مجله مهندسی مکانیک مدرس، خرداد 1395، دوره 16، شماره 3، ص‌ص 211-222

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

طراحی و آزمایش یک مجموعه مولد گاز پیشرانه جامد عملگر گازی سطح کنترل یک پرنده

محمدمهدی حیدری[1*]، نورالدین قدیری معصوم[2]، مصطفی رضوان‌دوست[3]

1- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
2- کارشناس ارشد، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران
3- کارشناس ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
* تهران، صندوق پستی 1344575411، mmheydary@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 24 دی 1394
پذیرش: 16 بهمن 1394
ارائه در سایت: 12 اسفند 1394

کلید واژگان:
مولد گاز
پیشرانه جامد
عملگر گازی
سطح کنترل
طراحی

چکیده

آن چه در این مقاله آمده، تلاشی برای ارائه یک روند مشخص جهت طراحی و ساخت مولد گاز پیشرانه جامد است. با استفاده از این روش طراحی،یک مولد گاز به منظور تولید گاز مورد نیاز عملگر گازی سطح کنترل یک پرنده هدایت پذیر طراحی شده که نتایج آن نیز در این مقاله ارائه شده است. تامین جریان گاز با فشار لازم جهت انجام ماموریت و دبی یکنواخت با مشخصات شیمیایی مناسب در یک مدت زمان تعریف شده، از الزامات طراحی پیش رو می‌باشد. پس از تعیین پارامترهای لازم از قبیل میزان دبی و فشار مورد نیاز، محاسبات مربوط به طراحی با توجه به روند ارائه شده انجام گردید. به منظور ارزیابی نتایج طراحی، یک مجموعه مولد گاز آزمایشگاهی در مقیاس اصلی ساخته شد. از آن جایی که این پژوهش شامل دست‌یابی به یک ترکیب مناسب پیشرانه جهت استفاده در مولد گاز هم می‌شد، برای تعیین تجربی مشخصه‌های پیشرانه از یک موتور آزمایشگاهی جهت انجام آزمایش‌های تجربی استفاده گردید. با انجام آزمایش‌ها و مقایسه نتایج با داده‌های به دست آمده از طراحی، تطابق خوبی میان آن‌ها مشاهده شد. همچنین، با انجام چندین آزمایش مشخص گردید اکسیدکننده PSAN به همراه بایندر HTPB و کاتالیزور اکسید کروم ترکیب مناسبی برای یک مولد گاز پیشرانه جامد می‌باشد. در نهایت تامین الزامات اساسی متصور برای یک مولد گاز پیشرانه جامد مانند دبی یکنواخت، دمای نسبی پایین و داشتن کم‌ترین فاز جامد حاصل از پیشرانه، مویدی بر صحت روند طراحی ارائه شده است.

Design and Test of a Solid Propellant Gas Generator Set for a Gaseous Actuator of a Flying Object's Control Surface

Mohammad Mahdi Heydary[1*], Nooredin Ghadiri Massoom[2], Mustafa Rezvandoost[1]

1- Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University, Tehran, Iran
2- Space Transportation Research Institute, Tehran, Iran
* P.O.B. 1344575411, Tehran, Iran, mmheydary@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 14 January 2016
Accepted 05 February 2016
Available Online 02 March 2016

Keywords:
Gas Generator
Solid Propellant
Gaseous Operator
Control Surface
Design

ABSTRACT

The purpose of this paper is to introduce a design and fabrication procedure for a solid propellant gas generator. Based on this procedure a gas generator was designed to supply the required operating fluid of a controllable flying object's control surface gaseous actuator, the results of which are presented in this paper as well. Supplying required pressure during the mission and gas flow rate with expected chemical characteristics are requirements of the design. At first the necessary parameters like flow rate and pressure were specified. Then the design calculations were done according to the proposed approach. In order to evaluate the design process and achieved data, a full scale gas generator set was built. Since this study includes specifying a proper formula for solid propellant of gas generator, a lab scale motor was used to qualify the propellant's characteristics experimentally. After doing tests and comparing the results with output data of gas generator design procedure, good agreement was observed. Besides, by doing several tests it was found that PSAN as oxidizer, HTPB as binder and chromium oxide as catalyst provide a proper composition for solid propellant of gas generator. Finally, covering basic requirements of a solid propellant gas generator such as uniform flow rate and less presence of solid phase and corrosive components in combustion products by means of designed gas generator are suitable to show the validity of presented design method.

1- مقدمه

بسیاری از اجسام پرنده به دلیل انجام مانورهای پروازی در زمان‌های مختلف، ناگزیر از داشتن سیستم کنترل می‌باشند. به عنوان مثال، موشک‌های هدایت شونده به منظور حفظ یا اصلاح مسیر تعریف شده تا رسیدن به هدف مورد نظر، به نیروهای کنترلی نیاز دارند. تأمین نیروی کنترلی به روش‌های گوناگون امکان‌پذیر است. متداول‌ترین آن‌ها عبارتند از: روش آیرودینامیکی،

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
M. M. Heydary, N. Ghadiri Massoom, M. Rezvandoost, Design and Test of a Solid Propellant Gas Generator Set for a Gaseous Actuator of a Flying Object's Control Surface, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 3, pp. 211-222, 2016 (in Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

روش گاز دینامیکی و روش کنترل بردار تراست. هر کدام از این روش‌ها بنابر نوع مأموریت و مشخصه‌های عملیاتی وسیله پرنده مورد نظر، دارای مزایا و معایبی هستند که در فرایند طراحی، بهترین نوع انتخاب می‌شود. در روش آیرودینامیکی از بالک‌های کنترلی و با تغییر زاویه حمله آن متناسب با نیروی مورد نیاز، استفاده می‌گردد. چرخش بالک‌ها اغلب از طریق عملگرها صورت می‌پذیرد که دارای انواع گوناگونی هستند که از جمله آن‌ها می‌توان عملگرهای هیدرولیکی، پنوماتیکی، گازی و الکتریکی را نام برد.

هدف از این مقاله ارائه یک روند طراحی و ساخت مولد گاز پیشرانه جامد جهت تأمین سیال عامل مورد نیاز عملگرهای گازی مولد نیروی خطی و بررسی نتایج آزمایش مولد گاز ساخته شده با این روند طراحی، به منظور تایید آن است. با توجه به تشابه موجود بین فرآیندهای طراحی موتورهای پیشرانه جامد و مولدهای گاز پیشرانه جامد، می‌توان دریافت که الگوی طراحی موتورهای پیشرانه جامد را می‌توان با تغییرات اندکی در طراحی مولد گاز پیشرانه جامد به کار برد. البته باید در نظر داشت که مکانیزم عملگرهای گازی با مولد پیشرانه جامد دارای اجزایی هستند که تمامی این اجزا باید در یک فضای محدود و با کم‌ترین وزن طراحی گردند. از طرف دیگر تفاوت اصلی بین موتور و مولد گاز پیشرانه جامد در فرایند تبدیل انرژی محصولات احتراق با دما و فشار بالا است. مولد گاز پیشرانه جامد که وظیفه تامین گاز مورد استفاده در محرک‌های گازی را به عهده دارد، در نگاه سیستمی بخشی از مکانیزم تولید نیروی لازم برای سطوح کنترلی است و فقط به عنوان یک منبع تولید سیال عامل گاز محرک با مشخصه‌های ویژه در نظر گرفته می‌شود. گاز تولیدی توسط مولد گاز پیشرانه جامد باید دارای مشخصه‌هایی نظیر دمای نسبی پایین، داشتن کم‌ترین میزان فاز جامد حاصل از احتراق و حداقل میزان ترکیبات خورنده در گازهای احتراق (ترکیبات حاوی کلر و ...) باشد که تامین این الزامات از نتایج این تحقیق است.

البته کاربرد مولد گاز پیشرانه جامد در همین حد خلاصه نمی‌شود. به عنوان نمونه یکی از مهم‌ترین کاربردهای مولد گاز که زمینه‌ای وسیع برای پیشرفت در سامانه‌هایی از این دست را فراهم کرده است، کیسه‌های هوا می‌باشند [1]. برای مثال یکی از کاربردهای خاص کیسه هوا، استفاده از آن‌ها برای حفاظت سفینه اکتشافی مریخ در برابر ضربه حین فرود بر سطح مریخ می‌باشد [2].

یکی دیگر از سامانه‌هایی که استفاده از مولد گاز در آن مورد توجه قرار گرفته است، سامانه‌های آتش‌نشانی می‌باشد. این مواد با توجه به مزایایی که دارند به عنوان جایگزین مناسبی برای برخی از سامانه‌های رایج آتش نشانی می‌باشند [2]. لازم به ذکر است مولدهای گاز نسبت به کپسول‌های آتش‌نشانی وزن و حجم کم‌تری دارند [3].

یکی از مهم‌ترین کاربردهای سامانه‌های مولد گاز، استفاده از آن‌ها در انتقال پیشرانه مایع از مخزن پیشرانه به محفظه احتراق موتور پیشرانه مایع می‌باشد [2].

با توجه به اهمیت و کاربرد فراوان مولدهای گازی، تاکنون چندین کار پژوهشی در مورد مولدهای گازی پیشرانه مایع و پیشرانه جامد انجام شده است. با این وجود هیچ یک از مراجع موجود یک روند مشخص و روشن برای طراحی این سامانه در اختیار نمی‌گذارد و بیش‌تر کارها معطوف به بررسی عملکرد سیستمی این سامانه بوده‌اند. به عنوان نمونه کریمی و همکاران [4]، به شبیه‌سازی و تحلیل دینامیکی عملکرد یک سیستم دمش مولد گازی و پژوهش در مورد نحوه عملکرد المان‌های مرتبط با سیستم دمش مخازن پیشران با استفاده از محصولات احتراق مولد گاز پرداخته‌اند. اوشروف و همکاران [5]، مشخصه‌های پاسخ فرکانسی یک سامانه مولد گاز در یک بوستر هیبریدی را مورد مطالعه قرار داده‌اند. آلکام و باتلر [6] طی یک شبیه‌سازی عددی، عملکرد حرارتی یک مولد گاز با پیشرانه جامد پیروتکنیکی را مدل‌سازی نموده و تاثیر پارامترهای مختلف بر روی مشخصه‌های حرارتی سیستم را بررسی کرده‌اند. در پژوهش‌های مشابهی مدل‌سازی فرایند احتراق و جریان داخل مولد گاز با استفاده از رابطه گاز ایده‌آل و به کار بردن یک مدل صفر بعدی انجام شده‌اند [7]. بخش عمده دیگری از کار در این حوزه، بر روی تاثیر ترکیبات مختلف برای پیشرانه مولدهای گازی پیشرانه جامد متمرکز شده است. برای مثال آرکیپوف و همکارش [8] روند اشتعال پیشرانه جامد بر پایه نیترات آمونیوم و بایندر انرژیکی شامل پودر آلومینیوم را به صورت تجربی بررسی کرده‌اند. اولاس و همکارانش [9] طی یک پژوهش تجربی مشخصه‌های بالستیکی و رفتار اشتعالی دسته‌ای از پیشرانه‌های جامد مورد استفاده در کیسه‌های هوا را مورد بررسی قرار داده‌اند. از سوی دیگر آن دسته از مراجع که به طور مستقیم به مبحث طراحی یک مولد گاز پرداخته و روند آن را تبیین کند، بسیار کم و اغلب دارای طبقه‌بندی اطلاعاتی هستند. با این وجود مقالاتی هستند که در آن‌ها از طراحی مولد گاز پیشرانه مایع سخن گفته شده است. از جمله این مقالات می‌توان به پژوهشی که توسط محسنی [10] انجام شده اشاره کرد. وی با در نظر گرفتن پارامترهای تاثیرگذار در طراحی یک مولد گاز مانند محدوده دمایی آن، عملکرد انژکتورها و رینگ‌های توربولانس، ملزومات طراحی یک مولد گاز پیشرانه مایع را مورد بررسی قرار داده است. وی همچنین با مطالعه تاثیر رینگ‌های توربولانس بر میدان دما در داخل مولد گاز با استفاده از شبیه‌سازی عددی، ترکیبی را برای به دست آمدن حالت یکنواخت‌تر دما در خروجی مولد گاز پیشنهاد کرده است. در اقدامی دیگر صارمی‌راد و همکارانش [11] به طراحی مولد گازی برای به کار انداختن توربین یک سامانه توربوپمپ پرداخته‌اند. ایشان پس از معرفی شاخص‌های طراحی مولد گاز پیشرانه مایع و محدوده مجاز انتخاب آن‌ها، به تبیین روند طراحی سیستمی و محاسبه و تحلیل اجزای مختلف مولد گاز برای یک مسئله مشخص پرداخته‌اند. آن‌چه مسلم است، اطلاعات بیش‌تری در مورد مولد گاز پیشرانه مایع به نسبت مولد گاز پیشرانه جامد در دسترس می‌باشد. به همین جهت تصمیم گرفته شد با تدوین یک الگوریتم طراحی برای مولد گاز پیشرانه جامد که شامل یافتن ترکیب مناسب برای پیشرانه نیز می‌باشد، پژوهشی در زمینه مولد گازهای پیشرانه جامد صورت پذیرد. روند طراحی و ساخت مولد گاز شامل محاسبات مربوط به هندسه مولد گاز و نیز مشخصه‌های رفتاری جریان گاز، تحلیل‌های سازه‌ای، استخراج ترکیب مناسب برای پیشرانه به کمک آزمون‌های تجربی و در نهایت ساخت و آزمایش مولد گاز جهت بررسی عملکرد آن می‌باشد. بنابراین، با توجه به رعایت اصول طراحی و روند انجام کار و تا حد امکان نزدیک به حداکثر قابلیت‌های فنی موجود، این پژوهش می‌تواند به عنوان یک پایه مطمئن جهت توسعه این فناوری به کار گرفته شود. بدیهی است با در نظر گرفتن نتایج این کار، می‌توان مولد گاز مورد نیاز را با مواد و ساختارهای جدید و تخصصی‌تر، ساخته و در کوتاه‌ترین زمان به نمونه عملیاتی آن دست یافت.

2- مولد گاز پیشرانه جامد

همان‌طور که در بخش پیش به آن اشاره گردید، یکی از کاربردهای مولد گاز پیشرانه جامد تأمین گاز با دبی جرمی و مشخصات معین برای عملکرد عملگرهای مولد نیروی کنترلی است. مولدهای گاز پیشرانه جامد از بسیاری

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

جهات شبیه موتورهای پیشرانه جامد هستند. تفاوت اصلی آن‌ها در این است که محصولات احتراق تولیدی سیستم‌های مولد گاز به منظور تولید نیروی خطی یا گشتاور توسط محرک به کار گرفته می‌شود ولی در موتورهای راکت، انرژی حرارتی بالای محصولات احتراق توسط یک نازل مافوق صوت به انرژی جنبشی تبدیل گردیده و به عنوان نیروی جلو برنده به کار گرفته می‌شود. این تفاوت کاربردی موجب ایجاد تفاوت‌های اساسی در الزامات طراحی مربوط به هر یک می‌گردد.

در یک تقسیم‌بندی بر اساس نوع پیشرانه، مولدهای گاز شیمیایی در سه گروه اصلی مولد گاز هیبریدی، مولد گاز پیشرانه مایع و مولد گاز پیشرانه جامد طبقه بندی می‌شوند [5].

همچنین، مولدهای گاز از لحاظ ساختاری نیز متمایز هستند. مجموعه بدنه مولدهای گاز پیشرانه جامد با توجه به نوع کاربرد، مکان استقرار، تعداد خروجی‌ها، وزن و ابعاد، می‌توانند دارای ساختار هندسی و سازه‌ای متفاوتی باشند. البته اغلب مولدهای گاز پیشرانه جامد دارای شکل استوانه‌ای با درپوش‌های عدسی شکل هستند که شباهت زیادی به موتورهای پیشرانه جامد دارند [12].

2-1- اجزاء سیستم مولد گاز پیشرانه جامد

اجزاء اصلی یک سیستم مولد گاز پیشرانه جامد شامل موارد زیر می‌باشد:

مجموعه بدنه شامل پوسته بدنه، سربند، ته‌بند
گرین پیشرانه
عایق بدنه
مجموعه آتش‌زنه
آغازگر
جمع کننده و هادی گاز

شکل 1 نمونه‌ای از یک مولد گازی کروی را نشان می‌دهد.

فرایند تولید محصولات احتراق در مولد گاز پیشرانه جامد و موتور پیشرانه جامد یکسان است. برای ایجاد و کنترل این فرایند، به یک محفظه احتراق، گرین پیشرانه جامد، آتش‌زنه و در صورت نیاز پوشش عایق حرارتی درون محفظه‌ای نیاز است.

محصولات احتراق تولیدی در مولد گاز از طریق لوله‌های هادی به بخش‌های دیگر عملگر مولد نیروی کنترلی هدایت می‌گردند. در موتور پیشرانه جامد، به منظور دست‌یابی به نیروی جلوبرندگی و راندمان بالا، محصولات احتراق اغلب دارای فشار و دمای بالایی هستند. ترکیبات موجود در پیشرانه جامد که موجب افزایش انرژی تولیدی می‌گردند، اغلب باعث ایجاد مقدار قابل توجهی فاز جامد در محصولات احتراق و همچنین ترکیباتی با قابلیت خورندگی بالا می‌شوند. از این رو نازل‌های مافوق صوت در این موتورها دارای پوشش‌های عایق و سپر حرارتی ویژه‌ای بوده و مقاومت سایشی بالایی دارند. تفاوت اصلی در این دو سیستم مربوط به نوع و ترکیب پیشرانه جامد و محصولات احتراق تولیدی می‌باشد، البته هندسه و ساختار گرین پیشرانه نیز در آن‌ها از جهاتی متفاوت است.

یکی از اجزای مهم این نوع مولد گاز پیشرانه آن است که تأمین‌کننده بخش مهمی از الزامات مربوط به مولدهای گاز می‌باشد؛ به همین دلیل یکی از مراحل اصلی طراحی، یافتن ترکیب مناسب و ساخت پیشرانه جامد است.

اندازه گلوگاه خروج گاز در کنترل سطح فشار درون محفظه احتراق، نقش اساسی را ایفا می‌نماید. گلوگاه طوری طراحی می‌شود که بتوان به‌راحتی آن را تعویض نمود. جهت انجام آزمایش در فشارهای مختلف کافی است تا

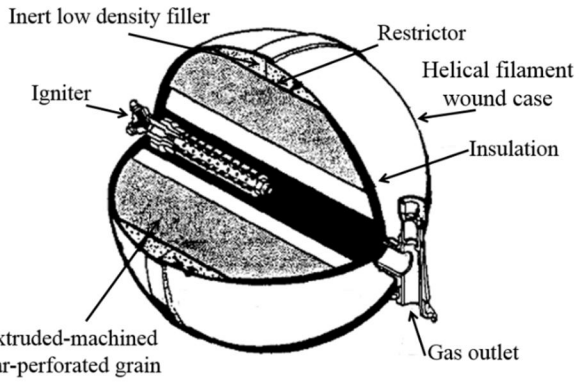

Fig. 1 Spherical gas generator [13]

شکل 1 مولد گاز پیشرانه جامد کروی [13].

گلوگاه با قطر مناسب را تعبیه کرد. همچنین، گلوگاه از بازگشت نوسانات فشاری به محفظه احتراق جلوگیری می‌کند و لذا سیستم موتور را در مقابل ناپایداری احتراق مصون می‌دارد.

یکی از اجزای موثر موتور بخش آتش‌زنه[1] آن می‌باشد. پیشرانه اصلی، پیشرانه‌ای با نرخ سوزش کم است و برای این‌که بتوان این پیشرانه را مشتعل ساخت، از آتش‌زنه استفاده می‌شود. پس از انجام فرآیند اشتعال، در لحظات اولیه احتراق به دلیل ورود گازهای احتراقی از دیواره گرین و افزایش دمای گاز در انتهای گرین، فشار درون محفظه افزایش می‌یابد. افزایش فشار بر روی گرین باعث افزایش نرخ سوزش پیشرانه می‌شود. افزایش فشار و نرخ پسروی تا برقراری تعادل بین عوامل تغییرات فشار محفظه احتراق و نرخ سوزش پیشرانه ادامه می‌یابد [14].

3- روند طراحی

روند طراحی پیشنهاد شده در این پژوهش، در شکل 2 نشان داده شده است. با توجه به ماموریت مدنظر الزامات طراحی از قبیل الزامات عملکردی و ابعادی تعیین می‌شوند. شروع طراحی مولد گاز با انتخاب پیشرانه آغاز می‌شود. پس از انتخاب پیشرانه و با توجه به پارامترهای اولیه پیشرانه از قبیل چگالی، خواص مکانیکی، ترکیبات و محصولات احتراق و همچنین نوع گرین محاسبات جرمی اولیه انجام می‌شود.

با در نظر گرفتن پیشرانه و ترکیبات آن، باید تأثیر تغییرات فشار بر مشخصات پیشرانه مورد بررسی قرار گیرد. طول و قطر مولد گاز باید با توجه به الزامات و محدودیت‌های ابعادی طراحی شود؛ سپس با توجه به مشخصات بالستیکی قطر گلوگاه به دست می‌آید، روند محاسبه قطر گلوگاه می‌تواند برای فشارهای کاری مختلف متغیر باشد، که روند محاسبه قطر گلوگاه و در نظر گرفتن فشار موتور با نرخ سوزش و مشخصات پیشرانه در یک حلقه طراحی قرار می‌گیرد.

در طراحی بدنه به انتخاب جنس و قطعات آن، تعیین ساختار هندسی بدنه، محاسبه ضخامت سازه، انتخاب اتصالات برای قطعات اصلی مولد گاز و محاسبه پارامترهای مربوط به این اتصالات پرداخته می‌شود و در پایان تحلیل سازه‌ای انجام می‌شود. در طراحی آتش‌زنه، انتخاب نوع آتش‌زنه و چگونگی استقرار آن، انتخاب نوع پیشرانه آن و مواد سازه‌ای آن و تعیین سایر پارامترهای بالستیکی آن باید رعایت شود. اگر در مرحله آخر پارامترهای لازم در بازه مورد نظر نباشند، حلقه طراحی دوباره تکرار می‌شود و می‌توان با

[1] Igniter

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

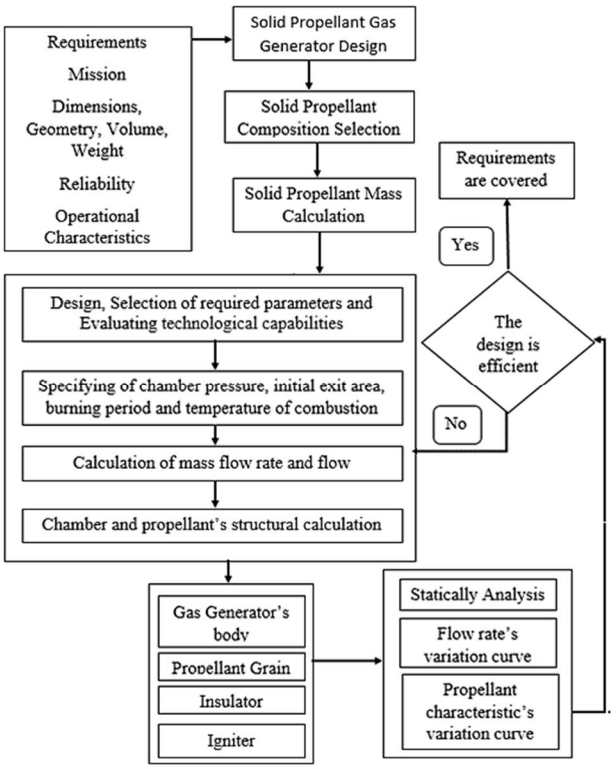

Fig. 2 Proposed design procedure

شکل 2 روند طراحی پیشنهادی

تغییر ترکیبات پیشرانه، قطر گلوگاه و دیگر پارامترهای بالستیکی به هدف مورد نظر دست یافت [15].

3-1- الزامات طراحی مولدهای گاز پیشرانه جامد

الزامات مربوط به مولد گاز پیشرانه جامد به طور اساسی با الزامات مربوط به موتورهای پیشرانه جامد متفاوت است. بر خلاف موتورهای پیشرانه جامد، مولد گاز پیشرانه جامد بر مبنای تولید دبی گاز طراحی می‌شود. برای مولدهای گازی که در سیستم‌های هدایت و کنترل استفاده می‌شوند، تضمین زمان کاری مولد وابسته به زمان کنترل پرنده، دمای محصولات احتراق و محدودیت مقاومت سازه می‌باشد [16].

یکی از الزامات اصلی مولدهای گازی، تمیزی گاز تولیدی است. به عبارت دیگر محصولات احتراق تولید شده توسط مولد گاز باید دارای حداقل ذرات جامد باشد و همچنین، فاز مایع نیز به طور کامل از آن حذف گردد. از الزامات دیگر برای مولدهای گاز پیشرانه جامد، حداقل حساسیت پارامترهای عملکردی نسبت به دمای اولیه گرین است.

الزامات عملکردی ارائه شده توسط طراح سیستمی پرنده، برخی از ورودی‌های طراحی مولد گاز را تشکیل می‌دهد. به منظور بررسی امکان‌پذیری و یا تعیین سطح فن‌آوری مورد نیاز در حوزه‌های مختلف طراحی، ساخت و آزمون، ابتدا باید این الزامات از نظر قابلیت تامین و تا حدودی روش‌های تامین آن‌ها و حتی تخمینی از میزان دسترسی به این الزامات مورد بررسی قرار گیرند. الزامات عملکردی پژوهش حاضر در جدول 1 آورده شده است.

به منظور انجام بررسی، به ویژه در سنجش محاسبات بالستیکی و ترموگازدینامیکی، به پارامترهای پیشرانه جامد و محصولات احتراق آن نیاز است. در مورد پیشرانه جامد مولد گاز، که به منظور تامین سیال عامل مکانیزم‌های تولید نیرو به کار گرفته می‌شود، مشخصه‌های معرفی شده در جدول 2 به عنوان پارامترهای ورودی پیشرانه جامد مولد گاز و محصولات احتراق در نظر گرفته می‌شود.

3-2- انتخاب پیشرانه برای مولد گاز

در این مرحله که یکی از مهم‌ترین قسمت‌های طراحی مولد گاز است، باید نوع پیشرانه متناسب با ملزومات طراحی انتخاب شود. الزام طراحی پیشرانه مناسب، مستلزم تعیین ساختار و ابعاد مولد گاز، محدوده دمای کاربردی آن، الزام مربوط به بدون دود بودن و تمیزی محصولات احتراق، تأمین دبی لازم جهت بهره‌برداری، روش تولید و سهولت در فناوری ساخت و ... می‌باشد.

در مولدهای گازی پیشرانه جامد، از هر دو نوع پیشرانه جامد دوپایه و مرکب استفاده می‌شود. انتخاب یک ترکیب مشخص برای پیشرانه، اغلب بر اساس نیازهای موجود در مورد مشخصات محصولات احتراق و شرایط کاری آن انجام می‌گیرد. در گذشته برای مولدهای گازی اغلب از پیشرانه‌های دوپایه که دارای دمای محصولات احتراق بالا و حاوی ذرات کربن بودند استفاده می‌شد.

امروزه کاربرد پیشرانه‌های جامد مرکب بر پایه نیترات آمونیوم نیازمندی‌های موجود در مورد دمای گاز، چگالی و ... را به خوبی تامین می‌نماید؛ با این وجود یکی از معایب این نوع پیشرانه‌ها اشتعال نامناسب اولیه آن است. این ترکیبات دارای دمای محصولات احتراق 1185 تا 1500 کلوین و سرعت سوزش $4.55 - 1.63 \frac{mm}{sec}$ و چگالی $1630 - 1300 \frac{kg}{m^3}$ می‌باشند. ذرات جامد موجود در محصولات احتراق از 2 تا 3 درصد تجاوز نمی‌کند [16].

در حالت کلی اجزاء اصلی پیشرانه‌های مرکب عبارتند از مواد سوختی،

جدول 1 الزامات عملکردی مولد گاز به کار رفته در پرنده

Table 1 Operational requirements of flying object's gas generator

مشخصه	مقدار	تلرانس
دبی جرمی متوسط $(\frac{kg}{s})$	0.02	±0.002
مدت زمان تامین دبی جرمی (s)	100	±10
حداکثر دمای محصولات احتراق (K)	1400	±100
وزن کل مجموعه مولد گاز (kg)	≤ 5	
حداکثر قطر مجموعه مولد گاز (mm)	≤ 100	
حداکثر طول مجموعه مولد گاز (mm)	≤ 300	
محدوده دمایی بهره‌برداری (℃)	-30 - +50	
حداکثر شتاب محوری $(\frac{m}{s^2})$	20 g	
حداقل جزء جرمی فاز کندانسه در محصولات احتراق	$<3\%$	

جدول 2 پارامترهای ورودی پیشرانه جامد مولد گاز و محصولات احتراق

Table 2 Entrance parameters of gas generator's solid propellant and combustion products

محصولات احتراق در فشار 8.8 MPa	مقدار
دمای شعله آدیاباتیک (K)	1400
حداقل فشار برای سوزش (MPa)	1-1.5
نسبت حرارت ویژه	1.2 - 1.3
ثابت گاز $(\frac{kJ}{kg-K})$	380 - 340
ظرفیت حرارتی ویژه در فشار ثابت $(\frac{kJ}{kg-K})$	2.6 - 3.3
چگالی پیشرانه جامد $(\frac{kg}{m^3})$	1300 - 1500
محدوده دمای بهره‌برداری (℃)	-30 - +50
حساسیت دمایی $(\frac{1}{℃})$	0.002
حساسیت فشاری $(\frac{1}{bar})$	0.001

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

اکسیدکننده، بایندر و افزودنی‌ها. افزودنی‌ها جزء وزنی کمی از پیشرانه را تشکیل می‌دهند و معمولا برای بهبود خواص مکانیکی، فیزیکی-شیمیایی و یا خصوصیات پایداری پیشرانه به‌کار می‌روند.

از آن‌جایی که اکسیدکننده در ترکیب پیشرانه جامد مرکب، نقش بسیار مهمی را ایفا می‌کند و بسیاری از خواص پیشرانه نیز ناشی از خواص ذاتی اکسیدکننده‌ها می‌باشد، انتخاب اکسیدکننده برای پیشرانه مولد گاز از حساسیت ویژه‌ای برخوردار است [17].

یکی از معروف‌ترین اکسیدکننده‌ها آمونیوم پرکلرات با ترکیب شیمیایی NH_4ClO_4 است. این ماده به دلیل هماهنگ بودن با سایر اجزای پیشرانه، بازدهی مناسب، یکنواختی، کیفیت مناسب و قابلیت دسترسی، کاربرد زیادی در تهیه پیشرانه دارد. اکسیدکننده معروف دیگر آمونیوم نیترات (AN) با ترکیب شیمیائی NH_4NO_3 است. آمونیوم نیترات به دلیل دمای شعله پایین، نرخ سوزش کم، بیش‌ترین توان بر واحد وزن، غیر خورنده و غیر فرسایشی بودن محصولات احتراق مورد استفاده قرار می‌گیرد. قیمت این اکسیدکننده بسیار پایین بوده و به راحتی قابل دسترس می‌باشد و همچنین حمل و نقل آن کاملا ایمن است و جهت فرآیند ریخته‌گری مناسب می‌باشد. در اثر تغییرات دمایی، آمونیوم نیترات دچار انبساط و انقباض حجمی می‌گردد و این تغییرات ابعادی در ساختار بایندر می‌تواند ایجاد ترک نموده و به هنگام پیشرفت جبهه شعله در لحظه احتراق با افزایش ناگهانی سطح سوزش در راستای ترک و در نتیجه افزایش ناگهانی حجم گاز احتراق و فشار ناشی از آن، ایجاد انفجار نماید. لذا، آمونیوم نیترات نیاز به پایدارسازی ابعادی دارد. آمونیوم نیترات پایدار شده را PSAN[1] می‌نامند.

لازم به ذکر است معمولا موادی نظیر گواندین نیترات[2] (GN) و AP به عنوان اکسیدکننده دوم مورد استفاده قرار می‌گیرند. گواندین نیترات برای کاهش دمای شعله و نرخ سوزش به کار می‌رود.

بایندر ماده‌ای پلیمری است که پایه نگهدارنده اکسیدکننده و سوخت فلزی (و دیگر مواد مورد نیاز) است که جرم پلیمری با قابلیت مقاومت کرنشی در برابر تنش‌های سخت حرارتی و مکانیکی را پدید می‌آورد و همچنین شکل‌پذیری پیشرانه را سبب می‌شود. علاوه بر این، از بایندر به عنوان یک منبع انرژی در احتراق شیمیایی استفاده می‌شود.

در آخر برای اصلاح نرخ سوزش از مواد افزوزدنی مناسب در ترکیب پیشرانه استفاده می‌شود؛ افزودنی‌هایی مانند کربن فعال، اکسید کروم و یا اکسید آهن.

در طول فرایند رسیدن به یک ترکیب مناسب برای استفاده به عنوان پیشرانه مولد گاز، چهار نوع پیشرانه آزمایشی ساخته شده و مورد آزمایش قرار گرفتند تا در نهایت ترکیب مورد نظر برای پیشرانه جامد مشخص گردید. در اولین ترکیب از نیتروسلولز تجاری با 19% ازت استفاده شد. مشخصات این ترکیب در جدول 3 آمده است.

در مرحله بعدی، ترکیب دیگری برای پیشرانه انتخاب شد که در آن از بایندر پلی استر استفاده شده بود. در جدول 4 درصد ترکیبات پیشرانه آزمایشی شماره 2 آورده شده است.

در پیشرانه آزمایشی شماره 3 که مشخصات آن در جدول 5 آمده، از بایندر پلی اورتان در ترکیب پیشرانه استفاده گردید. همچنین، از یک پیشرانه میانی که دارای ذرات جامد و نرخ سوزش و انرژی بالا بود، استفاده شد تا به روشن شدن موتور کمک کند. از طرف دیگر برای افزایش حساسیت پیشرانه،

جدول 3 درصد ترکیبات مختلف پیشرانه آزمایشی شماره 1

Table 3 The composition of 1st prototype propellant

ترکیبات	درصد اجزا
Cr_2O_3	0.5
C	0.5
PU	10
NC	19
AP	10
PSAN	60

جدول 4 درصد ترکیبات مختلف پیشرانه آزمایشی شماره 2

Table 4 The composition of 2nd prototype propellant

ترکیبات	درصد اجزا
Fe_2O_3	0.5
C	0.5
PS	19
GN	5
AP	5
PSAN	70

جدول 5 درصد ترکیبات مختلف پیشرانه آزمایشی شماره 3

Table 5 The composition of 3rd prototype propellant

ترکیبات پیشرانه	درصد اجزای پیشرانه نوع 1	درصد اجزای پیشرانه نوع 2
Cr_2O_3	0.5	0.5
C	0.5	0.5
PU	19	19
GN	5	5
AP	0	5
PSAN	75	70

آمونیوم پرکلرات نیز به ترکیب آن اضافه گردید.

در نهایت، بایندر HTPB برای استفاده در ترکیب پیشرانه آزمایشی شماره 4 انتخاب گردید. ترکیب پیشرانه آزمایشی شماره 4 به شرح جدول 6 است.

3-3- محاسبات جرمی و بالستیکی مولد گاز

میزان جرم پیشرانه جامد قابل بارگذاری در محفظه، بر اساس چگالی پیشرانه و انتخاب گرین کفسوز، و همچنین، با در نظر گرفتن فضای لازم برای اشتعال پیشرانه، مجرای خروجی و نصب آتش‌زنه، به دست می‌آید. جرم کل گاز مورد نیاز در کل زمان کاری مولد گاز برابر است با:

$$m_g = \dot{m}_g \times t_b \quad (1)$$

با دانستن چگالی پیشرانه جامد مولد گاز، میزان حجم پیشرانه جامد مورد نیاز عبارت است از:

$$V_{og} = \frac{M_p}{\rho_p} \quad (2)$$

بر اساس محدودیت‌های ابعادی اعمال شده، قطر گرین پیشرانه انتخاب می‌گردد و طول گرین پیشرانه به صورت زیر محاسبه می‌شود.

$$L_g = \frac{V_{og}}{\frac{\pi}{4}\left(D_{og}^2\right)} \quad (3)$$

جدول 6 درصد ترکیبات مختلف پیشرانه آزمایشی شماره 4

Table 6 The composition of 4th prototype propellant

ترکیبات	درصد اجزا
Cr_2O_3	0.5
C	0.5
HTPB	19
GN	5
AP	5
PSAN	70

[1] Phase Stable Ammonium Nitrate
[2] Guanidine Nitrate

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

براساس داده‌های اخذ شده از فشار کاری موتورهای طراحی شده که در موشک‌های مختلف به کار گرفته شده‌اند، برای مولدهای گاز پیشرانه جامد با کاربری مختلف، در جدول 7 محدوده‌هایی پیشنهاد شده است [18].

متوسط فشار کاری مولدهای گاز اغلب بر اساس فشار مورد نیاز مکانیزم محرک‌های گازی انتخاب می‌گردد. از طرفی با افزایش فشار محفظه، دمای محصولات احتراق بالا رفته و شرایط حرارتی محفظه نیز سخت‌تر می‌گردد. به دلیل وابستگی شدید سرعت سوزش به فشار محفظه، تامین مقادیر کم سرعت سوزشی در فشارهای بالا، مشکل و گاهی غیرممکن است [18،19].

سرعت سوزش مورد نیاز برای تامین زمان سوزش برابر است با:

$$r_b = \frac{e_0}{t_b} \quad (4)$$

که در آن، e_0 ضخامت جان گرین است که برای گرین‌های انتهاسوز برابر با طول استوانه می‌گردد. در محدوده سرعت سوزش پیشرانه‌های جامد متداول و قابل دسترس، این مقدار در کران پایین قرار می‌گیرد. یعنی دست‌یابی به این مقدار سرعت سوزش و با توجه به مقدار n، در فشارهای پایین امکان‌پذیر خواهد بود. از طرفی فشار محفظه باید بیش‌تر از حداقل فشار سوزش پایدار پیشرانه‌های جامد باشد. برای پیشرانه‌های مرکب، این مقدار بین 1 تا 1/5 مگاپاسکال و برای پیشرانه‌های دوپایه در محدوده 2 مگاپاسکال قرار دارد [18،19].

با داشتن دبی جرمی متوسط و مشخصه‌های دیگر محصولات احتراق در فشار کاری انتخاب شده، با استفاده از رابطه (5)، سطح سوزش لازم تعیین می‌شود. بر اساس نرخ تولید محصولات احتراق:

$$\overline{\dot{m}_g} = \rho_p \times \bar{r}_b \times \bar{A}_b \quad (5)$$

که در آن، $\bar{A}_b$، متوسط سطح سوزش در طول زمان کاری و $\bar{r}_b$، متوسط سرعت سوزش در طول زمان کاری هستند.

پارامتر سرعت سوزش و سطح سوزش دارای نسبت مستقیم با دبی جرمی تولیدی هستند. بنابراین مقادیر مختلفی را می‌توان برای آن‌ها در نظر گرفت که توانایی تولید دبی جرمی مورد نیاز را داشته باشند. به عبارت دیگر هم‌زمان با کاهش یکی و افزایش دیگری می‌توان به مقدار ثابتی از دبی جرمی دست یافت. از این رو برای مشخص کردن مقادیر هر یک بهتر است محدودیت‌های موجود در این انتخاب لحاظ شود. از طرفی، حداکثر ضخامت جان گرین کف‌سوز استوانه‌ای برابر با طول یا ارتفاع استوانه است ($e_0=L_{og}$) و زمان کل سوزش نیز برابر می‌گردد با:

$$t_b = \frac{e_0}{r_b} = \frac{L_{og}}{r_b} \quad (6)$$

بنابراین، قطر خارجی گرین به دست آمده، سطح سوزش را تامین می‌کند. در این جا لازم است مقدار سطح گلوگاه یا مجرای خروج گاز محاسبه شود. بر اساس مشخصات محصولات احتراق پیشرانه جامد در نظر گرفته شده مساحت گلوگاه نازل را می‌توان از رابطه (7) به دست آورد.

$$A_t = \frac{\bar{\dot{m}}_B}{\rho_t \times v_t} \quad (7)$$

جدول 7 محدوده‌های کاری فشار مولدهای گاز پیشرانه جامد

Table 7 Operational pressure criteria of solid propellant gas generators

کاربری	محدوده کاری فشار (bar)
مکانیزم بلندکننده لانچر	100 – 160
تراسترهای گاز گرم	60 – 80
مکانیزم‌های تولید نیروی سطوح کنترلی موشک‌ها و سیستم کنترل بردار تراست	20 – 90

که در آن $\bar{\dot{m}}_B$ متوسط دبی جرمی، ρ_t چگالی در گلوگاه و v_t سرعت صوت در گلوگاه هستند. با استفاده از روابط آیزنتروپیک برای چگالی و سرعت محصولات احتراق در گلوگاه و در فشار متوسط کاری مولد گاز، سرعت صوت محاسبه می‌گردد (با فرض ماخ برابر یک در گلوگاه):

$$v_t = \left(\frac{2 \times k}{K+1} \times RT_{oc}\right)^{\left(\frac{1}{2}\right)} \quad (8)$$

چگالی محصولات احتراق در گلوگاه با توجه به چگالی محصولات در محفظه به دست می‌آید.

$$\rho_t = \rho_o \times \left(1 - \frac{K-1}{K+1}\right)^{\left(\frac{1}{K-1}\right)} \quad (9)$$

$$\rho_o = \frac{\bar{P}_{oc}}{RT_c} \quad (10)$$

$$A(k) = \sqrt{k\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (11)$$

همچنین، چگالی محصولات احتراق و دمای آن‌ها با استفاده از کد CEA برای ترکیب انتخابی، به دست می‌آید. λe عدد ماخ نسبی، یعنی نسبت سرعت خروجی محصولات احتراق از نازل به سرعت صوت در مقطع گلوگاه است.

$$\lambda e = \frac{V_e}{\alpha_t} \quad (12)$$

در رابطه (12)، α_t سرعت صوت در گلوگاه و V_e، سرعت در خروجی نازل است. سرعت خروجی محصولات احتراق در خروجی نازل در شرایط ایده‌آل از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$V_e = \left\{\frac{2k}{k-1} \times RT_c \times \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_{oc}}\right)^{\frac{K-1}{K}}\right]\right\}^{\frac{1}{2}} \quad (13)$$

در عملکرد واقعی موتورهای پیشرانه جامد، به دلیل وجود تلفات حرارتی، کامل نشدن احتراق و عوامل دیگری که موجب ایجاد افت در راندمان احتراق می‌گردد، هیچ‌گاه شرایط ایده‌آل قابل دست‌یابی نیست.

با توجه به تلفات حرارتی مولد گاز، به منظور تعیین دقیق‌تر مساحت گلوگاه، ابتدا اثر تلفات در کمپلکس انرژی پیشرانه جامد که به صورت تئوری به دست آمده است، لحاظ می‌شود. مقدار واقعی $(RT_c)_d$ با در نظر گرفتن مجموع تلفات محفظه احتراق تعیین می‌شود.

$$(RT_c)_d = \varphi_c \times (RT_c)_T \quad (14)$$

در روابط بالا، مقدار (RT_c) با مقدار واقعی آن جایگزین می‌شود.

3-4- طراحی قسمت‌های مختلف مولد گاز پیشرانه جامد

همان‌طور که در روند طراحی اشاره شد، پس از انتخاب پیشرانه و محاسبات اولیه جرمی و بالستیکی، طراحی اجزای مولد گاز انجام می‌شود که در ادامه توضیح داده می‌شود.

3-4-1- طراحی مجموعه بدنه مولد گاز

مجموعه بدنه مولدهای گاز پیشرانه جامد همانند موتورهای پیشرانه جامد کوچک، شامل یک مخزن تحت فشار می‌باشد که گرین پیشرانه و اجزای دیگر را در درون خود جای می‌دهد.

بدنه مولدهای گاز پیشرانه جامد اغلب از جنس فلزات با استحکام ویژه بالا هستند، البته بدنه‌های کامپوزیتی نیز در دهه‌های اخیر و همگام با پیشرفت فناوری‌های مرتبط، کاربرد وسیعی داشته‌اند. به دلیل ابعاد کوچک مولدهای گازی و استفاده از گرین‌های جای‌گذاری شونده، به نظر می‌رسد به‌کارگیری بدنه‌های فلزی از نظر هزینه و ساخت دارای اولویت هستند.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

سوپرآلیاژهای فولاد با گرید نظامی به این منظور استفاده می‌شوند. فولاد سوپرآلیاژی 4130 با گرید نظامی به طور وسیعی در کشور مورد استفاده قرار گرفته است و انواع روش‌های ساخت و عملیات حرارتی آن نیز توسعه یافته است. از جمله فلزات دیگری مورد استفاده، آلیاژهای تیتانیوم و آلومینیوم می‌باشند. مشخصات فولاد سوپرآلیاژی 4130 در جدول 8 آمده است.

با توجه به عدم وجود بلوک نازل در مولدهای گاز، در اغلب موارد بدنه از هر دو طرف توسط درپوش‌های عدسی شکل بسته می‌شود. مجرای خروجی گاز تولیدی، اغلب شامل یک لوله است که در سطح خارجی بدنه نصب می‌گردد. با توجه به شکل گرین و تعداد آن و همچنین نحوه قرارگیری آن در محفظه احتراق، بدنه دارای یک اتصال باز شونده در یک یا دو مقطع در جهت طولی می‌باشد. به طور متداول و به منظور حفظ ایمنی، قابلیت تعویض‌پذیری و تعمیرات، یک یا دو مقر نصب آغازگر در بیرون بدنه و نزدیک محل استقرار آتش‌زنه در داخل محفظه وجود دارد. در مولدهای گاز پیشرانه جامد با ابعاد کوچک، اغلب از آتش‌زنه‌های پیروتکنیکی با محفظه‌های پلیمری یا آلومینیومی استفاده می‌شود که در داخل بدنه قرار می‌گیرند.

مجموعه بدنه با روش‌های مختلفی به سطح داخلی بخش مورد نظر پرنده و به کمک یک اتصال باز شونده، متصل می‌شود. این اتصال باید ساده و سبک بوده و به راحتی مونتاژ و دمونتاژ گردد. همچنین قابلیت تعویض آسان و در حداقل زمان را دارا باشد. با توجه به این ملاحظات شکل‌های هندسی و ساختاری زیر برای مجموعه بدنه مولد گاز در نظر گرفته شده است.

- بدنه شامل یک پوسته استوانه‌ای جدار نازک است که در دو طرف آن عدسی‌های بیضوی قرار گرفته‌اند. یک عدسی به وسیله رینگ تقویت و با استفاده از جوش به پوسته استوانه‌ای متصل می‌گردد. عدسی دیگر دارای یک فلنج است که از طریق اتصال خاری به فلنج متناظر روی پوسته متصل می‌گردد.
- آب‌بندی اتصال باز شونده با توجه به نوع اتصال، توسط دو اورینگ محیطی و دو واشر پلاستیکی تامین خواهد شد.
- در سطح داخلی عدسی باز شونده پایه‌هایی برای اتصال فلنج آتش‌زنه تعبیه می‌گردد. به منظور ایجاد مقر مجرای خروج گاز و نصب آغازگر، از دو لوله که به وسیله جوش بر روی سوراخ‌های ایجاد شده بر روی سطح خارجی پوسته، در ناحیه فضای خالی محفظه متصل گردیده‌اند، استفاده می‌شود.
- کل مجموعه بدنه توسط دو کلمپ فلزی که در دو مقطع طولی روی بدنه قرار دارند، به مقرهای از پیش تعیین شده روی سطح داخلی مورد نظر پرنده متصل می‌گردند. شمای ساختاری مجموعه در شکل 3 ارائه شده است.

با توجه به نیاز به انجام مکرر آزمایش‌ها، یک نمونه آزمایشی مولد گاز نیز طراحی و ساخته شد. این نمونه آزمایشی از لحاظ عملکردی تمام شرایط مولد گاز را دارد؛ با این تفاوت که از نظر سازه‌ای به دلیل استفاده‌های مکرر باید از استحکام مناسبی برخوردار باشد. در واقع، نمونه آزمایشی مولد گاز پیشرانه جامد، مولد گازی با طراحی دست بالا می‌باشد. شکل 4 طرحواره یک نمونه آزمایشی مولد گاز پیشرانه جامد را نشان می‌دهد.

3-4-2- طراحی آتش‌زنه سیستم مولد گاز

وظیفه سیستم آتش‌زنه مولد گاز پیشرانه جامد، ایجاد شرایط اولیه لازم و کافی جهت اشتعال سطح سوزشی گرین اصلی مولد گاز است. این شرایط، براساس اصول عملکرد موتورهای پیشرانه جامد و ویژگی‌های پیشرانه‌های

جدول 8 مشخصات فولاد سوپر آلیاژی 4130

Table 8 Specifications of AISI 4130 steel

مشخصه	مقدار
چگالی $(\frac{kg}{m^3})$	7860
مدول الاستیسیته (GPa)	210
تنش تسلیم با عملیات حرارتی (MPa)	1100
ضریب پواسون	0.3

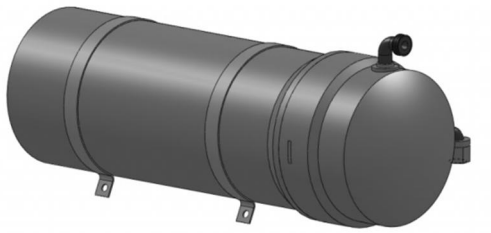

Fig. 3 Schematic of designed gas generator

شکل 3 شمای مولد گاز پیشرانه جامد

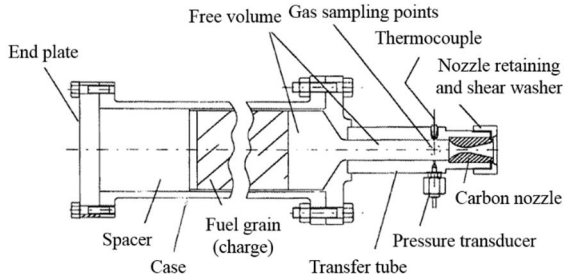

Fig. 4 Schematic of a solid propellant gas generator mass-launcher [20]

شکل 4 طرحواره نمونه آزمایشی مولد گاز پیشرانه جامد [20]

جامد از نظر احتراق و اشتعال مطمئن و پایدار، دما و فشار می‌باشد. در مرحله اول، دما یا فشار حرارتی اعمالی به سطح سوزش پیشرانه، عامل اصلی شروع احتراق و در مرحله بعدی، فشار، متضمن پایداری و دامنه احتراق می‌باشد.

اصول کلی حاکم برای طراحی آتش‌زنه‌ها برای موتورهای پیشرانه جامد و مولدهای گاز یکسان است. در موتورهای پیشرانه جامد، پارامترها و مشخصه‌های آتش‌زنه، وابسته به عواملی نظیر نوع پیشرانه جامد و ترکیبات آن، حجم محفظه، هندسه گرین و سطح سوزش اولیه و مواردی از این دست می‌باشد. در مولد گاز، اگر چه روابط و اصول محاسبه حرارتی آتش‌زنه مشابه موتورهای پیشرانه جامد می‌باشد، ولی مشخصه پیشرانه‌های جامد به کار گرفته شده در مولدهای گازی، اغلب باعث ایجاد تغییرات ساختاری در آتش‌زنه آن می‌گردد [21]. پیشرانه‌های جامد مولدهای گاز، اغلب دارای انرژی مخصوص کمی هستند که ناشی از نوع و یا نسبت جرمی ترکیبات و مواد به کار گرفته شده در ترکیب آن‌ها است. از طرفی، محصولات احتراق آن‌ها نیز دارای دمای نسبی پایین بوده و اغلب، فاز جامد موجود در آن‌ها، بسیار کم می‌باشد. این عوامل نقش مهمی در طراحی آتش‌زنه مولدهای گاز داشته و باعث ایجاد تفاوت‌های ساختاری ذکر شده می‌گردند.

براساس آن چه که گفته شد، مشخصه‌های ویژه پیشرانه‌های جامد مولد گاز، دو الزام مهم را در طراحی آتش‌زنه آن‌ها اعمال می‌نمایند:

الف- ایجاد شار حرارتی بالا

ب- تامین زمان بیش‌تر اعمال شار حرارتی

برخلاف موتورهای پیشرانه جامد موشک‌ها، که زمان رسیدن به حداکثر میزان تراست اولیه مهم بوده و باید دارای مقادیر پایین باشد، در مولدهای گاز

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

این ضرورت وجود نداشته و زمان رسیدن به شرایط دائمی عملکرد، دارای اهمیت چندانی نیست. الزامات اصلی در طراحی آتش‌زنه مولد گاز پیشرانه جامد، علاوه بر الزامات القایی و محیطی خاص، می‌تواند شامل موارد زیر نیز باشد [21]:

الف- ایجاد شرایط اشتعال مطمئن و احتراق پایدار پیشرانه
ب- قابلیت اطمینان بالا در عملکرد
ج- عدم نیاز به تعویض یا تعمیر در دوره‌های بلند مدت
د- حداقل نمودن اثر عوامل محیطی روی عملکرد آتش‌زنه
ه- عدم وجود قطعات و یا اجزای مخرب پس از عملکرد آتش‌زنه
و- تامین الزام ابعادی و وزنی تعریف شده

تامین الزامات طراحی آتش‌زنه مولد گاز پیشرانه جامد، بر اساس انتخاب طرح ساختاری زیر که مبتنی بر اطلاعات جمع‌آوری شده در مورد مولدهای گاز پیشرانه جامد با کاربرد مشابهی می‌باشند، امکان‌پذیر می‌گردد.

توجه به ابعاد مجموعه مولد گاز و شرایط محفظه احتراق و جانمایی آن در موتور و همچنین لزوم ایجاد میزان شار حرارتی بالا، باعث می‌گردد که آتش‌زنه‌های پیروتکنیکی انتخاب مناسبی برای آن باشد. از طرفی، زمان عملکرد بالای نسبی، موجب به چالش کشیده شدن این انتخاب می‌گردد. زیرا آتش‌زنه پیروتکنیکی اغلب دارای زمان عملکرد نسبی کمی است، ولی با انتخاب نوع و هندسه شارژ اصلی آتش‌زنه می‌توان تا حدودی این مشکل را برطرف نمود.

میزان شار حرارتی مورد نیاز، که می‌تواند رابطه مستقیم با مقدار دبی جرمی محصولات احتراق آتش‌زنه داشته باشد، بیان‌گر لزوم به کارگیری مواد پیروتکنیک در اشکال متداولی نظیر قرص‌ها، دانه‌ها، پودرها و غیره می‌باشد. از طرفی، زمان نسبی بالای مورد نیاز عملکرد آتش‌زنه اغلب با این نوع از مواد و هندسه‌های مذکور سازگاری ندارد. بنابراین، می‌توان با به کارگیری ترکیبی از شارژ اصلی پیروتکنیکی و پیشرانه‌های جامد این مشکل را مرتفع نمود. از این رو، برای این آتش‌زنه، شارژ اصلی از پودر پیروتکنیکی نظیر باروت دانه درشت استفاده می‌شود.

به منظور محاسبه میزان جرم لازم برای تامین اشتعال مطمئن و پایدار در طراحی اولیه، از روابط تجربی که از طریق انجام آزمایش‌های متعدد و بر اساس محصولات مشابه طراحی و تولید شده به دست آمده‌اند، استفاده می‌گردد [21]. ماده آتش‌زنه مورد استفاده مشتعل کننده مولد گاز دارای مشخصات ارائه شده در جدول 9 می‌باشد [22،23].

جرم پیشرانه آتش‌زنه با استفاده از رابطه تجربی زیر محاسبه می‌شود.

$$m_{\text{ign}} = \frac{q_{\text{ign}} \times A_{b,\text{ign}}}{Q} \tag{15}$$

در رابطه (15) q_{ign} مقدار شار حرارتی مورد نیاز برای روشن شدن گرین، Q مقدار شار حرارتی متوسط آتش‌زنه و $A_{b,\text{ign}}$ سطح سوزش پیشرانه آتش‌زنه هستند. مقدار سطح سوزش از رابطه (16) به دست می‌آید.

جدول 9 مشخصات باروت مورد استفاده در آتش‌زنه مولد گاز

Table 9 Parameters of gas generator igniter's gunpowder

مشخصه	توضیحات
ترکیب اصلی	نیترات پتاسیم، بور، کربن
دمای خود اشتعالی (^{o}C)	500
انرژی حرارتی ($\frac{\text{cal}}{\text{gr}}$)	1600
حساسیت به ضربه (kgm)	0.5
چگالی ($\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$)	1600

$$A_{b,\text{ign}} = \frac{\pi}{4} D_g^2 \tag{16}$$

برای اطمینان از عملکرد صحیح آتش‌زنه، در محاسبه جرم آتش‌زنه ضریب جرمی پیشرانه در محدوده 1.3 تا 2 در نظر گرفته می‌شود. با توجه به حجم پیشرانه و همچنین با توجه به ابعاد محفظه احتراق و در نظر گرفتن قطر محفظه آتش‌زنه، حجم محفظه قرص‌ها یعنی v_{ign} از رابطه (17) به دست می‌آید.

$$v_{\text{ign}} = \frac{m_{\text{ign}}}{\rho_{p,\text{ign}}} \tag{17}$$

با در نظر گرفتن قطر محفظه آتش‌زنه با توجه به قطر محفظه احتراق، طول آن به وسیله رابطه (18) محاسبه می‌شود.

$$l_{\text{ign}} = \frac{v_{\text{ign}}}{\frac{\pi}{4} D_{\text{ign}}^2} \tag{18}$$

فشار متوسط محفظه احتراق مولد گاز، 88 بار در نظر گرفته شده است. میزان فشاری که آتش‌زنه باید تامین نماید برابر $P_{\text{ign}} = (0.2 - 0.9) P_{\text{oc}}$ است [22،23]. به دلیل مشکل افروزش پیشرانه، ضریب 0.9 برای فشاری که باید توسط آتش‌زنه تامین گردد، انتخاب می‌شود.

زمان عملکرد آتش‌زنه از رابطه (19) که یک رابطه تجربی است، به دست می‌آید [22].

$$t_{b,\text{ign}} = \frac{(T_c - T_n)^2 \rho_p c_p \lambda_p}{1.277\, q^2} \tag{19}$$

که در آن، $t_{b,\text{ign}}$ زمان سوزش پیشرانه آتش‌زنه، C_p ظرفیت حرارتی پیشرانه، λ_p ضریب هدایت حرارتی پیشرانه و q_{ign} مقدار شار حرارتی مورد نیاز گرین پیشرانه برای روشن شدن هستند. مقدار دبی آتش‌زنه برابر است با:

$$\dot{m}_{\text{ign}} = \frac{m_{\text{ign}}}{t_{b,\text{ign}}} \tag{20}$$

جهت شروع کار مولد گاز، نیاز به یک آغازگر است. در این پژوهش به دلیل سادگی و حصول اطمینان از کارکرد آن و همچنین مشکلات ناشی از اشتعال اولیه، از المنت حرارتی به عنوان آغازگر استفاده گردید.

3-5- نتایج طراحی

طراحی نمونه آزمایشی مولد گاز پیشرانه جامد با توجه به الزامات گفته شده انجام شد. نتایج طراحی در جدول زیر آورده شده است.

مشخصات پیشرانه جامد، آغازگر و آتش‌زنه طراحی شده مطابق اطلاعات مندرج در جدول‌های زیر خواهد بود.

پیشرانه انتخابی آتش‌زنه موتور آزمایشی، به صورت قطاعی به کار رفته است. این تغییر ناگزیر موجب افزایش سطح سوزش می‌شود که به سبب آن سطوح جانبی به وسیله عایق شیشه اپوکسی پوشانده شده است. نمونه‌ای از پیشرانه بدون عایق و پیشرانه عایق شده به وسیله الیاف شیشه و رزین اپوکسی در شکل 5 آمده است.

جدول 10 مشخصات پیشرانه جامد طراحی شده برای مولد گاز

Table 10 Designed propellant's characteristics

مشخصه	توضیحات
نوع	پیشرانه جامد مرکب با بایندر HTPB
جرم	172 gr
ابعاد	d = 56.5 mm l = 49 mm
چگالی	1405 $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

جدول 11 مشخصات آتش‌زنه و آغازگر انتخاب شده برای مولد گاز

Table 11 Characteristics of chosen igniter and initiator for gas generator

	آتش‌زنه	آغازگر
نوع پیشرانه	پیروژنی با ترکیب اصلی HTPB+AL+AP	المنت حرارتی با مقاومت 2.2 Ω و جریان AC- 220 V
جرم	25 gr	2.5 gr
ابعاد	d = 29 mm l = 6 mm	l = 65 mm
چگالی($\frac{kg}{m^3}$)	1725	-

با توجه به محاسبات انجام شده، وزن پیشرانه آتش‌زنه 12 گرم انتخاب شده که با عایق NBR به بدنه آتش‌زنه چسبانده شده است. اجزاء آتش‌زنه در شکل 6 آورده شده است.

تصویر آغازگر آتش‌زنه در شکل 7 نشان داده شده است. این آغازگر از نوع المنت حرارتی با تغذیه ولتاژ 220 است که این المنت حرارتی یک پیشرانه کامپوزیتی با نرخ سوزش بالا را مشتعل ساخته و محصولات احتراق آغازگر که در مجاورت پیشرانه آتش‌زنه قرار دارد، موجب اشتعال پیشرانه آتش‌زنه می‌شوند.

با توجه به محاسبات بالستیکی انجام شده، مشخصات موتور در جدول 12 آورده شده است. در شکل 8 نمایی از این نمونه آزمایشی و محل نصب آتش‌زنه قابل مشاهده است.

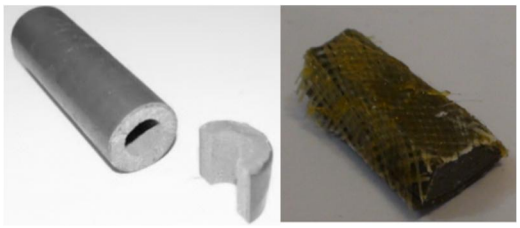

Fig. 5 Test motor's solid propellant igniter

شکل 5 پیشرانه جامد آتش‌زنه موتور آزمایشی

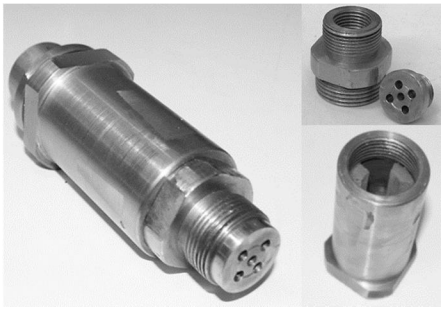

Fig. 6 Components of test motor's igniter

شکل 6 اجزای آتش‌زنه موتور آزمایشی

Fig. 7 Initiator of test motor's igniter

شکل 7 آغازگر آتش‌زنه موتور آزمایشی

جدول 12 مشخصات پیشرانه جامد طراحی شده برای مولد گاز

Table 12 Motor design characteristics

کمیت	مقدار
نوع پیشرانه	مرکب با بایندر HTPB
جرم	2 kg
ابعاد	d = 90 mm l = 225 mm
قطر گلوگاه	3.48 mm

Fig. 8 Gas generator's mass-launcher with igniter location

شکل 8 نمایی از نمونه آزمایشی مولد گاز پیشرانه جامد و محل نصب آتش‌زنه

3-6- تحلیل سازه‌ای نمونه آزمایشی مولد گاز

پس از طراحی و مدل‌سازی نمونه آزمایشی مولد گاز، جهت اطمینان از عدم به وجود آمدن مشکل از لحاظ سازه‌ای، با توجه به مشخصات بیان شده در جدول 13 و جدول 14، تحلیل استاتیکی سازه توسط نرم افزار آباکوس انجام شد. در تحلیل استاتیکی نمونه آزمایشی مولد گاز، با وارد کردن بار فشاری به میزان 700 bar، بارگذاری روی بدنه اعمال گردید. در این نوع بارگذاری، بارها به صورت فشار بر روی سطوح داخلی بوده، همچنین شرایط مرزی برای مقید کردن نمونه آزمایشی به گونه‌ای است که هر شش درجه آزادی در محل پیچ شدن، مقید شده است.

تحلیل استاتیکی نمونه آزمایشی مولد گاز تحت بار فشاری داخلی در شکل 9 آمده است و نشان می‌دهد که با توجه به طراحی دست بالای بدنه، با توجه به اعمال فشار بسیار زیاد، ابتدا گلوگاه و سپس پیچ‌ها تسلیم می‌شوند لذا ایمنی موتور حفظ می‌شود.

3-7- آزمایش تجربی مولد گاز طراحی شده

برای اطمینان از صحت روند طراحی و ساخت و کسب داده‌های تجربی جهت مقایسه با نتایج تحلیلی موجود، یک بستر آزمایشگاهی شامل موتور آزمایشی پیشرانه، تجهیزات داده‌برداری و انتقال و تبدیل داده تهیه شد. تصویر این

جدول 13 مشخصات جنس، حجم و جرم قطعات حاضر در تحلیل

Table 13 Dimensional characteristics and substance of components in analysis

نام قطعه/مجموعه	جنس	جرم(kg)	حجم(m^3)
بدنه	H11	6.89	3.4×10^{-3}
درپوش جلو	H11	2.75	3.5×10^{-4}
درپوش عقب	H11	2.02	2.6×10^{-4}
گلوگاه	گرافیت	0.06	2.8×10^{-5}

جدول 14 پارامترهای مکانیکی مواد انتخابی

Table 14 Mechanical characteristics of used stuff

جنس	استحکام تسلیم (MPa)	استحکام کششی (MPa)	مدول الاستیسیته (GPa)
فولاد H11	1485	1810	205
گرافیت	120.59	100.8	210

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

بستر آزمون در شکل 10 نشان داده شده است. چندین پیشرانه مختلف با ترکیب‌های متفاوت برای رسیدن به یک ترکیب مناسب به عنوان پیشرانه جامد مولد گاز مورد آزمایش قرار گرفتند. در این بین با استفاده از تجهیزات داده‌برداری اطلاعات عملکردی مولد گاز ثبت شدند. برای ثبت دمای گاز از یک ترموکوپل با محدوده دمایی 50- تا 1768 درجه سانتی‌گراد، استفاده شد.

همچنین، برای اندازه‌گیری فشار از یک سنسور فشار پیزوالکتریک استفاده شده است. نحوه عملکرد این فشارسنج به این صورت است که غشایی بر روی یک زمینه سیلیکونی ایجاد می‌شود، ضخامت این غشاء می‌تواند از چند میکرومتر تا میلی‌متر بسته به فشاری که اندازه‌گیری می‌شود تغییر نماید. این غشاء به عنوان یک دیافراگم داخلی عمل می‌کند، هنگامی که این غشاء تغییر شکل داده می‌شود، سطح آن کشیده می‌شود. در این نقطه در اثر کشیدگی و یا فشردگی تغییرات جریان با توجه به مقاومت مشخص به صورت ولتاژ به یک مبدل فرستاده می‌شوند. دراین مبدل داده‌های دریافتی به صورت ولتاژ به فشار تبدیل شده و به کمک یک ماژول تبدیل داده‌های آنالوگ به دیجیتال ثبت می‌گردد.

پیش از آزمایش موتور آزمایشی پیشرانه ابتدا آزمون آتش‌زنه انجام شد تا از صحت کار آن و همچنین آب‌بندی مناسب سازه آغازگر اطمینان حاصل شود. تصویر عملکرد آتش‌زنه در شکل 11 نشان داده شده است.

4- نتایج و بحث

ابتدا آزمایش‌هایی برای بررسی ترکیب‌های پیشرانه تولید شده انجام شد. نمونه اول پیشرانه توسط موتور آزمایشگاهی مورد آزمایش قرار گرفت، اما پس از گذشت لحظاتی که پیشرانه با سوزش انقطاعی همراه بود، موتور منفجر شد. دلیل این امر می‌تواند گرفتن گلوگاه به وسیله یک تکه گرین کنده شده و یا ترک برداشتن پیشرانه به دلیل پایین بودن خواص مکانیکی آن باشد.

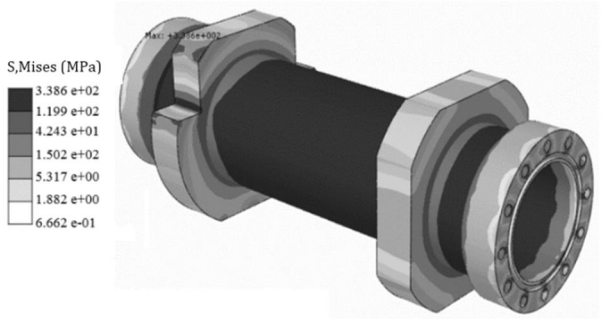

Fig. 9 Von Mises Stress distribution on gas generator's mass-launcher

شکل 9 توزیع تنش ون میزز بر روی نمونه آزمایشی مولد گاز

Fig. 10 Propellant's test motor with temperature indicator, sensors and other accessories

شکل 10 موتور آزمایشی پیشرانه به همراه نمایشگر دما و سنسورها

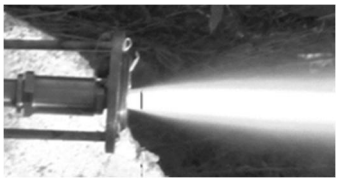

Fig. 11 Test of motor igniter

شکل 11 آزمون آتش‌زنه موتور آزمایشی

یکی از معایبی که بایندر پلی استر دارد شکننده بودن آن پس از پخت است که باعث می‌شود خواص مکانیکی در حضور تنش‌های اعمالی به شدت پایین بیاید. در آزمایش موتور نمونه دوم پیشرانه هم همین نقیصه باعث ترک برداشتن پیشرانه و بالا رفتن سطح سوزش و در نتیجه افزایش فشار شد که در نهایت به منفجر شدن موتور انجامید.

بایندر پلی اورتان از لحاظ خواص مکانیکی تأثیر بهتری بر پیشرانه می‌گذارد و مشکلات شکنندگی پیشرانه پس از پخت را ندارد. از این جهت در پیشرانه آزمایشی شماره 3، از این ماده در ترکیب پیشرانه استفاده گردید. از یک درپوش نیز استفاده شد تا به کمک آن بتوان فشار اولیه موتور را افزایش داد. پیشرانه آزمایشی شماره 3 با ترکیب نوع دوم به همراه درپوش تراکم برای موتور مورد آزمایش قرار گرفت. پس از شروع کار آتش‌زنه، موتور روشن شد. اما روشن شدن موتور با تأخیر و به کندی آغاز گردید و همچنین ناپایدار بود.

آزمایش پیشرانه شماره 4 با ترکیب ذکر شده شروع کار بسیار مناسب موتور را در پی داشت و هیچ‌گونه سوزش انقطاعی و یا تأخیر در روشن شدن موتور به وجود نیامد.

در کنار انجام آزمایش‌ها برای پیشرانه‌های متفاوت، به منظور مشاهده عملکرد موتور در شرایط مختلف کاری، واکنش احتراقی در موتور به وسیله کد تعادل شیمیایی CEA، برای شرایط مختلف شبیه‌سازی شد. به کمک نتایج این شبیه‌سازی‌ها می‌توان بررسی کرد که پیشرانه‌های متفاوت الزامات اولیه طراحی را تامین می‌کنند یا خیر. در شکل 12، تغییرات دمای محصولات احتراق با تغییرات فشار محفظه احتراق نشان داده شده است. بازه تغییرات فشار محفظه احتراق با توجه به بازه کاری مطرح شده در الزامات برای فشار محفظه احتراق بوده است.

مشخص است که تغییرات دمای محفظه احتراق برای پیشرانه‌های مختلف با تغییرات فشار محفظه احتراق چندان محسوس نیست به خصوص در مورد پیشرانه شماره 3 که تغییرات دمای بسیار ناچیزی دارد. همان‌طور که در معرفی الزامات بیان شد، الزام دمایی مورد نظر برای دمای محصولات احتراق 1400 کلوین است. چنان‌چه در شکل مشاهده می‌شود، دمای

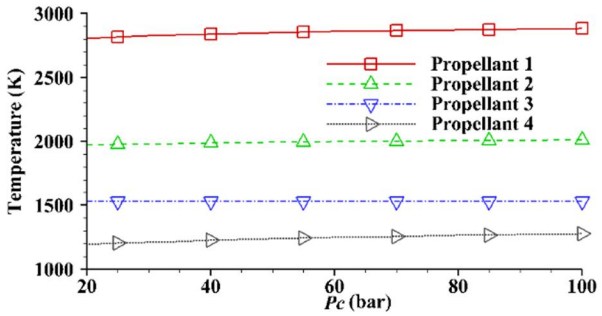

Fig. 12 Variation of combustion products' temperature with combustion chamber pressure

شکل 12 تغییرات دمای محصولات احتراق با تغییرات فشار محفظه احتراق

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

محصولات احتراق پیشرانه شماره 1 و پیشرانه شماره 2، این الزام دمایی را تامین نمی‌کنند. پیشرانه شماره 3 و 4 این الزام را تامین می‌کنند و در این بین، پیشرانه شماره 4 از حیث دمای محصولات احتراق نسبت به سایر پیشرانه‌ها بسیار مناسب‌تر می‌باشد.

الزام دیگر اشاره شده، محدوده دمای بهره‌برداری مولد گاز است. مقدار بازه تغییرات دمای از 30- تا 50 درجه سانتی‌گراد است. شبیه‌سازی عملکرد موتور برای این محدوده انجام شده و در شکل 13 نشان داده شده است.

نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که تغییرات دمای اولیه، تاثیر چندانی بر احتراق و دمای محصولات احتراق ندارد. همچنین، این نتایج نیز تاکید می‌کند که پیشرانه شماره 4 از نظر دمای محصولات خروجی نسبت به سایر پیشرانه‌ها برتری دارد. باید توجه داشت که تغییرات فشار و دمای اولیه پیشرانه در موتورهای پیشرانه جامد موجب تغییر در نرخ سوزش پیشرانه می‌شوند. بررسی این تغییرات نیازمند انجام آزمایش‌های تجربی بسیار، برای تعیین اثر این متغیرها بر نرخ سوزش پیشرانه جامد است.

با توجه به نتایج آزمایش‌های تجربی پیشرانه‌ها و بررسی انجام شده روی احتراق پیشرانه‌ها، پیشرانه شماره 4 ترکیب مناسبی برای پیشرانه جامد یک مولد گاز است. در واقع استفاده از بایندر HTPB با مشاهدات ظاهری بسیار مناسب بوده و می‌توان با این ترکیب پارامترهای تعیین کننده مشخصات یک مولد گاز از قبیل فشار، دما، سرعت سوزش و دبی را تعیین نمود.

پس از اتمام مراحل ساخت و دست‌یابی به یک ترکیب مناسب به عنوان پیشرانه مولد گاز، آزمایش‌های عملکردی نمونه آزمایشی مولد گاز ترتیب داده شدند. پارامترهای مورد نیاز نظیر دما و فشار در نقاط مختلف اندازه‌گیری شده و با نتایج تحلیلی حاصل از کد CEA مورد مقایسه قرار گرفتند. پارامترهای اندازه‌گیری شده در جدول 15 آمده است. همچنین، داده خروجی کد CEA در شکل 14 قابل مشاهده است. با مقایسه کد و نتایج تجربی از آزمایش، دریافت می‌شود که دمای به دست آمده از آزمایش با دمای حاصل از کد بسیار نزدیک به هم می‌باشد. درصد خطای محاسبه شده برابر 3.8% می‌باشد که این مقدار به کمک رابطه (21) به دست آمده است.

$$e = \frac{1466.69 - 1461}{1466.69} \times 100 = 3.8\% \qquad (21)$$

همچنین، برای اطلاع از نحوه تغییرات فشار گازهای خروجی، نمودار این تغییرات بر حسب زمان، به کمک سنسور فشار نصب شده روی موتور اندازه‌گیری گردید. در واقع نحوه تغییرات این منحنی نشان‌دهنده نحوه تغییرات دبی جریان خروجی است و یکنواخت بودن آن نشان‌دهنده یکنواخت بودن دبی خروجی می‌باشد. منحنی فشار-زمان برای جریان خروجی از نمونه آزمایشی مولد گاز آزمایش شده در شکل 15 مشاهده می‌شود. همچنین،شکل 16 تصویری از آزمون نمونه آزمایشی را نمایش می‌دهد.

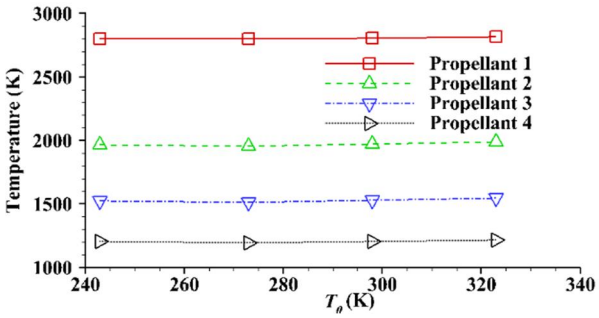

Fig. 13 Variation of combustion products' temperature with propellant's initial temperature

شکل 13 تغییرات دمای محصولات احتراق با تغییرات دمای اولیه پیشرانه

جدول 15 پارامترهای اندازه‌گیری شده

Table 15 Measured parameters during tests

پارامتر	مقدار اندازه‌گیری شده
فشار محفظه	88 bar
فشار آغازگر	175 bar
دمای محصولات احتراق	1461 K

	CHAMBER	THROAT	EXIT
Pinf/P	1.0000	1.7837	88.000
P, BAR	88.000	49.336	1.0000
T, K	1466.69	1328.14	861.34
RHO, KG/CU M	1.3622 1	8.5057 0	2.9672-1
H, KJ/KG	-2981.18	-3335.46	-5040.63
U, KJ/KG	-3627.18	-3915.49	-5377.65
G, KJ/KG	-18735.4	-17601.4	-14292.6
S, KJ/(KG)(K)	10.7413	10.7413	10.7413

Fig. 14 Data obtained from CEA code

شکل 14 اطلاعات به دست آمده از کد CEA

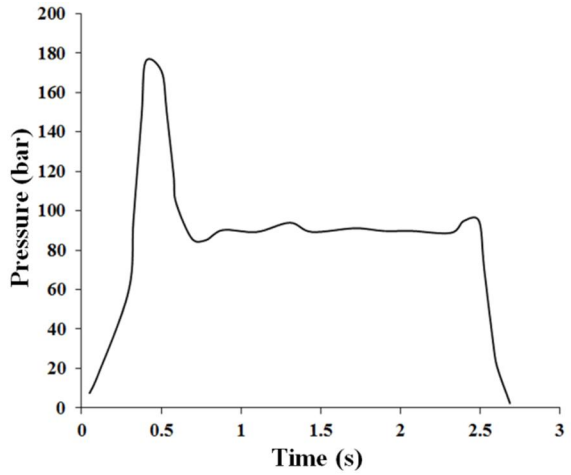

Fig. 15 Pressure-Time profile of propellant with HTPB binder

شکل 15 منحنی فشار- زمان برای پیشرانه با بایندر HTPB

Fig. 16 Test of propellant with HTPB binder

شکل 16 موتور آزمایشی پیشرانه پس از آزمون با بایندر HTPB

5- نتیجه‌گیری

در این مقاله روشی برای طراحی مولد گاز پیشرانه جامد ارائه شده و برای یک نمونه با کاربرد مشخص مورد استفاده قرار گرفت. این روش طراحی بر اساس فرایند طراحی در موتورهای پیشرانه جامد و با لحاظ کردن الزامات مختص به مولدهای گاز پیشرانه جامد تشریح شده است. در حین توصیف روند طراحی، روابط تجربی، طراحی سازه‌ای، طراحی بالستیکی، طراحی عایق و گرین پیشرانه مورد نیاز برای انجام طراحی ارائه شد. همچنین، پیشنهادهایی جهت طراحی موادهای گاز پیشرانه جامد ارائه شد. پس از طراحی مولد گاز پیشرانه جامد، به منظور انجام آزمایش‌های متداول جهت رسیدن به قابلیت اطمینان بالا طراحی و ساخت نمونه آزمایشی مولد گاز پیشرانه جامد انجام شد.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]

[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]

همچنین، ترکیب‌های متفاوت پیشرانه جامد طراحی و پیشرانه بر اساس آن‌ها ساخته شد که در موتور آزمایشی مورد آزمون قرار گرفتند. به علاوه، عملکرد مولد گاز در شرایط مختلف کاری مورد بررسی قرار گرفت. در نهایت پس از انجام آزمایش‌های تجربی و شبیه‌سازی‌ها، با توجه به داده‌های به دست آمده، می‌توان مهم‌ترین نتایجی که از این پژوهش حاصل شده است را به ترتیب زیر بیان کرد:

- از مشخصه‌های مهم پیشرانه‌های مولد گاز پیشرانه جامد می‌توان به وجود حداقل فاز جامد در محصولات احتراق، تولید دبی گاز پایدار، نرخ سوزش پیشرانه پایین، پایین بودن دمای محصولات احتراق، ایجاد خاکستر کم و عمر انبارداری بالا اشاره کرد که در نمونه پیشرانه نهایی آزمایش شده به اکثر این شرایط دست یافته شد.
- با توجه به نتایج تجربی و آزمایش‌های انجام شده، اکسیدکننده PSAN به همراه بایندر HTPB و کاتالیزور اکسید کروم ترکیب مناسبی برای یک مولد گاز پیشرانه جامد می‌باشد.
- با اندازه‌گیری دمای محصولات احتراق در آزمایش تجربی و مقایسه نتایج آن با داده‌های کد CEA تطابق خوبی میان نتایج مشاهده شد. همچنین، یکنواختی نمودار فشار اندازه‌گیری شده، ثابت بودن دبی گاز خروجی را نتیجه می‌دهد.
- همچنین، با استفاده از شبیه‌سازی نشان داده شد که پیشرانه نهایی انتخاب شده برای کار در محدوده الزامات مورد نیاز در شرایط مختلف کاری مناسب می‌باشد.

با توجه به موارد ذکر شده، روند طراحی ارائه شده در این پژوهش می‌تواند به عنوان یک نقطه شروع مناسب جهت طراحی مولدهای گاز پیشرانه جامد و توسعه این فناوری به کار گرفته شود.

6- مراجع

[1] B. Sean, *Gas generator assembly*, US Patent No. 7789018B2, 2010.
[2] M. Teimoori, R. Hasanzadeh, P. Abrishami, F. Zarie, Gas generators with their application, *Proceedings of The 5th Conference of Pyrotechnic Explosives and Propellants*, Tehran, Iran, February 18-20, 2007.(in Persian فارسی)
[3] M.H. Lefebvre, L. Vanneste, F. Bechet, E. Levy, Development of a pyrotechnic propellant for a cool gas generator, *Proceedings of The 22nd International Pyrotechnic Seminars*, Fort Collins, USA, July 15-19, 1996.
[4] H. Karimi, J. Mohammadi, M. Ghanadi, Simulation and dynamic analysis of a gas generator pressurization system in a specified liquid propellant rocket, *Proceedings of The 10th Conference of Fluid Dynamics*, Yazd, Iran, October 31-November 2, 2006. (in Persian فارسی)
[5] A. Osherov, B. Natan, A. Gany, Analytical modeling of the gas generator frequency response in hybrid rocket boosters, *Acta Astronautica*, Vol. 39, No. 8, pp. 589-598, 1997.
[6] M.K. Alkam, P.B. Butler, Thermal simulation of a pyrotechnic solid-propellant gas generator, *Jordan Journal of Mechanical and Industrial Engineering*, Vol. 3, No. 3, pp. 198-205, 2009.
[7] H. Karimi, M. Ghanadi, Specifing the optimized operational characteristics of gas generator in liquid propellant rockets, *Proceedings of The 14th International Conference of Mechanical Engineering*, Isfahan, Iran, May 15-17, 2006. (in Persian فارسی)
[8] V.A. Arkhipov, A.G. Korotkikh, The influence of aluminum powder dispersity on composite solid propellants ignitability by laser radiation, *Combustion and Flame*, Vol. 159, pp. 409-415, 2012.
[9] A. Ulas, G.A. Risha, K.K. Kuo, Ballistic properties and burning behaviour of an ammonium perchlorate/guanidine nitrate/sodium nitrate airbag solid propellant, *Fuel*, Vol. 85, pp. 1979-1986, 2006.
[10] M. Hosseini, Conceptual design and analysis of combustion phenomenon in gas generator of a liquid propellant rocket engine, *Proceedings of The 8th International Conference of Iranian Society of Aerospace*, Isfahan, Iran, February 17-19, 2009. (in Persian فارسی)
[11] M. Saremi Rad, M. Dadkhah, D. Ramesh, R. Farrokhi, R. Nateghi, Design of a specific liquid propellant gas generator, *Proceedings of The 15th International Conference of Mechanical Engineering*, Tehran, Iran, May 15-17, 2007. (in Persian فارسی)
[12] A. Fakhreddinov, *Solution Manual of design of solid propellant rocket engines*, Saint Petersburg: Baltic Military University of Russia, 1997.
[13] B.T. Erokhin, *Theory of cell processes and design of solid propellant rocket motors: a textbook for colleges*, pp. 43, 1991.
[14] B.M. Corley, Solid propellant gas generator, Vol. 10, pp. 72-76, *Space Aeronautics*, 1961.
[15] A. Davenas, *Solid rocket propulsion technology*; pp. 351-354, New York: Pergamon Press, 2000.
[16] G. Santhosh, S. Venkatachalam, K.N. Minan, High energy oxidisers for advanced solid propellant and explosive, *Proceedings of 1st International HEMSI Workshop*, Ranchi, India, November 12-13, 2002.
[17] A.N. GOZ, *SRM structural design*, pp. 231-237, Saint Petersburg: Baltic Military University of Russia, 1980.
[18] V.F. Razomief, B.K. Kavalief, *Fundamentals of design of solid propellant ballistic missiles*, pp. 377-394, Moscow: Atomizdat 1976.
[19] N. Savaliya, *Design spaceship motor system*, pp. 443-451 Moscow: Nauka, 2000.
[20] L.W. Hillen, R.M. Kempson, B.L. Hamshere, Measurement of the efflux of a solid propellant for ramrocket gas generators, *Proceedings of The 12th International Symposium on Air Breathing Engines*, Melbourne, Australia, December 31, 1995.
[21] R.A.H. Strecker and D. Linde, *Gas generator propellants for air-to-air missiles*, AGARD CP-259, NATO, pp. 17-21, 1979.
[22] V.K. Ponomarenko, *Rocket Propellants*, pp. 607-610, Saint Petersburg: Vika, 1995.
[23] A.M. Lipanov, A.V. Alief, *The design of solid propellant jet propulsion*, pp. 191-205, Moscow: Mashinostroenie, 1995.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-04-18]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1395.16.3.43.0]