توربوپمپ واقعی به نام فست‌رک مقایسه کرده است و دقت بسیار خوبی را گزارش کرده است [3].

و. ن. کورشف روسی از دانشگاه کای سال 2001 بر اساس روش ریاضی «تغییرات اندک» و خطی‌سازی معادلات ریاضی حاکم بر توربوپمپ، روشی را برای کمینه کردن مقدارهای بیشینه‌ی فشار ورود به پمپ، ارائه کرده است که بر مبنای آن نوعی بهینه‌سازی روی سامانه توربوپمپ انجام شده است [4].

یوگنی نیکلایویچ رومانسکوف سال 2002 از مجتمع تحقیقاتی انرگوماش روسیه با همکاری شرکت‌های نی‌ای‌ماش و انرگیا، تحقیق و بررسی جامعی را روی بوستر توربوپمپ اکسیژن مایعی انجام داده است که منجر به طراحی و آزمون نسل جدیدی از موتورهای سوخت مایع می‌شود. او ثابت کرده است که به کارگیری توربین هیدرولیکی به جای توربین گازی می‌توان میزان مصرف بوستر توربوپمپ را از 8 تا 12 درصد دبی کل پمپ به 1/5 تا 2/5 درصد رساند و نوسانات فرکانس پایین مسیر اکسیدکننده را (در بازه‌ی 4 تا 6 هرتز) به‌وسیله کنترل تزریق خروجی توربین بوستر توربوپمپ میرا نماید. بررسی تجربی این پدیده در آزمون‌های مدل به اثبات رسیده است. این بهینه‌سازی به دلیل نیاز به توان کم‌تر در توربین، منجر به کاهش 8 تا 10 درصدی دمای توربین اصلی شده است که افزایش عمر عملکردی موتور را به دنبال دارد [5]. ایگوریوویچ فاتویف روسی سال 2003 روشی را برای بهینه‌سازی ساختار موتور آردی - 120 ارائه کرده است که 12/5% بار مفید ماهواره‌بر سایوز را افزایش می‌دهد. دیدگاه وی فقط بهبود عملکرد جداگانه‌ی زیرسامانه‌های این موتور بوده است [6].

میروشکین سال 2005 از شرکت انرگوماش روسیه با بررسی روی موتوری با مولفه‌های «متان مایع - اکسیژن مایع» پیشنهاد کرده است، حدود 10% از متان گرم‌شده در مسیر خنک‌کاری محفظه‌ی موتور، برای گرداندن توربین بوستر توربوپمپ اکسیژن مایع استفاده شود. با این طرح ضمن ثابت بودن فشار محفظه‌ی اصلی، دمای توربین توربوپمپ اصلی، 20 درجه کاهش می‌یابد. وی مشخصه‌های این طرح را با دو طرح دیگر نیز مقایسه کرده است؛ یکی طرحی که در آن تمامی متان گرم شده در مسیر خنک‌کاری محفظه پس از سرد شدن نسبی در یک مبدل حرارتی با اکسیژن مایع، توربین بوستر توربوپمپ را به گردش در می‌آورد و موجب کاهش 60 تا 125 درجه‌ای دما در توربین اصلی می‌شود؛ دیگری طرحی که در آن مرحله دوم پمپ متان مایع با توربین گازی متان گرم کار می‌کند و مرحله اول پمپ متان مایع، با توربین گاز مولد گاز احیایی به گردش در می‌آید. طرح اخیر موجب بهبود کلی عملکرد سامانه تغذیه موتور می‌شود [7].

مجموع جرم بوستر توربوپمپ و توربوپمپ اصلی، در آن کمینه خواهد بود و انرژی مصرفی بوستر توربوپمپ کم‌ترین خواهد شد.

وجود نقطه بهینه در طراحی اولیه بوسترپمپ هم برای پمپ اکسیدکننده و هم برای پمپ سوخت صدق می‌کند. به عبارت دیگر نمی‌توان بدون در نظر گرفتن یکی، دیگری را بهینه کرد. از سوی دیگر، سامانه تغذیه موتور سوخت مایع، از یک تأمین‌کننده اصلی توان مصرفی در موتور بهره می‌گیرد که عموماً نوعی توربین گازی است که میزان توان تولیدی در این توربین در تناظر با مصرف‌کننده‌ها، قرار دارد. بنابراین یکی از قیودی که در بهینه‌سازی سامانه تغذیه، بایستی مد نظر قرار گیرد، بالانس توان تولیدی و مصرفی در موتور است. در موتورهای سیکل بسته¹ - که مولد گاز²، گاز تولیدی در خود را به جای تخلیه به محیط، در محفظه احتراق تخلیه می‌کند و فرایند تکمیل احتراق در محفظه انجام می‌پذیرد - این توربین از نوع عکس‌العملی³ است.

در بهینه‌سازی زیرسامانه‌های یک ماهواره‌بر، همواره موضوع کمینه کردن جرم، یک پارامتر مهم است و موضوع طراحی اولیه سامانه تغذیه نیز از این قاعده مستثنی نیست.

در هر طراحی اولیه، باید محدودیت‌های مواد و جنس در نظر گرفته شود. ممکن است طراحی اولیه، تمامی ویژگی‌های جرمی - انرژی مناسب را داشته باشد، اما جنس مناسب (از دیدگاه در دسترس بودن و قیمت) برای آن یافت نشود. آسیب‌پذیرترین بخش یک سامانه تغذیه، روتور است. در الگوریتم طراحی اولیه این مقاله، موقعیت نصب تکیه‌گاه‌ها - که دارای کم‌ترین قطر هستند - از نظر سازه‌ای کنترل می‌شوند.

با این وصف، طراحی بهینه سامانه تغذیه با چهار رویکرد¹ - دست‌یابی به مشخصه مطلوب کاویتاسیونی در پمپ‌ها، 2- بالانس توان تولیدی و مصرفی در موتور، جرم سامانه تغذیه و 4- سازه روتور باید صورت پذیرد. این رویکرد را به دلیل جامع‌الاطراف بودن، می‌توان «سامانه‌گرایانه»⁴ دانست.

در این مقاله در ابتدا با الگوریتم سنتی (گرادپانی) و سپس با یک الگوریتم تکاملی (ژنتیک)، طراحی اولیه سامانه تغذیه یک موتور سرمازای معین، انجام شده است؛ به گونه‌ای که هر چهار رویکرد یادشده رعایت شود و در عین حال تابع هدف طراحی - که بیشینه کردن بار مفید (محموله)⁵ می‌باشد - ارضا شود.

با طراحی اولیه زیرسامانه‌های سامانه تغذیه موتور، نوع پمپ‌ها (میزان محوری بودن یا گریز از مرکز بودن) و نوع توربین‌های (میزان محوری بودن، عکس‌العملی یا ضربه‌ای بودن) به‌کار رفته در این مدار و همچنین پارامترهای اولیه، برای طراحی دقیق آن‌ها تعیین می‌شود.

2- پیشینه پژوهش

پژوهش‌های گسترده‌ای روی سامانه تغذیه‌ی موتورهای سوخت مایع انجام شده و تمامی دستاوردهای کنونی نتیجه تلاش‌های دهه‌های گذشته است. به دلیل گستردگی این تحقیقات، بررسی پیشینه این موضوع به 17 سال گذشته محدود شده و در دو بخش «بهینه‌سازی سامانه‌گرایانه» و «بهینه‌سازی اجزای سامانه تغذیه موتور و پژوهش‌های پدیده‌گرایانه» بر حسب تاریخ انجام پژوهش ارائه می‌شود.

1- Staged Combustion Cycle
2- Gas Generator
3- Reactive Turbine
4- Systematic Approach
5- Payload

2-2- بهینه‌سازی اجزای سامانه تغذیه موتور سوخت مایع

در منابع و مراجع، تعداد مقالات بیش‌تری به موضوع بهینه‌سازی اجزای سامانه تغذیه و پژوهش‌های پدیده‌گرایانه اختصاص دارد. گرچه این موضوع ارتباط کم‌تری با موضوع این تحقیق دارد، به طور خلاصه به برخی از پژوهش‌ها اشاره می‌شود.

در دانشگاه جیانگسوی چین سال 2000، اثر تعداد پره‌ها بر مشخصه‌های عملکردی یک پمپ گریز از مرکز با شبیه‌سازی عددی و صحنه‌گذاری آزمایش انجام شده است. پمپ اصلی 5 پره بوده و با روش نمونه‌سازی سریع¹ تعداد پره‌ها معادل 4، 6 و 7 ساخته شده و علاوه بر تحلیل، تست شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد تعداد پره‌ها اثر مهمی بر مناطق کم‌فشار جریان (پشت پره‌ها) و ساختار گردابه‌ها² دارد. با افزایش تعداد پره‌ها، هد پمپ‌ها افزایش داشته، اما بازده و مشخصه‌های کاویتاسیونی³ پمپ‌ها نیاز به تفسیر دارد [8].

اکایاسو و همکاران از آژانس پژوهش‌های فضایی ژاپن سال 2002، در مقاله‌ای فناوری‌های کلیدی برای توسعه موتورهای سوخت مایع چندبازمصرف، بر اساس موتور H-II-A را با رویکرد سامانه تغذیه موتور، ارائه کرده‌اند و در آن به نیاز، برای توسعه فناوری‌های «یاتاقان‌های هیدرواستاتیک»، «اضافه کردن جت‌پمپ برای بهبود عملکرد در شرایط استارت دوباره موتور»، «استفاده از ایندیوسر (مارپیچ) چهارراهه به جای سه‌راهه در ورودی پمپ برای کاهش ارتعاشات توربوپمپ» و «افزایش ابعاد یاتاقان‌های توربوپمپ جهت بهینه کردن ارتعاشات آن» اشاره کرده‌اند. این مقاله می‌تواند رویکردهای اصلی جهت توسعه سامانه تغذیه موتورهای سوخت مایع سرمازا را آشکار کند [9].

کوتیر دلگشا از فرانسه سال 2005، یک مدل عددی سه‌بعدی از رفتار کاویتاسیونی ایندیوسر ارائه می‌کند که نتایج آن با آزمون مقایسه شده‌اند. در این مدل، توسعه کاویتاسیون و ابر بخار درون آن بررسی شده است. برای این منظور او از نرم‌افزاری به نام فین/توربو استفاده کرده است [10].

م. آسوژ و همکاران از فرانسه سال 2005 برنامه‌ای رایانه‌ای به نام هلیوس برای طراحی و تحلیل پمپ‌های گریز از مرکز ارائه کرده‌اند که ضمن طراحی پمپ‌های جدید می‌تواند، پمپ‌های موجود را نیز بهینه کند. در این برنامه امکان طراحی سریع و رفت و برگشتی با دخالت کاربر، پیش‌بینی عملکرد یک‌بعدی، تولید مدل شبه سه‌بعدی (مدل نصف‌النهاری)، تولید مدل سه‌بعدی برای تحلیل سی‌اف‌دی و هم‌زمان تحلیل آن ایجاد شده است. ضمن آن‌که در صورت بهینه نبودن پارامترهای مورد درخواست طراح، کار بازگشت و شروع طراحی دوباره، امکان‌پذیر خواهد بود [11].

یان ژونفنگ از چین سال 2006 بر اساس الگوریتم ژنتیک تطبیقی طراحی بهینه پمپ گریز از مرکز دور بالا و سرعت مخصوص پایین را انجام داده است و نتایج تجربی آزمون پمپ طراحی شده با این روش را با پیش‌بینی‌های خود مقایسه کرده است [12].

ن. تانی و همکاران از آژانس پژوهش‌های فضایی ژاپن سال 2008، ضمن توسعه موتورهای نسل جدید LE-X، طراحی بهینه و چندموضوعی پره‌ی توربین توربوپمپ را در دستور کار خود قرار دادند. آنان ابتدا با یک بهینه‌سازی تک‌موضوعی روی پره و سپس بهینه‌سازی چندموضوعی روی آن، ساختاری برای توربوپمپ ارائه کرده‌اند که بهبود عملکرد در آن دیده می‌شود.

این مقاله ثابت می‌کند استفاده از روش‌های بهینه‌سازی چندموضوعی در توسعه توربوپمپ‌های رانده‌مان بالا، کارایی بالایی دارند [13].

ای. بنینی و همکاران از دانشگاه پادوآی ایتالیا سال 2009 یک کد میان‌خطی⁴ برای پیش‌بینی عملکرد توربوپمپ‌های کوچک و متوسط (3 تا 40 کیلووات) توسعه داده‌اند که می‌تواند عملکرد آن‌ها را در نقطه طراحی و غیرطراحی پیش‌بینی کند. سپس این مدل با یک روش بهینه‌سازی تکاملی تک‌موضوعی و با به‌کارگیری داده‌های تجربی، برای تولید فضای جست‌وجوی گسترده، کالیبره شده است. در نهایت، دقت مدل کالیبره‌شده با مدل واقعی مقایسه و اثبات شده است [14].

لی هیانگ یانگ و همکاران از چین سال 2009، اثر ضریب جریان بر گام و هاب پره‌ی بوسترپمپ محوری کروسین مایع در یک موتور سوخت مایع را با انجام تحلیل عددی سه‌بعدی، بررسی کرده‌اند و سپس نتایج را با داده‌های آزمایشگاهی مقایسه کرده‌اند [15].

لیان وای و همکاران از مرکز گلن ناسای آمریکا و دانشگاه لوییس ویل این کشور سال 2010، پیشرفت‌ها در طراحی بهینه را با استفاده از الگوریتم‌های تکاملی جهت مسائل آیرودینامیکی به‌ویژه توربوپمپ موتورهای سوخت مایع را مورد بررسی قرار داده‌اند. سرفصل‌های اساسی این مقاله که برای حل یک موضوع بهینه‌سازی بزرگ مهم هستند؛ عبارتند از: «رویکرد ترکیبی برای شتاب بخشیدن به همگرایی روش‌های تکاملی»، «استفاده از مدل جایگزین برای کاهش هزینه‌های محاسباتی»، «بهینه‌سازی طراحی بر مبنای قابلیت اطمینان با روش‌های تکاملی» و «داده‌کاوی راه‌حل‌های بهینه با آسیب نرساندن به دیگر داده‌ها». این مقاله منبع مناسبی برای انتخاب روش‌های تکاملی در بهینه‌سازی مسائل آیرودینامیکی است [16].

2-3- جمع‌بندی پژوهش‌های پیشین

1. هم اکنون موضوع بهینه‌سازی و بهبود عملکرد توربوپمپ موتور سوخت مایع و زیرسامانه‌های آن؛ مانند پمپ‌ها، ایندیوسرها و توربین موضوع فعال و به‌روز مراکز تحقیقات توربوماشینی جهان است.

2. در بسیاری مقالات و رساله‌ها از روش‌های تکاملی و روش‌های ترکیبی⁵ برای بهینه‌یابی و بهبود عملکرد توربوپمپ‌ها و اجزای آن استفاده می‌شود و ثابت شده است که به دلیل سرعت مخصوص پایین پمپ‌های مورد استفاده، بازده پایین آن‌ها و وجود جریان‌های ثانویه بزرگ، به‌کارگیری روش‌های بهینه‌سازی چندموضوعی امری لازم است.

3. بهینه‌سازی جامع سامانه تغذیه موتور سوخت مایع با در نظر گرفتن پارامترهای سیستمی جسم پرنده (دیدگاه سامانه‌گرایانه)، گزارش نشده است. به عبارت دیگر ارتباط سامانه تغذیه موتور با پارامترهایی مانند جرم بار مفید در بهینه‌سازی‌ها لحاظ نشده است.

در این تحقیق تلاش می‌شود با رویکرد سامانه‌گرایانه و با تکیه بر الگوریتم‌های بهینه‌یابی به‌ویژه الگوریتم تکاملی ژنتیک، طراحی اولیه یک سامانه تغذیه سرمازا انجام شود.

3- توصیفی از سامانه تغذیه مورد بررسی

موتور سوخت مایع مورد بررسی در این مقاله، یک موتور سیکل بسته توربوپمپی است⁶ که نوع پیش‌رانه آن سرمازا⁷ (اکسیژن مایع و کروسین) است.

4- Midline Code

5- Evolutionary and Combined Methods

6- Staged Combustion Pump-Fed System

7- Cryogenic Propellant

1- Rapid Prototyping

2- Jet Wake

3- Cavitation Characteristics

بوسترتوربوپمپ؛ عبارتند از سرعت زاویه‌ای روتور، هد پمپ‌ها و دبی جرمی عبوری از پمپ‌ها. از این رو می‌توان عاملی طبق رابطه (1) تعریف کرد که اثر این سه پارامتر در آن دیده شود [17]:

$$EMF = \frac{\sum_1^Z \dot{m} H^{1.5}}{\omega} \quad (1)$$

مطابق بررسی آماری، جرم توربوپمپ‌هایی که در موتورهای سیکل بسته به کار رفته است، با رابطه (2) با EMF ارتباط دارد:

$$m_{tp} = EMF \quad (2)$$

تعیین‌کننده‌ترین پارامتر در رابطه‌ی (1)، سرعت زاویه‌ای روتور (دور) بوسترتوربوپمپ و توربوپمپ است. در دیگر منابع، روابطی با نگاه متفاوت (مثلاً با در نظر گرفتن پارامترهایی چون؛ توان توربین و تعداد مراحل توربین) ارائه شده است [18] که از آن‌ها نیز می‌توان استفاده کرد ولی از ارائه آن‌ها در این مجال اندک خودداری شده است.

4-2- مشخصه‌های کاویتاسیونی پمپ‌ها، سرعت زاویه‌ای روتور

تدوین الگوریتمی که بتواند، طراحی سامانه‌گرایانه (سیستمی) سامانه تغذیه موتور سوخت مایع را انجام دهد، بیش از هر چیز، مبتنی بر مرز کاویتاسیونی بوسترپمپ اکسیدکننده است. به عبارت دقیق‌تر باید سرعت مخصوص بیشینه بوسترپمپ اکسیدکننده $n_{s,max}$ محاسبه شود. دلیل این امر را باید در تمایل بیش‌تر مؤلفه اکسیدکننده به کاویتاسیون (به دلیل فشار بخار بالاتر) جست‌وجو کرد؛ در واقع این عامل، تعیین‌کننده دور بوسترپمپ اکسیدکننده است.

دور بوسترتوربوپمپ به کمینه فشار ورود - که همان فشار باک پیش‌رانه است - طبق رابطه (3) محتوای گاز حل شده در مؤلفه پیش‌رانه ورودی به بوسترتوربوپمپ، فشار بخار مؤلفه و دبی حجمی عبوری از پمپ، بستگی دارد [20,19]:

$$\omega_{bp} = \frac{n_{ss,max} - \Delta_{in} NPSH_{in}^{0.75}}{\sqrt{Q}} \quad (3)$$

در این رابطه $n_{ss,max}$ سرعت مخصوص بیشینه‌ای است که برای نوع پمپ انتخابی برای بوسترپمپ (محوری، قطری² یا گریز از مرکز) در نظر گرفته شده است و با توجه به مقدار هد مثبت مکشی رزروی³ که برای پمپ در نظر می‌گیریم، داریم [17,20]:

$$NPSH_{in} = \frac{p_{in,min} - p_v}{\rho} - NPSH_{rsr} \quad (4)$$

با توجه به تعریف سرعت مخصوص مکش پمپ، برای پمپ اصلی اکسیدکننده می‌توان رابطه (5) را نوشت:

$$n_{ss} = \frac{\omega Q^{0.5}}{NPSH_{in}^{0.75}} \quad (5)$$

از روابط (3) تا (5) می‌توان، رابطه هد بوسترپمپ را با دور توربوپمپ اصلی به صورت (6) به دست آورد:

$$H_{bp} = \frac{\omega}{n} Q - NPSH \quad (6)$$

این رابطه به خوبی نشان می‌دهد که دور توربوپمپ اصلی به هد تولیدی در بوسترتوربوپمپ اکسیدکننده بستگی دارد و با افزایش هد بوسترپمپ، دور توربوپمپ اصلی بالاتر می‌رود. به عبارت دیگر، با افزایش هد بوسترپمپ اکسید، اکسیدکننده‌ی ورودی به پمپ اصلی اکسید، دیرتر رو به کاویتاسیون می‌رود و در این حالت، دور توربوپمپ می‌تواند، افزایش یابد.

موتور سیکل بسته موتوری است که خروجی مولد گاز آن به جای تخلیه در محیط، در محفظه احتراق تخلیه می‌شود و پس از تکمیل احتراق محصولات مولد گاز در محفظه اصلی، جت جریان خروجی نیروی پیش‌ران را تولید می‌کند.

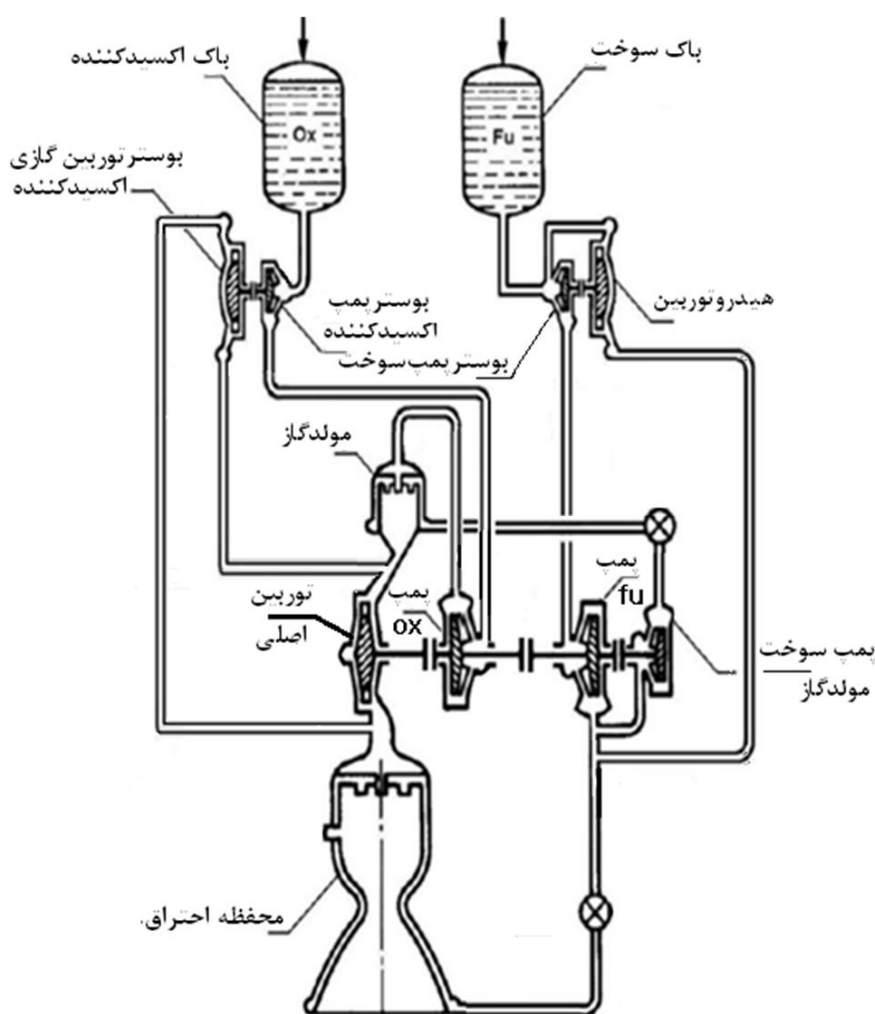
این سامانه از یک توربوپمپ اصلی و دو بوسترتوربوپمپ تشکیل شده است (شکل 1). توربوپمپ اصلی این موتور شامل یک توربین گاز از نوع عکس‌العملی و تک‌مرحله‌ای با سیال عامل غنی از اکسیدکننده¹، یک پمپ گریز از مرکز اکسیدکننده و یک پمپ گریز از مرکز دو مرحله‌ای سوخت است. خروجی مرحله اول پمپ سوخت، تغذیه پمپ مرحله دوم، محفظه اصلی و هیدروتوربین چندمرحله‌ای بوسترپمپ سوخت را بر عهده دارد؛ به همین علت پمپ سوخت محفظه نامیده می‌شود. در این ساختار، پمپ سوخت مرحله دو، مولد گاز را تغذیه می‌کند؛ از این رو پمپ سوخت مولد گاز نامیده می‌شود. بوسترتوربین اکسیدکننده این مدار، از نوع گازی است.

4- معادلات حاکم بر پارامترهای اساسی طراحی سامانه تغذیه

مطابق چهار رویکردی که در مقدمه به آن اشاره شد، معادلات حاکم بر پارامترهای اساسی طراحی اولیه سامانه تغذیه موتور سوخت مایع، در چهار گروه بررسی می‌شود؛ «برآورد جرم سامانه تغذیه»، «مشخصه‌های کاویتاسیونی پمپ‌ها»، «بالانس توان تولیدی و مصرفی در موتور» و «سازه روتور».

4-1- برآورد جرمی سامانه تغذیه

اصولاً برآورد جرمی سامانه تغذیه موتور سوخت مایع با دیدگاه آماری انجام می‌گیرد. تحقیق آماری نشان می‌دهد [1]، عوامل مؤثر بر جرم توربوپمپ و



شکل 1 شماتیک مدار سامانه تغذیه موتور مورد بررسی

2- Diagonal
3- Net Positive Suction Head

1- Oxidant Rich

4-4- سازه روتور

قطر روتور در ناحیه نصب تکیه‌گاه‌ها، از روی توان توربین (مجموع توان پمپ‌ها) و دور روتور به دست می‌آید [26]:

$$d = \sqrt[3]{\frac{P_t}{\omega \tau}} \quad (15)$$

به طور معمول در روتور توربوپمپ‌ها و بوسترپمپ‌ها از جنس‌هایی استفاده می‌شود که مقدار تنش برشی در آن‌ها در محدوده 100 تا 200 مگاپاسکال است و در اینجا نیز همین مقدار مبنا قرار داده می‌شود.³

سرعت محیطی روتور در ناحیه‌ی تکیه‌گاه‌ها با رابطه (16) قابل محاسبه است:

$$u = \omega d \quad (16)$$

تجربه کارکرد توربوماشین‌های موتور سوخت مایع، نشان می‌دهد که سرعت محیطی تکیه‌گاهی، عددی در حدود 100 تا 110 متر بر ثانیه است. بنابراین سرعت زاویه‌ای توربوپمپ یا بوستر توربوپمپ باید به گونه‌ای باشد که این شرط را ارضا کند.

5- توصیف الگوریتم محاسبه دور بهینه

منطق روش پیشنهادی در این مقاله در الگوریتم شکل 2 ارائه شده است. این الگوریتم بر اساس معیارهای چهارگانه‌ای که در بخش پیشین (3) به آن اشاره شد، برای ساختار مدار پنوموهیدرولیکی موتور مورد بحث در این مقاله (شکل 1) تنظیم شده است.

الگوریتم ارائه شده، برای یک موتور سیکل بسته نوشته شده است. در این الگوریتم، نیازی نیست که ایمپالس ویژه‌ی موتور را مد نظر قرار داد؛ چراکه افتی ناشی از افزایش دبی مولدگاز، روی ایمپالس ویژه‌ی موتور روی نمی‌دهد. برای موتورهای سیکل باز نیز می‌توان الگوریتم مشابهی ایجاد کرد؛ اما در آن، تأثیر ایمپالس ویژه‌ی موتور -ناشی از میزان دبی مصرفی در توربین اصلی توربوپمپ، گذرنده از مولدگاز موتور- که بر نقطه بهینه جرمی و سرعت زاویه‌ای‌های توربوپمپ و بوسترپمپ موثر است، باید در نظر گرفته شود.⁴

داده‌های ورودی برای شروع این الگوریتم، کمینه فشار ورودی به بوسترپمپ‌ها، دبی کل سوخت و اکسیدکننده در موتور با مدار معین و همچنین ویژگی‌های ترمودینامیکی گاز ورودی به توربین اصلی (شامل: ثابت آدیاباتیک گاز، ثابت گازی و دمای گاز) می‌باشد.

5-1- الگوریتم گرادانی

بر اساس این منطق و با استفاده از روابط بخش 3، با داده‌های ورودی پیش‌گفته، در یک مقدار مشخص «ضریب قطر مارپیچ پمپ اکسیدکننده» $K_{D \text{ ind ox}}$ ، هد، بازده و توان بوسترپمپ‌ها محاسبه می‌شود (شکل 2). سپس با این داده‌ها در چندین فشار مولدگاز مختلف، بالانس توان پمپ‌ها و توربین اصلی کنترل می‌شود. در صورت نبود هم‌گرایی با دقت مناسب، نتایج با مقادیر دیگر فشار مولدگاز p_{gg} تکرار می‌شود. فشاری از مولدگاز که بالانس را برقرار کند، برای ادامه محاسبه، استفاده می‌شود. سپس با سرعت‌زاویه‌ای در نظر گرفته شده، قطر کمینه محل استقرار بال‌برینگ روی روتور توربوپمپ

در این رابطه فرض بر آن است که توربوپمپ تک‌محور¹ و بدون جعبه‌دنده باشد؛ چون در صورت استفاده از حالت توربوپمپ چندمحور² یا توربوپمپ با جعبه‌دنده، اصولاً با طراحی جعبه‌دنده‌ی مناسب، هر دوری را می‌توان برای پمپ اکسیدکننده انتخاب کرد.

در عین حال، روابط (1) و (2) نشان می‌دهند که افزایش سرعت زاویه‌ای روتور در توربوپمپ اصلی، منجر به کاهش جرم آن می‌شود و افزایش هد بوسترپمپ، جرم بوستر توربوپمپ را بالا می‌برد؛ یعنی می‌توان دوری برای توربوپمپ اصلی به دست آورد که در آن جرم مجموع بوستر توربوپمپ و توربوپمپ اصلی (جرم سامانه تغذیه) کمینه شود.

برای یافتن ارتباط مشخصه‌های کاویتاسیونی پمپ‌ها و هندسه آن‌ها آزمایش‌های زیادی انجام شده و روابط متفاوتی برای هر یک از انواع پمپ‌ها در منابع وجود دارد [21-24]. پیشنهاد مناسبی در مرجع [20] برای ارتباط ویژگی‌های کاویتاسیونی و هندسه پمپ گریز از مرکز مارپیچ‌دار با رابطه (7) ارائه شده است:

$$n_{ss \text{ max}} - K_D \quad (7)$$

در این رابطه K_D ضریب قطر مارپیچ پمپ است. این ضریب به نوعی، با رابطه (8) هندسه و هیدرودینامیک پمپ را مشخص می‌کند [22]:

$$K_D = \frac{D}{\sqrt[3]{\dot{V}}} \omega \quad (8)$$

4-3- بالانس توان

دور توربوپمپ بر راندمان پمپ‌ها و توربین اثر می‌گذارد. به عنوان نمونه می‌توان از راندمان پمپ و توربین گازی به صورت زیر اشاره کرد [19،25]:

$$\eta_p = \frac{\sqrt{n_s}}{n_s^2} \quad (9)$$

$$\eta_t = \frac{M_{cad}^* - 2n_{st}^{0.62} n_{st}^{13}}{n_{st}} \quad (10)$$

در رابطه (10)، n_{st} ضریب سرعت مخصوص توربین و n_s سرعت مخصوص پمپ است که هر دو به سرعت زاویه‌ای روتور آنها بستگی دارد.

کار مخصوص تولیدی در یک توربین‌گاز به ثابت گاز ورودی به توربین، ثابت آدیاباتیک و دمای گاز ارتباط دارد (رابطه 11):

$$W_{ad} = \frac{k_{gg}}{k_{gg} - 1} R_{gg} T_{gg} - \delta^{k_{gg}-1} \quad (11)$$

که در این رابطه δ نسبت کاهش فشار در توربین است. بر این اساس توان تولیدی در یک توربین با احتساب راندمان آن از رابطه (12) به دست می‌آید:

$$P_t = \dot{m}_t W_{ad} \eta_t \quad (12)$$

توان مصرفی پمپ‌ها نیز به دبی عبوری از آن‌ها، راندمان پمپ و هد تولیدی در آن‌ها بستگی دارد (رابطه 13):

$$P_p = \frac{\dot{m}_p H}{\eta_p} \quad (13)$$

الگوریتم محاسبه دور بهینه، باید توازن توان تولیدی توربین‌ها و توان مصرفی پمپ‌ها را با توجه به مقدار دبی کل سوخت و اکسیدکننده و دبی‌های عبوری از اجزاء برقرار نماید (مسأله بالانس انرژی). بر اساس روابط (12،13) این توازن در هر دور محاسبه با رابطه (14) کنترل می‌شود:

$$\sum P_t = \sum P_p \quad (14)$$

1- Single Shaft Rotor
2- Multi Shaft Rotor

3- این امر نشان می‌دهد که یکی از رویکردهای بهینه‌سازی روتور توربوپمپ‌ها - که منجر به جرم کم تر روتور می‌شود - استفاده از جنس‌هایی است که استحکام برشی بیش تری داشته باشند.

4- در موتور سیکل بسته برخلاف موتور سیکل باز، گاز خروجی از مولدگاز به جای تخلیه به محیط به محفظه احتراق می‌ریزد و انرژی آن بازیابی می‌شود؛ بنابراین افزایش دبی مولدگاز بر کاهش ایمپالس ویژه بی‌اثر است.

در واقع، مقادیر مختلف «ضریب قطر پمپ اکسیدکننده» $K_D = K_{D.ind.ox.p}$ فضای اولیه حل را برای بهینه‌یابی ایجاد می‌کند. فرایندی که تشریح شد، با یک مقدار دیگر «ضریب قطر مارپیچ اکسیدکننده» $K_D = K_{D.ind.ox}$ تکرار می‌شود.

این الگوریتم به صورت گرادایانی، می‌تواند، مقدار بهینه $D_{ind.ox}$ را تعیین می‌کند که با آن، هندسه اولیه پمپ‌ها، بوسترپمپ‌ها و سرعت زاویه‌ای روتور توربوپمپ اصلی تعیین می‌شود.

5-2- الگوریتم تکاملی (ژنتیک)

الگوریتم ژنتیک بر روش حلی که در بخش 4 ذکر شد و برخی مراحل آن خود، به صورت رفت و برگشتی است، بنا می‌شود (شکل 3). در این الگوریتم، ورودی‌ها، همانند الگوریتم گرادایانی است و ساختار کلی سامانه تغذیه نیز مطابق شکل 1 است. متغیرهای بهینه‌سازی این الگوریتم و محدوده مجاز آن‌ها در جدول 1 ذکر شده‌اند.

محدوده‌های مجاز طراحی در جدول 1، طبق مقادیر اجرا شده در طرح‌های مشابه و تا حد امکان «گسترده»، تعریف شده‌اند، تا هر گونه کمینه‌ای در فضای حل از دست نرود.

قیده‌های طراحی بنابر دو اصل انتخاب شده‌اند؛ یکی آنکه کم‌ترین تغییرات هندسی در سامانه را ایجاد کنند و دیگری در محدوده مهندسی طراحی هر جزء قرار داشته باشند، اثر قیود طراحی در پارامتر «جریمه»² خلاصه شده و مستقیماً در تابع هدف وارد می‌شود.

تابع هدف³ این الگوریتم بهینه‌سازی، عبارت است از جرم کل سامانه تغذیه موتور؛ که بایستی کمینه شود. جرم کل سامانه تغذیه موتور شامل جرم بوستر توربوپمپ‌ها و توربوپمپ اصلی است و از رابطه (19) بدست می‌آید:

$$FV = m_{tp} \sum m_{bp} + Pe \quad (19)$$

مقدار ترم آخر در معادله (19)، مقدار همان جریمه‌هایی است که در هر مرحله از بهینه‌یابی، برای برخی پارامترهای طراحی (قیود) پرداخت می‌شود.

به عنوان نمونه، تفاضل توان توربین و پمپ‌ها در توربوپمپ اصلی، اگر از یک درصد بالاتر باشد، هم‌گرایی مناسبی بین داده‌ها به وجود نیامده است؛ گرچه ممکن است نقطه بهینه، از نظر پارامترهای جرمی - انرژی تعیین شده باشد. از این رو، اگر مقدار این تفاضل در هر دور محاسبه از این عدد بالاتر باشد، هنوز تابع هدف برآورده نشده است و باید به دنبال نقطه‌ای گشت، که مقدار جریمه برای آن، کمینه باشد.

مقدار جریمه‌ها برای هر یک از قیود به صورت دلخواه تعیین می‌شود؛ مثلاً 100 واحد برای خارج بودن از بازه مجاز تفاضل توان‌ها و 50 واحد برای سرعت مخصوص خارج از بازه مجاز نوع پمپ. جمع تمام جریمه‌ها در کد نوشته‌شده، در تابع هدف حضور دارد و الگوریتم تا زمانی که آن را

جدول 1 متغیرهای بهینه‌سازی سامانه تغذیه در الگوریتم ژنتیک

نام متغیر	نماد متغیر	محدوده مجاز
بیشینه سرعت مخصوص	$n_{s \max ox}$	3000 - 4000
ضریب قطر مارپیچ پمپ اکسید	$K_{D \text{ ind } ox}$	4/0 - 6/5
افت فشار مولد گاز تا توربین	ΔP_{gg-t}	5 - 10 بار
افت فشار توربین تا محفظه	ΔP_{t-cc}	10 - 15 بار
فشار مولد گاز	P_{gg}	300 تا 600 بار
تعداد مراحل توربین هیدرولیکی	z	1 - 8

محاسبه می‌شود. سرعت محیطی محل استقرار برینگ، محدودکننده نوع برینگ است. با کنترل سرعت محیطی، داده‌های به دست آمده از این محاسبه (شامل سرعت زاویه‌ای، هد و دبی پمپ‌ها) مبنای محاسبه جرم بوستر توربوپمپ و توربوپمپ قرار داده می‌شود.

برای هر دور، قطر برینگ روتور با تنش تسلیم سازه‌ای جنس روتور نیز بررسی می‌شود تا خارج از مقدار مجاز نباشد. اگر این دور در محدوده مجاز نباشد، می‌توان، سرعت زاویه‌ای کمی کوچک‌تر از دور بهینه را برای روتور توربوپمپ انتخاب کرد.

این محاسبه برای یک سرعت زاویه بزرگ‌تر تکرار می‌شود تا فضای اولیه جمعیتی از داده‌ها که بتوان کار بهینه‌سازی را روی آن انجام داد، تولید شود. با استفاده از تجربه‌ی موتورهای سوخت مایع طراحی‌شده، می‌توان گفت که دور بوسترپمپ اکسیدکننده، معمولاً در محدوده رابطه (17) قرار دارد [1]:

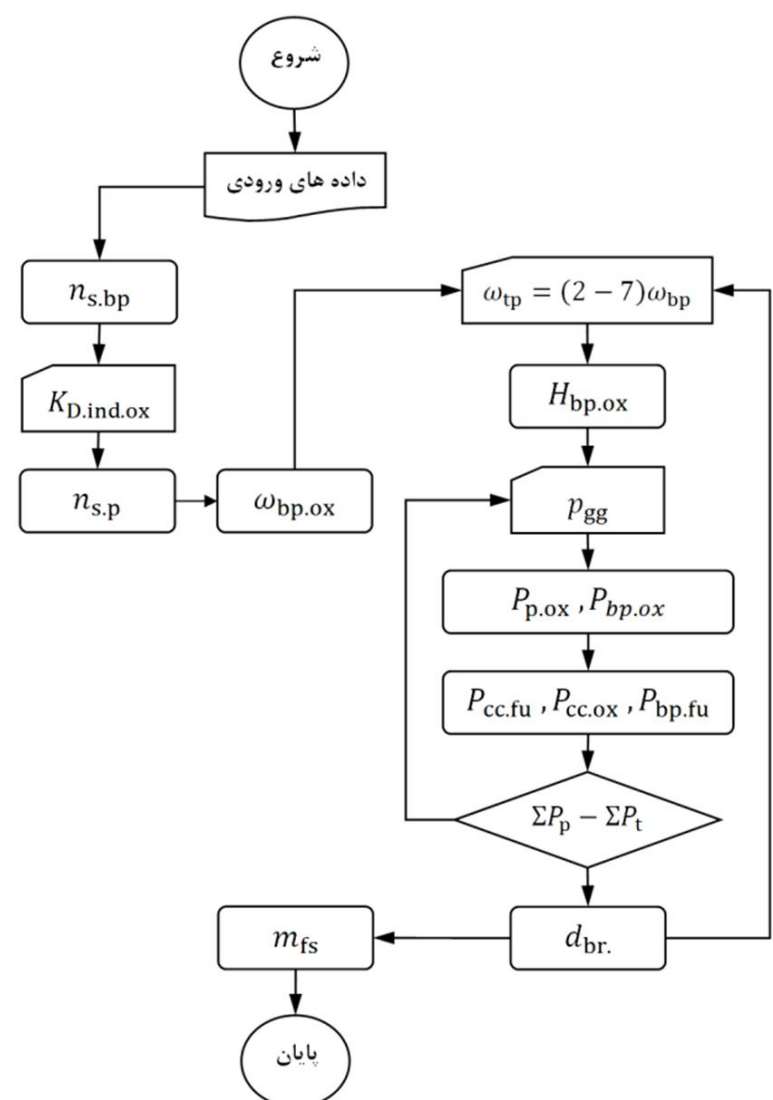
$$\omega_{tp} - \omega_{ox.bp} \quad (17)$$

همین محدوده مبنای بهینه‌یابی قرار داده می‌شود تا نتایج حاصل دور از انتظار نشود.

در این الگوریتم، برای محاسبه هد پمپ‌ها، لازم است افت مسیر جریان عبور سیال در برخی مسیرها، حدس زده شود. محدوده‌های مجاز برای مسیرهای نشان‌داده شده در شکل 1، مطابق توصیه‌های مرجع [1] در نظر گرفته می‌شود.

گرچه نتیجه این محاسبه، مقدار «ضریب قطر مارپیچ پمپ اکسیدکننده» را به دست می‌دهد؛ اما می‌توان همین ضریب را برای مارپیچ سوخت¹ نیز به دست آورد. معمولاً رابطه (18) بین ضریب قطر پمپ محوری بوسترپمپ سوخت و اکسیدکننده برقرار است [1]:

$$K_{D.ind.fu} \quad K_{D.ind.ox} \quad (18)$$



شکل 2 الگوریتم جعبه‌ای محاسبه سرعت زاویه‌ای توربوپمپ

2- Penalty
3- Fitness function

1- Fuel pump inducer

$$P_1 \quad a b c d e f g h \& P \quad 1 \ 2 \ 3 \ 4 \ 5 \ 6 \ 7 \ 8 \quad (20)$$

و بردار رندوم دودویی به صورت رابطه (21) باشد:

$$V_r \quad 1 \ 1 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \quad (21)$$

تابع تلاقی فرزند زیر را برمی‌گرداند (رابطه 22):

$$ch \quad a b \ 3 \ 4 \ e \ 6 \ 7 \ 8 \quad (22)$$

این تابع که به تابع اسکتر⁶ معروف است، به این معناست که با توجه به مقدار رندومی که برای بردار دودویی در هر چرخه حل در نظر گرفته می‌شود، آرایه‌های متناظر با یک از جمعیت پدر و آرایه‌های متناظر با صفر از جمعیت مادر برداشت می‌شود و فرزند جدید متولد می‌شود.

انتخاب نسل برتر برای ورود به دور بعدی محاسبه، قدم بعدی در الگوریتم است (شکل 3). مطابق جدول 2، این الگوریتم ژنتیک حداکثر با 1000 دور محاسبه متوقف می‌شود (شرط توقف) و حداکثر مقدار مجاز مجموع تغییرات تابع هدف⁷ در آن کم‌تر از 10^{-7} است. برای کد نوشته‌شده هیچ محدودیت زمانی برای رسیدن به موقعیتی که در آن تابع هدف بدون تغییر باقی بماند، وجود ندارد.

برنامه‌نویسی کد ژنتیک یاد شده (شکل 3) در نرم‌افزار متلب انجام شده است.

6- نتایج

ورودی‌های حل مسأله برای طراحی اولیه سامانه تغذیه موتور سوخت مایع شکل 1، در جدول 3 برای یک موتور سوخت مایع سرمازا با زوج پیشرانه اکسیژن مایع و کروسین⁸ ارائه شده است. مقادیر ارائه شده در جدول 3، مقادیر نامی مربوط به موتور RD-191 است. این موتور در مرحله اول ماهواره بر کی.اس.ال.وی کشور کره جنوبی مورد استفاده قرار گرفته و در شرکت انرگوماش روسیه تولید می‌شود.

همان گونه که گفته شد، حل بر اساس دو الگوریتم گرادیانی و تکاملی (ژنتیک) مطابق نمودارهای شکل 2 و 3 انجام می‌گیرد.

6-1- نتایج حل با روش الگوریتم گرادیانی

بر اساس الگوریتم شکل 2، تغییرات جرم سامانه تغذیه بر حسب نسبت دورهای توربوپمپ اصلی و بوسترپمپ اکسیدکننده، قابل محاسبه است. نتیجه این محاسبه در شکل 4 ترسیم شده است.

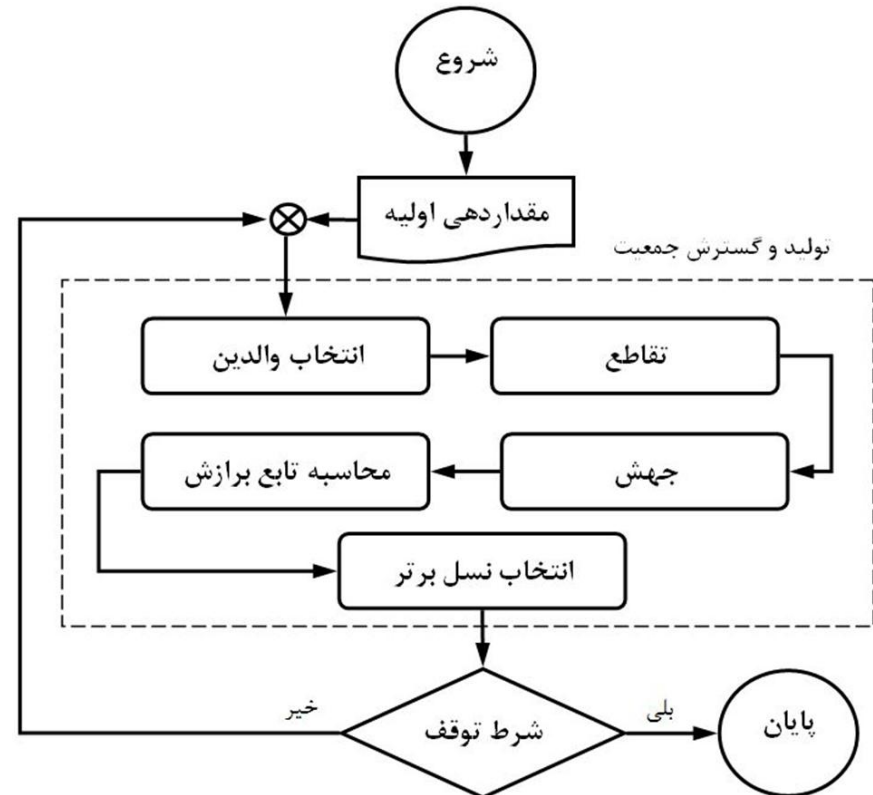
شکل 4 نشان می‌دهد که جرم سامانه تغذیه موتور - که در این‌جا مجموع جرم بوستر توربوپمپ‌ها و جرم توربوپمپ در نظر گرفته شده - در هر «ضریب قطر پمپ مارپیچ اکسیدکننده» ($K_{D.ind.ox}$) دارای یک کمینه است. هر یک از

جدول 3 پارامترهای ورودی محاسبه طراحی اولیه و بهینه‌یابی سامانه تغذیه^(*)

نام پارامتر	نماد	مقدار
کمینه فشار ورود اکسید	$P_{in \ min \ ox}$	2/8 بار
کمینه فشار ورود سوخت	$P_{in \ min \ fu}$	2/7 بار
دبی سوخت	$\dot{m}_{fu}$	132 کیلوگرم بر ثانیه
دبی اکسیدکننده	$\dot{m}_{ox}$	345 کیلوگرم بر ثانیه
ثابت گاز مولد گاز	R_{gg}	265 ژول بر کیلوگرم کلون
دمای مولد گاز	T_{gg}	850 کلون
ثابت آدیاباتیک گاز مولد	k_{gg}	1/21

^(*) مقادیر، مقادیر نامی نزدیک به موتور RD-191 روسی است [27].

6- Scattered Function
7- Fitness Function
8- Kerosene



شکل 3 الگوریتم بهینه‌یابی به روش ژنتیک

جدول 2 گزینه‌های اصلی در تدوین الگوریتم ژنتیک و مقادیر آن‌ها^(*)

گزینه الگوریتم ژنتیک	مقدار پارامتر
تعداد جمعیت الگوریتم	150
تعداد افراد انتقالی از هر دور محاسبه به دور بعد	8
درصد جمعیت ژن‌های نسل بعد تولیدشده با تابع تلاقی	0/8
بیشینه تعداد دور محاسبه، پیش از توقف کد	1000
بیشینه مجاز تعداد دور بی‌تغییر ماندن تابع هدف	250
بیشینه مجاز مجموع تغییرات تابع هدف	10^{-7}
بیشینه زمان مجاز بدون تغییر ماندن تابع هدف	∞

^(*) پارامترها بر اساس الگوریتم استاندارد و پس از سعی و خطا، تعیین و مقداردهی شده‌اند.

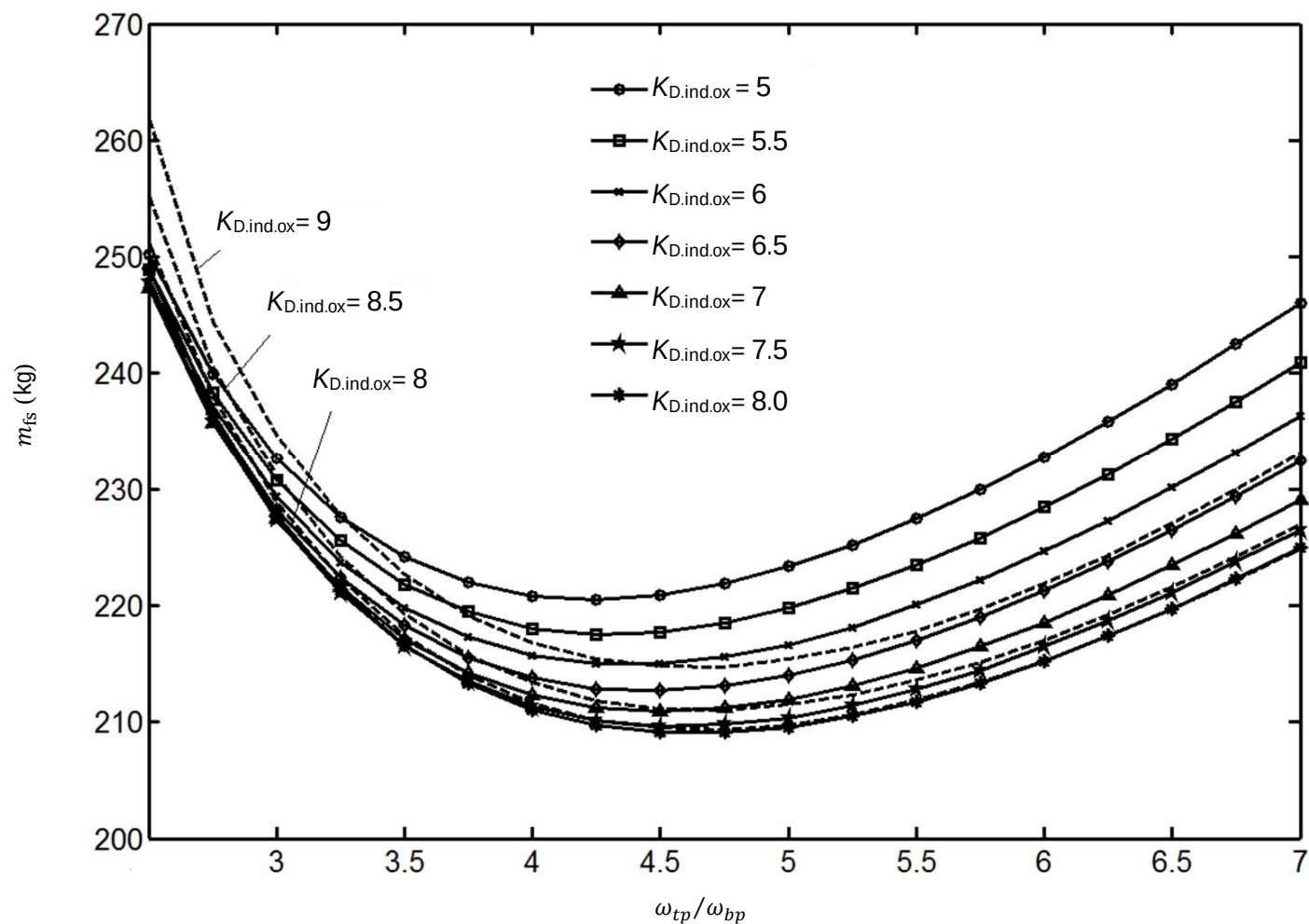
کمینه نکند (در واقع صفر نکند)، متوقف نمی‌شود؛ از این جهت، می‌توان مقدار جریمه‌ها را دلخواه انتخاب کرد. با صفر شدن جریمه‌ها، تنها بخشی از تابع هدف باقی می‌ماند که مربوط به جرم سامانه تغذیه است.

الگوریتم بهینه‌یابی به روش ژنتیک در شکل 3 ارائه شده است. جعبه خط‌چین - که با عنوان «تولید و گسترش جمعیت¹» نشان‌دار شده - هسته مرکزی الگوریتم است. الگوریتم با مقداردهی تصادفی به هر یک از ژن‌های تعدادی فرد² - که در این‌جا 150 عضو انتخاب شده است - شروع می‌شود. ژن‌ها³ که صفات هر فرد را تعریف می‌کنند، در جدول 1 به نام متغیرهای بهینه‌سازی تعریف شده‌اند و بازه‌ی انتخاب مقدار تصادفی مطابق این جدول است.

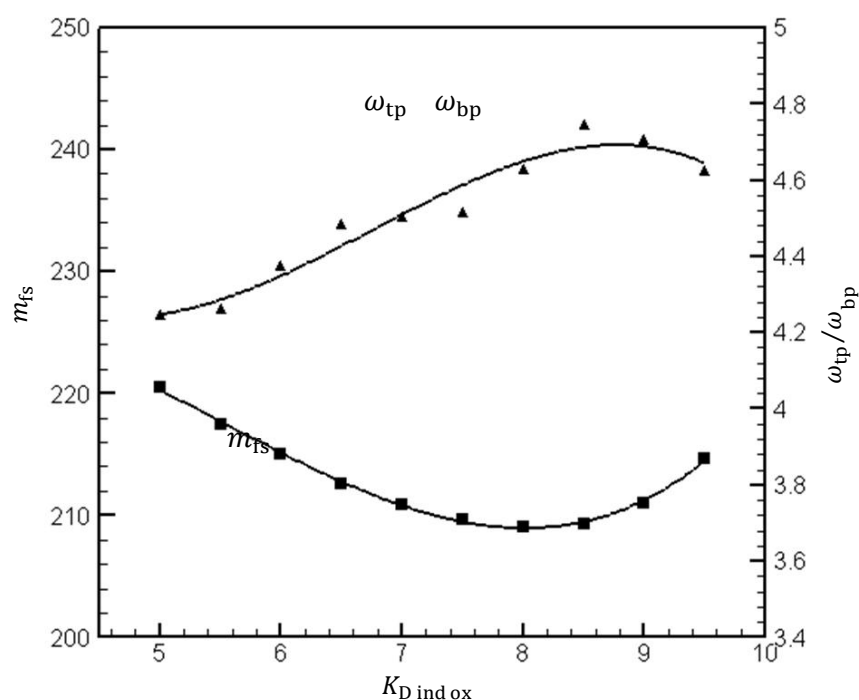
گزینه‌های اصلی در تدوین الگوریتم ژنتیک و مقادیر آن‌ها، مطابق جدول 2 ارائه شده است.

در مرحله «انتخاب والدین⁴» 80 درصد افراد به عنوان مادر و پدر برای فرایند تلاقی⁵ انتخاب می‌شوند. تابع تلاقی یا تقاطع در ساده‌ترین صورت روی دو جمعیت متوالی تولید شده در الگوریتم به این صورت تعریف می‌شود که اگر P_1 و P_2 والدین (به ترتیب پدر و مادر) باشند (رابطه 20):

1- Population
2- Individual
3- Gene
4- Parent Selection
5- Cross Over



شکل 4 تغییرات جرم سامانه تغذیه موتور بر حسب نسبت دور توربوپمپ اصلی به دور بوستر توربوپمپ در ضرایب قطر ورودی ماریچ پمپ اکسیدکننده



شکل 5 تغییرات جرم سامانه تغذیه موتور بر حسب نسبت دور توربوپمپ اصلی به دور بوستر توربوپمپ در ضرایب قطر ورودی ماریچ پمپ اکسیدکننده

برای داده‌های ورودی که در جدول 3 ارائه شده است، نقطه بهینه سامانه تغذیه مورد نظر و مقایسه آن با موتور نمونه در جدول 4 درج شده است. مقایسه نشان می‌دهد که طراحی اولیه به روش گرادیانی با نتایج واقعی با خطای 4/5 درصد اختلاف دارد که از نظر تقریب طراحی اولیه مهندسی قابل قبول است. از سوی دیگر درستی روش ارائه‌شده تایید می‌شود.

جدول 4 نقطه بهینه سامانه تغذیه و مقایسه آن با موتور نمونه

پارامتر	مقدار بهینه	مقدار در موتور نمونه
$K_{D \text{ ind ox}}$	5/7	5/9
m_{fs}	231 کیلوگرم	222 کیلوگرم
$\frac{\omega_{tp}}{\omega_{bp}}$	5/01	4/8

این کمینه‌ها را بایستی یک کمینه محلی نامید و در صورتی که روش طراحی، مبتنی بر کد رفت و برگشتی - مانند آن چه در این مقاله ارائه شده - نباشد، طراح را می‌تواند دچار اشتباه در انتخاب نقطه طراحی کند.

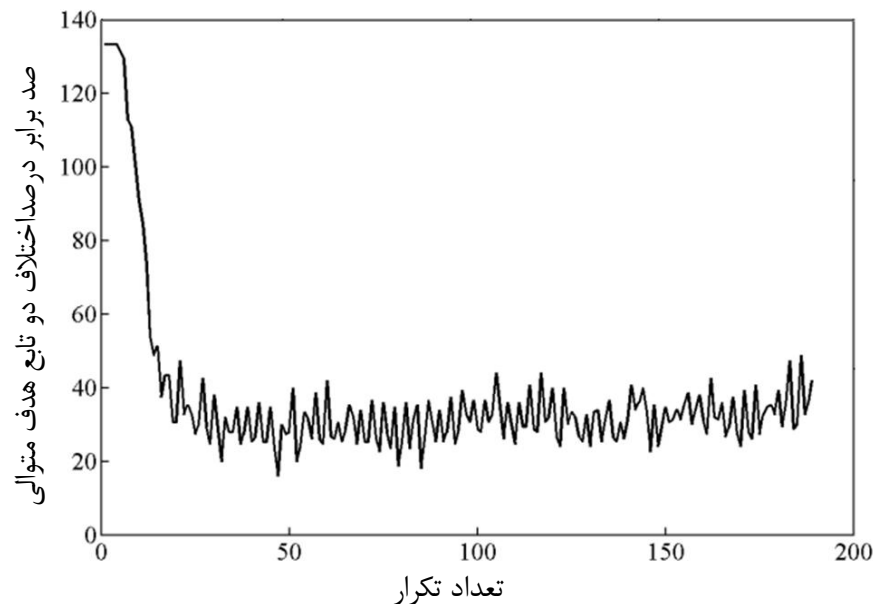
نقاط کمینه روی نمودارهای شکل 4 با تغییر «ضریب قطر ماریچ پمپ اکسیدکننده» ($K_{D \text{ ind.ox}}$)، به سمت راست تمایل پیدا می‌کند و کمینه یگانه‌ای برای نمودارهای مختلف یافت نمی‌شود؛ از این رو روش زیر برای یافتن نقطه بهینه نهایی به کار می‌رود:

برای یافتن نقطه بهینه، مقادیر کمینه‌های جرم سامانه تغذیه موتور سوخت مایع m_{fs} و همچنین نسبت سرعت زاویه‌ای توربوپمپ اصلی به سرعت زاویه‌ای بوستر توربوپمپ اکسیدکننده (ω_{tp}/ω_{bp}) از شکل 4 همراه با مقادیر متناظر ضریب قطر ماریچ پمپ اکسیدکننده‌ی آن‌ها ($K_{D \text{ ind.ox}}$)، به شکل 5 انتقال داده می‌شود.

شکل 5 نشان می‌دهد که جرم سامانه تغذیه موتور به ازای ضریب قطر ماریچ پمپ اکسیدکننده، دارای یک نقطه کمینه است و به صورت نسبی در همین مقدار کمینه، نسبت سرعت زاویه‌ای توربوپمپ اصلی به سرعت زاویه‌ای بوستر توربوپمپ اکسیدکننده، دارای بیشینه است.

شکل 5 قدم پایانی برای یافتن نقطه بهینه طراحی اولیه سامانه تغذیه است.

مفهوم بیشینه مقدار نسبت سرعت زاویه‌ای توربوپمپ اصلی به سرعت زاویه‌ای بوستر توربوپمپ اکسیدکننده ($\omega_{tp}/\omega_{bp \text{ max}}$) آن است که می‌توان، دور بیشینه‌ای برای توربوپمپ اصلی به دست آورد که جرم سامانه تغذیه در آن کمینه باشد. به عبارت دیگر اثبات شد که با انتخاب درست سرعت زاویه‌ای روتور توربوپمپ اصلی می‌توان سامانه تغذیه موتور و در نتیجه کل موتور سوخت مایع را با کمترین جرم طراحی کرد، روشن است که این امر، یکی از اهداف اصلی طراح موتور و ماهواره بر است.



شکل 7 همگرایی و تثبیت اختلاف دو تابع هدف متوالی در الگوریتم ژنتیک

با توجه به هدف این تحقیق و توضیح بند قبل، بخشی از این اختلاف، ذاتی است؛ چراکه از مرحله طراحی اولیه تا طراحی دقیق، پارامترهای اولیه، به هر دلیل ممکن است دچار تغییر شود. به عبارت دیگر بسیاری از پارامترهای موتور پس از طراحی دقیق، ممکن است تغییر کند.

6-4- نوآوری مقاله

نوآوری موضوع این مقاله را می‌توان در موارد زیر خلاصه کرد:

- محاسبه نقطه بهینه سامانه تغذیه موتور سوخت مایع سیکل بسته بر اساس تابع هدف جرم کمینه؛
- نگاه سامانه‌گرایانه در طراحی اولیه سیستم تغذیه موتور سوخت مایع سیکل بسته؛
- ارائه روشی برای طراحی سیستمی سامانه تغذیه موتورهای سیکل بسته و تعیین پارامترهای اساسی اجزای آن؛
- استفاده از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌یابی با اعمال قیدهای متعدد طراحی؛

6-5- جمع‌بندی

نتایج این تحقیق نشان می‌دهد، در مرحله طراحی اولیه سامانه تغذیه موتور سوخت مایع، می‌توان با موفقیت از روش‌های تکاملی (در این مقاله ژنتیک) استفاده کرد.

مقایسه روش سنتی گرادیانی با الگوریتم ژنتیک ارائه شده، مزیت عمده الگوریتم‌های تکاملی را ثابت می‌کند، چراکه در الگوریتم ژنتیک، امکان دخیل کردن تمامی پارامترهای مورد نظر طراح و اعمال هر نوع قیدی در طراحی وجود دارد. الگوریتم ارائه شده برای یک موتور نمونه (موتور RD-191 با طراحی روسی استفاده شده در ماهواره بر کره جنوبی)، اجراء شد و درستی روش تایید گردید.

7- فهرست علائم

ch	فرزند حاصل از تابع تلاقی
d	قطر روتور توربوپمپ یا بوسترپمپ
EMF	فاکتور معادل جرم توربوپمپ ²
FV	تابع هدف بهینه‌سازی (مقدار برازش)

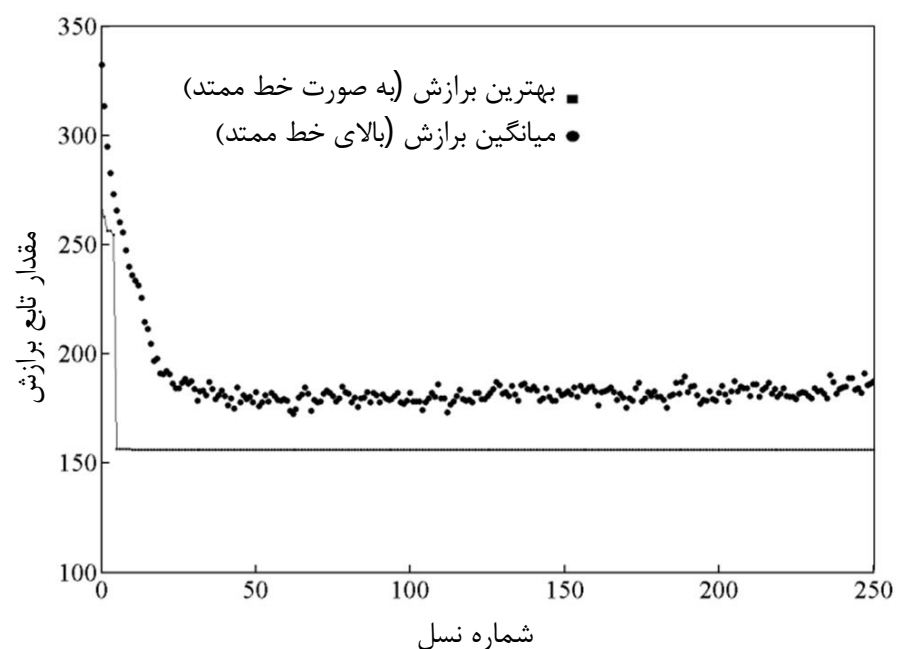
6-2- نتایج حل به روش الگوریتم ژنتیک

مقدار میانگین و مقدار بهترین تابع هدف (برازش) تعریف شده مطابق رابطه (19)، در طی فرایند تولید نسل‌ها، در شکل 6 نشان داده شده است. بر اساس این شکل مقدارهای میانگین و بهترین برازش¹، به ترتیب عبارت است از: 184/2 و 156/0 کیلوگرم. مقدار این دو عدد بهبود قابل توجهی را در جرم سامانه تغذیه موتور نشان می‌دهد. در جدول 2 بیشینه تعداد تکرار برای بی‌تغییر ماندن تابع هدف 250 ذکر گردید. شکل 7 نشان می‌دهد، که پیش از رسیدن به این تعداد، با 180 تکرار، برنامه متوقف شده است.

6-3- مقایسه نتایج الگوریتم گرادیانی و ژنتیک

درستی روش ارائه شده با مقایسه‌ای که در جدول 4 انجام شده، اثبات گردید. اختلاف قابل توجه نتایج الگوریتم ژنتیک با روش گرادیانی را می‌توان با دلایل زیر توجیه کرد:

- قیدهای طراحی اعمال شده در الگوریتم ژنتیک، قیدهای مورد نظر طراح اصلی نبوده‌اند. به عنوان نمونه، در این تحقیق، افت فشار مسیر مولدگاز تا توربین ΔP_{gg-t} برابر 5 تا 10 بار در نظر گرفته شده است، در حالی که ممکن است به دلایل مختلفی مانند جانمایی اجزای موتور لازم شود، این افت کم‌تر یا بیش‌تر در نظر گرفته شود.
- از قیدهای بسیار مؤثر در طراحی سیستمی می‌توان به بازه مجاز فشار مولدگاز موتور اشاره کرد. این پارامتر اثر مستقیم و قابل توجهی بر بالانس انرژی در موتور دارد و از دیدگاه‌های مختلفی می‌تواند انتخاب شود. ممکن است این دیدگاه سازه‌ای باشد -که در آن صورت رویکرد به سوی فشارهای پایین‌تر است- و یا ممکن است از دیدگاه افزایش ایمپالس ویژه موتور باشد که در آن صورت فشارهای بالاتر مفیدتر هستند. تفاوت در این انتخاب این رویکرد، می‌تواند نتایج دو طراحی سیستمی را با هم متفاوت کند.
- خطای برخی تخمین‌ها، می‌تواند نتایج را دگرگون کند. مثلاً روابط (۹،۸)، برآوردی از راندمان پمپ و توربین ارائه می‌کند که ممکن است پس از طراحی دقیق با نتایج آزمایشگاهی، تغییر کنند. روابط (۹،۸) بر اساس هیدرودینامیک کلی پمپ -که در ضریب سرعت مخصوص آن خلاصه می‌شود- بنا شده‌اند؛ در حالی که بازده پمپ‌ها به شدت متأثر از ابعاد هندسی اصلی آن، به ویژه گپ‌های اجزای گردنده و ثابت نسبت به هم، می‌باشند.



شکل 6 تغییرات مقدار بهترین و میانگین تابع برازش با افزایش تعداد نسل

8- مراجع

- [1] M.J.Montazeri, A. Jafar-Gholi, D. Ramesh, J. Abyat, *Design of Liquid Propellant Engine, Configuration and Structure*, pp. 347-348, AIO Publication, 2006 (In Persian).
- [2] R.J. Gerth, A Spreadsheet Approach to Minimum Cost Tolerancing For Rocket Engines, *Computers industrial Engineering* Vol. 27, Nos 1-4, pp. 549-552, 1994.
- [3] V.H. Katherine, J. Bailey, A. Majumdar, Numerical prediction of transient axial thrust and intrnal flows in a rocket engine turbopump, *AIAA-99-2189*, 1999.
- [4] V.N. Kurshev, Two problems of analyzing of turbopump of LPE, KAI, ISSN 0579-2975. *Avitsionaya Tekhnika*, №2, 2001, (In Russian).
- [5] E.N.Romanskov, *Investigation of high-performance oxygen-kerosene booster turbopump for new generation of LPE*, PHD Tesis in Moscow Avition Institute (MAI), 2005, (In Russian).
- [6] E.U. Fatuev, *Investigation of modificatiom of LPE RD-120 for 1-st stage of space launch vehicle*, PHD tesis in MGTU, 2003, (In Russian).
- [7] V.V. Miroshkin, *Incresing of system efficiency of feedding system of oxygen-kerocene LPE with non-oxidant gas generator*, PHD tesis in KAI, 2005, (In Russian).
- [8] T. Shigemitsu, J. Fukutomi, Effects of Blade Number on Characteristics of Centrifugal Pumps, supported by *National Outstanding Young ScientistsFounds of China*, Grant No. 50825902, 2009.
- [9] A. Okayasu, T. Ohta, A. Kamijyo, H. Yamada, Key technology for reusable rocket engine turbopump, *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 6, pp. 351-355, 2002.
- [10] O.C. Delgosha, O. Morel, R.F. Patella, J. Reboud, Numerical Simulation of Turbopump Inducer Cavitating Behavior, *International Journal of Rotating Machinery*, 2, pp. 135-142, 2005.
- [11] M. Asuje, & et all, Computer aided design and optimization of centrifugal pumps, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; ProQuest Science Journals*, P. 187, May 2005.
- [12] Y. Junfeng, W. Chen, Optimum design of low-specific-speed high-speed centrifugal pump based on genetic algorithm, *Shaanxi Power Machine Design and Research Institute*, Xi'an 710100, China, 2009.
- [13] N.A. Tani, A.B. Oyama, K.A. Okita, N. Yamanishi, Feasibility study of multi objective shape optimization for rocket engine turbopump blade design, *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2008.
- [14] E. Benini, M. Cenzone, Calibration of a meanline centrifugal pump model using evolutionary algorithms, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 223(7), pp. 835-847, 2008.
- [15] L. Xiangyang, W. Xiaofeng, T. Xuan, M. Xusheng, Techniques of kerosene booster turbopump for LOX/kerosene staged combustion cycle engine, *Xi'an Aerospace Propulsion Institute*, Xi'an 710100, China, 2009.
- [16] Y.A. Lian, A.B. Oyama, Progress in design optimization using evolutionary algorithms for aerodynamic problems, *Progress in Aerospace Sciences*, 46(5-6), pp. 199-223, 2010.
- [17] A. Kazlov, V.N. Novikov, Y.V. Saloviev, *Feed and Control Systems of LPRE*, pp. 347-348, Mashinostroeynie, 1989 (In Russian).
- [18] NASA SP-8707, *A Monograph of National Aeronautics and Space Adminestration*, Lewis Research Center, Turbopump Systems for Liquid Rocket Engine, NASA Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion)-, pp. 33-34, Agust 1974.
- [19] J.F. Gülich, *Centrifugal Pumps*, pp. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008.
- [20] B.V. Avsiyanikov, B.E. Barovski, *Theory and Calculation of Feeding Systems of LPRE*, Third Edition, pp. 176 and 270, Mashinostroeynie, 1986 (In Russian)
- [21] M.T. Gracey, *High-Pressure Pumps*, First Edition, pp. 183, Elsevier, 2006.
- [22] K.M. Srinivasan, *Rotordynamic Pumps* (Centrifugal and Axial), pp. 4, New Age International limited, Publishers, 2006.
- [23] L. Nelik, *Centrifugal and Rotary Pumps: Fundamentals with Applications*, pp. 34, CRC Press, 1999.
- [24] Sulzer Pumps Ltd, *Centrifugal Pump Handbook*, pp. 34, Third edition, pp. 17, Winterthur, Switzerland, Elsevier, 2010.
- [25] C.E. Brennen, *Hydrodynamics of pumps*, pp. 31-32, Sulzer Concepts NREC, 1994.
- [26] J. Carvill, *Mechanical Engineer's Data Handbook*, pp. 26, Butterworth-Heinemann An imprint of Elsevier Science, 2003.
- [27] <http://www.NPOEnergomash.ru>, NPO Energomash, Modernized launcher for ZHRD «Atlas IIAR» company Lockheed Martin (USA), Accessed December 4, 2002.

 K ضریب هندسی پمپ M ماخ m جرم (kg) $\dot{m}$ دبی (kg/s) n سرعت مخصوص پمپ یا توربین $NPSH$ هد خالص مثبت مکشی پمپ p فشار (Pa) P توان (W) Pe تابع جریمه (پنالتی) Q دبی حجمی (kg/s) R ثابت گاز (J/(kg.K)) T دما (K) W کار (J) z (تعداد) مجموعه‌های پمپ در یک سامانه تغذیه

علامه یونانی

 Δ درصد حجمی گاز حل شده در پیشرانده‌ی ورودی به پمپ δ نسبت کاهش فشار در توربین η بازده (راندمان) ρ جرم حجمی پیشرانده (kg/m³) τ تنش برشی جنس روتور (MPa) ω سرعت زاویه‌ای یا دور (rad/s)

زیرنویس‌ها

ad آدیاباتیک

bp بوسترتوربوپمپ

c سرعت مطلق ورود جریان به توربین

D قطر خارجی ماریچ (ایندیوسر)

fs سامانه تغذیه

fu مؤلفه سوخت

gg مولد گاز

in ورودی به پمپ

ind ایندیوسر (ماریچ)

ox مؤلفه اکسیدکننده

p پمپ

r اتفاقی (رندوم)

rsr رزرو (زایاس)

ss نماد سرعت مخصوص مکش¹

t توربین

tp توربوپمپ

v بخار