تحقیق و توسعه مواد پرانرژی

سال دوازدهم- شماره ۱- شماره پیاپی ۲۷- بهار و تابستان ۱۳۹۵

آتشزنه‌ها در سامانه های پیشرانش مایع غیرخود مشتعل شونده

علی صابری مقدم[1*]، مرتضی محمدزاده[2]، زهرا امامی فرد[3]

۱- دانشیار ۲- کارشناسی ارشد ۳- کارشناسی ارشد

تهران- دانشگاه صنعتی مالک اشتر

***Email: saberi_mog@yahoo.com**

(تاریخ وصول: ۹۵/۷/۷، تاریخ پذیرش: ۹۵/۱۱/۲۳)

چکیده

سامانه‌های پیشرانش مایع به دلیل عملکرد و ایمپالس ویژه بالا نقش مؤثری در اجرای مأموریت‌های فضایی و نظامی دارند. پیشرانه‌های مایع به دودسته‌ی خود مشتعل شونده و غیر خود مشتعل شونده تقسیم می‌شوند. پیشرانه‌های غیر خود مشتعل شونده برخلاف پیشرانه‌های خود مشتعل شونده جهت اشتعال نیازمند سامانه آتشزنه می‌باشند تا انرژی و گرمای لازم برای آغاز افروزش را فراهم نمایند. سامانه آتشزنه یکی از مهم‌ترین قسمت‌های موتورهای با پیشرانه مایع غیر خود مشتعل شونده است، زیرا عدم عملکرد موفق سامانه آتشزنه می‌تواند خسارات جبران‌ناپذیری داشته و باعث عدم موفقیت مأموریت سامانه گردد. به همین دلیل سامانه آتشزنه مورد نیاز بایستی پارامترهای مهمی مانند قابلیت شروع مجدد ، اعتمادپذیری بالا، هزینه تولید پایین، وزن مناسب، دانش اثبات‌شده، عدم پیچیدگی زیاد دارا باشد. آتشزنه‌های مورد استفاده برای پیشرانه‌های غیر خود مشتعل شونده شامل الکتریکی، هایپرگول، لیزری، حرارتی، رزونانسی، کاتالیستی و پیروتکنیکی می‌باشند. در این مقاله ضمن معرفی سامانه‌های آتشزنه مختلف برای افروزش پیشرانه‌های مایع غیر خود مشتعل شونده، نحوه عملکرد این سامانه‌ها، مزایا و معایب آن‌ها مطرح خواهد گردید تا مناسب ترین سامانه آتشزنه برای موتور مورد نظر انتخاب گردد.

واژه‌های کلیدی: پیشرانه‌های مایع، غیر خود مشتعل شونده، سرمازا، آتشزنه.

Ignition Systems for Combustion of Non-Hypergolic Liquid Propellants

A. Saberi Moghadam[1*], M. Mohammadzadeh[2], Z. Emami Fard[3]

Maleke Ashtar University of Technology, Tehran

(Received:02 /11/2017, Accepted: 09/28/2016)

Abstract

Liquid propulsion systems have effective role in implementation of space and military mission due to high performance and specific impulse . Liquid propellants are divided into two categories: hypergolic and non-hypergolic propellants. Non-hypergolic propellants need an igniter system to provide the initial energy for propellant ignition compared with hypergolic propellants. Since failure in ignition system result in failure of engine firing, this system is one of the most important parts of non-hypergolic liquid propellant rocket engines. Therefore, the igniter system must have important parameters such as restartability, high reliability, low production cost, appropriate weight, proven knowledge, and lack of complexity. Spark igniter, hypergolic igniter, laser igniter, thermal igniter, resonant igniter, catalytic igniter, and pyrotechnic igniter are used for initial ignition of non-hypergolic liquid propellants. In this paper, various igniter systems for non-hypergolic liquid propellants are introduced and their advantages and disadvantages will be discussed.

Keyword: Liquid Propellants, Non-Hypergolic, Cryogenic, Igniter.

۱- مقدمه

بیش از ۵۰ سال است که پیشرانه‌های مایع در سامانه‌های موشکی مورداستفاده قرار می‌گیرند. پیشرانه‌های مایع به دلیل مزایایی از قبیل ضربه ویژه بالاتر از پیشرانه‌های جامد، قابلیت مدیریت تراست و جدا بودن سوخت و اکسیدکننده، ازنظر ایمنی و کارایی از پیشرانه‌های جامد بهتر بوده و برای کاربردهای فضایی مورد توجه محققان قرا گرفته‌اند. پیشرانه‌های مایع به دودسته تک جزئی و دوجزئی تقسیم می‌شوند. پیشرانه‌های مایع دوجزئی به دودسته خود مشتعل شونده[1] و غیر خود مشتعل شونده[2] تقسیم می‌شوند. پیشرانه‌های خود مشتعل شونده پیشرانه‌هایی هستند که جهت اشتعال نیازمند یک منبع خارجی برای تأمین حرارت لازم برای اشتعال نمی‌باشند و به محض تماس سوخت با اکسیدکننده مشتعل می‌شوند(مانند زوج پیشرانه‌ی دی‌متیل هیدرازین نامتقارن[3] و دی نیتروژن تترا اکسید[4]) اما پیشرانه-های غیر خود مشتعل شونده، پیشرانه‌هایی هستند که برای اشتعال نیازمند یک منبع برای تأمین انرژی و گرمای لازم برای افروزش اولیه می‌باشند (مانند زوج پیشرانه‌ی هیدروژن و اکسیژن)[۱]. پیشرانه‌های مایع معمولاً در مأموریت‌های فضایی استفاده می‌شوند که در آن‌ها نیاز به عملکرد طولانی‌مدت موتور است. در مأموریت‌های فضایی معمولاً هم سوخت و هم اکسیدکننده کرایوژنیک[5](سرمازا) می‌باشند[۲]. پیشرانه‌های سرمازا دسته‌ای مهم از پیشرانه‌های مایع غیر خود مشتعل شونده هستند که بیشترین استفاده را در بین پیشرانه‌های مایع دوجزئی داشته و گاز مایع‌شده در دمای بسیار پایین می‌باشند. کرایوژنیک یا آنچه در کتاب واژه‌نامه تخصصی مهندسی شیمی سرمازا ترجمه‌شده است، دانش دماهای خیلی پایین است[۳]. اکسیژن مایع، نیتروژن مایع، هیدروژن مایع، هلیوم مایع در این دسته قرار می-گیرند[۴]. یکی از کاربردهای مهم مواد سرمازا در صنایع فضایی، استفاده از آن‌ها به‌عنوان پیشرانه است. هیدروژن مایع(سوخت) و اکسیژن مایع(اکسیدکننده) به‌عنوان پیشرانه‌های سرمازا بیشترین استفاده را در بین پیشرانه‌های مایع غیر خود مشتعل شونده دارا می-باشند. نگاهی به روند توسعه و به‌کارگیری پیشرانه‌های مایع در سامانه‌های ماهواره‌بر نشان می‌دهد که پیشرانه سرمازا غیر خود مشتعل شونده[7]LOX^{6}-LH_2 به عنوان یک پیشرانه عالی با ضربه ویژه ۳۹۱s و مطلوب ازنظر زیست‌محیطی(محصول واکنش آب است) از دهه ۷۰ میلادی تاکنون در سامانه‌های ماهواره‌بر مانند شاتل فضایی آمریکا و ماهواره‌برهایی مانند آریان[8]۵، لانگ مارچ[9]۵، انرگیا[10] مورد استفاده قرارگرفته است[۴]. بدون شک استفاده از آتشزنه مناسب جهت افروزش این سامانه‌های پیشرانش غیر خود مشتعل شونده از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. زیرا سامانه آتشزنه مهم‌ترین وظیفه، یعنی آغاز اشتعال در این موتورها را بر عهده دارد یا به‌عبارت دیگر کلید استفاده از پیشرانه‌های غیر خود مشتعل شونده استفاده از آتشزنه است که در صورت عدم عملکرد مناسب می‌تواند موجب خسارات مالی فراوانی شود. یک سامانه آتشزنه مناسب باید بتواند یک افروزش ایمن و مطمئن را در حداقل زمان متناسب با طراحی موتور(معمولاً کمتر از یک ثانیه) ایجاد کرده و قابلیت استارت مجدد را داشته باشد[۱،۵و۶]. همچنین این سامانه افروزش بایستی دارای وزن کم، عدم پیچیدگی سامانه، کارکرد ساده، قابلیت ایمنی بالا، هزینه تولید پایین، تأخیر در اشتعال پایین، دارای قابلیت توسعه به‌عنوان یک سامانه عملیاتی ، قابلیت اطمینان بالا و دانش اثبات‌شده باشد[۱۰-۷]. این ها، پارامترهای لازم برای انتخاب یک سامانه آتشزنه مناسب برای موتور طراحی‌شده است. علاوه بر این ، برای طراحی سامانه آتشزنه بایستی عواملی مانند تأخیر در افروزش پیشرانه، حداکثر فشار اولیه ایجاد شده در اثر افروزش ، حداقل انرژی مورد نیاز برای اشتعال اجزای پیشرانه بر اساس نوع آتشزنه انتخابی پیش‌بینی و محاسبه گردد و بر اساس این پارامترها آتشزنه طراحی گردد. همچنین بر اساس طراحی موتور اصلی، سامانه تغذیه آتشزنه نیز بایستی از الگوی مناسبی برخوردار باشد تا بتواند پیشرانه مورد نیاز برای افروزش را فراهم نماید. پیش‌بینی انرژی مورد نیاز برای آتشزنه با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$P_{igniter} = n_{inj}[\, \dot{m}_{ox}\Delta h_{ox} + \dot{m}_{ful}\Delta h_{ful}]$$

در این عبارت $P_{igniter}$ مقدار انرژی مورد نیاز آتشزنه برای مشتعل نمودن اجزای پیشرانه، n_{inj} ثابت انژکتور، $\dot{m}_{ox}$ و $\dot{m}_{ful}$ به ترتیب سرعت جریان جرمی اکسیدکننده و سوخت و Δh_{ox} ، Δh_{ful} به ترتیب آنتالپی اکسیدکننده و سوخت هستند. حداکثر فشار اولیه نیز از طریق نسبت تأخیر در اشتعال پیشرانه (τ_i) به زمان ماند پیشرانه در داخل محفظه احتراق موتور (τ_r) قابل پیش‌بینی می‌باشد. زمان ماند پیشرانه در محفظه احتراق موتور از طریق رابطه $\tau_r = \frac{M}{\dot{M}_e}$ که در آن $\dot{M}_e$ جریان جرمی از طریق نازل و M جرم گاز داخل محفظه می‌باشد. با محاسبه تأخیر در اشتعال پیشرانه و با استفاده از رابطه $P_{max} = \frac{\tau_i}{\tau_r}$ قابل محاسبه می‌باشد. در طراحی آتشزنه بایستی P_{max} پایین باشد به همین دلیل باید تأخیر در اشتعال پیشرانه را کاهش داده و پیشرانه‌ها به تدریج به داخل محفظه احتراق تزریق گردند.[۱۰و ۱۱].

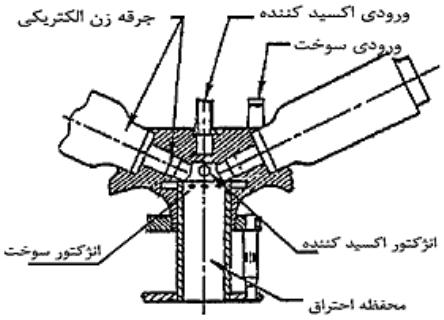
1- Hypergolic
2- Non- hypergolic
3- Unsymmetrical dimethylhydrazine
4-Dinitrogen tetroxide
5- Cryogenic propellant
6- Liquid oxygen
7- Liquid hydrogen
8- Ariane5
9- Long March 5
10- Energia

۲- سامانه‌های آتشزنه جهت اشتعال در پیشرانه‌های مایع غیر خود مشتعل شونده

اولین تلاش‌ها برای ساخت سامانه افروزش در سال ۱۹۲۰ توسط گودارد[1] برای استفاده در موشک با زوج پیشرانه الکل و اکسیژن مایع صورت گرفته است. وی در این سامانه از آتشزنه گوگردی به‌عنوان آتشزنه اولیه استفاده کرد. اشتعال مواد گوگردی باعث مشتعل شدن کتان آغشته به بنزین شده و سپس اشتعال در محفظه احتراق اصلی موشک آغاز می گردد[۵و۶]. در این قسمت انواع سامانه‌های آتشزنه شامل آتشزنه‌های الکتریکی، هایپرگول، لیزری، حرارتی، رزونانسی، کاتالیستی و پیروتکنیکی معرفی‌شده و مزایا و معایب آن‌ها ذکر می‌گردد.

۲-۱- سامانه آتشزنه الکتریکی

عملکرد آتشزنه الکتریکی بدین گونه می‌باشد که پیشرانه در اثر تخلیه الکتریکی بین دو الکترود قرار گرفته و در مسیر جریان پیشرانه گرم و یونیزه شده و مشتعل می‌گردد[۱۲و۱۳]. آتشزنه الکتریکی ممکن است در داخل محفظه احتراق نصب شود که آتشزنه مستقیم[2] نامیده می‌شود و یا در یک محفظه پیش احتراق قرارگرفته و خروجی آن به داخل محفظه احتراق اصلی وارد شود که در این صورت آتشزنه جرقه‌ای تکمیل‌شده[3] نامیده می‌شود[۱۴و۱۵]. در سال‌های اخیر آتشزنه مستقیم به دلیل نیاز به طراحی ویژه(جهت جلوگیری از آسیب آتشزنه)، کمتر مورد استفاده قرار گرفته‌است. در شکل (۱) شماتیک ساده سامانه جرقه زن الکتریکی آورده شده است. همان‌طور که در شکل (۱) مشاهده می‌شود، در این سامانه، جرقه زن در مسیر ورودی سوخت و اکسیدکننده قرارگرفته و با ورود اجزای پیشرانه به محفظه احتراق، جرقه زن شروع به کار نموده و مخلوط حاصله را مشتعل می‌نماید.

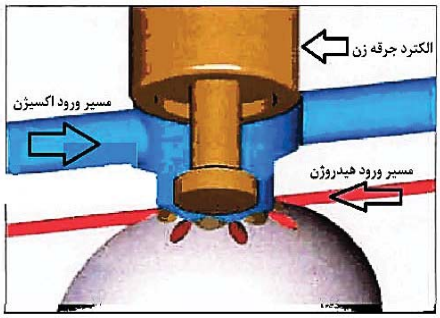


شکل ۱- شماتیک ساده جرقه‌زن الکتریکی تکمیلی[۶].

پارامترهای مؤثر بر عملکرد آتشزنه الکتریکی شامل: اندازه الکترود، زمان انجام جرقه، فرکانس جرقه، شکل الکترود و فاصله الکترودها می‌باشند. تغییر در هر یک از این پارامترها بر روی حداقل انرژی لازم برای افروزش مخلوط پیشرانه تأثیرگذار می‌باشد. کاهش فاصله الکترودها از یکدیگر، کاهش اندازه الکترودها، افزایش فرکانس جرقه و افزایش زمان انجام جرقه می‌تواند جرقه بهتری ایجاد نموده و بنابراین افروزش مناسبی برای آغاز به کار موتور ایجاد نماید[۱۶و۱۷]. یک نمونه عملیاتی که در آن از آتشزنه الکتریکی استفاده شده موتور مرحله فوقانی پرتابگر آریان۵ (موتور وینچی[4]) است[۱۸]. این موتور به‌منظور جایگزینی با موتور HM-7 توسعه‌یافته و از سال ۲۰۱۵ جایگزین آن شده است. طبق ادعای بخش دفاعی شرکت ایرباس[5]، موتور وینچی با استفاده از زوج پیشرانه هیدروژن و اکسیژن مایع می‌تواند تراست ۱۸۰kN و ضربه ویژه در خلأ ۴۶۵s را تولید نموده و همچنین قابلیت شروع مجدد را دارد. این موتور از آتشزنه الکتریکی جهت افروزش سوخت و اکسیدکننده استفاده می‌نماید. برخی مشخصات سامانه آتشزنه موتور وینچی در جدول (۱) آورده شده است. شکل (۲) منافذ تزریق اکسیژن و هیدروژن را در آتشزنه موتور وینچی نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌کنید اکسیژن از مجرای مرکزی اطراف الکترود جرقه زن و هیدروژن از ۶ منفذ که به‌صورت دایره‌ای در اطراف منفذ ورودی اکسیژن قرار دارند به داخل محفظه احتراق آتشزنه تزریق می‌شود.

جدول ۱- مشخصات آتشزنه الکتریکی موتور وینچی[۱۸].

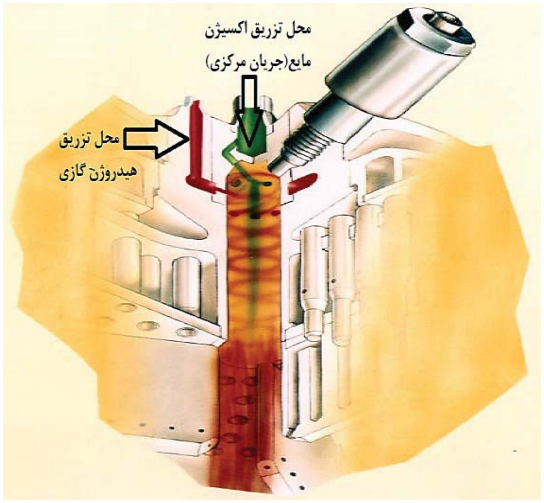
پارامترها	مقادیر
انرژی گرمایی تولیدی(kw)	۴۴۰
نسبت اکسیدکننده به سوخت در آتشزنه	۸
ماکزیمم تعداد افروزش آتشزنه	۳۰
زمان هر افروزش (s)	۲
دمای سطح انژکتور آتشزنه(K)	<۱۰۰۰



شکل ۲- مسیرهای تزریق سوخت و اکسیدکننده در آتشزنه موتور وینچی موشک آریان۵[۱۸].

1- Goddard
2- Direct Spark Ignition
3- Augmented Spark Ignition
4- Vinci
5- Airbus Defense and Space

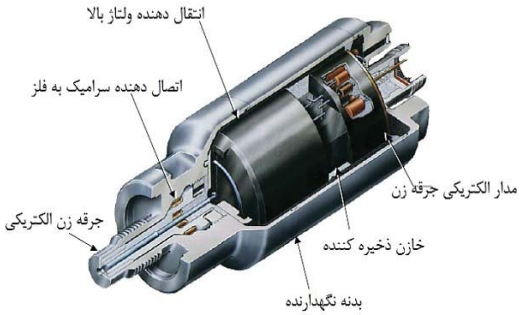
شاتل فضایی ساخته‌شده توسط کشور آمریکا که از سال ۱۹۸۱تا سال۲۰۱۱ برای پرتاب استفاده‌شده نمونه عملیاتی دیگری است که از آتشزنه الکتریکی در موتور اصلی آن استفاده شده است. در موتور اصلی شاتل فضایی(RS-25) جهت افروزش مخلوط هیدروژن و اکسیژن در محفظه احتراق اصلی و پیش سوزاننده از آتشزنه شعله‌ای الکتریکی استفاده‌شده است. در این سامانه آتشزنه، از دو جرقه زن الکتریکی استفاده شده‌است. این سامانه جرقه زن به یک محفظه احتراق کوچک متصل شده که اختلاط و افروزش پیشرانه در این محفظه صورت می‌گیرد. محفظه توسط یک مجرا به محفظه احتراق اصلی متصل شده و وظیفه انتقال شعله ایجادشده به محفظه احتراق اصلی را بر عهده دارد. جهت افروزش مناسب، سوخت و اکسیدکننده باید به‌طور دقیق و مطلوب به داخل محفظه احتراق آتشزنه تزریق شوند. جریان غنی از اکسیدکننده از نقطه ایجاد جرقه و جریان غنی از سوخت از نقاط اطراف دیواره به داخل محفظه احتراق آتشزنه تزریق می‌شوند. شکل (۳) نحوه تزریق در سامانه آتشزنه موتور اصلی شاتل فضایی را نشان می‌دهد[۱۹].



شکل ۳-نحوه تزریق اجزای پیشرانه به داخل محفظه احتراق آتشزنه در موتور اصلی شاتل فضایی[۱۹].

همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود اکسیدکننده در نقطه ایجاد جرقه به‌صورت برخورد دو جریان و به حالت یک مایع سنگین و آرام که تمایل به مرکز دارد تزریق می‌شود. سوخت نیز از اطراف به‌وسیله ۸ جریان مماس به‌صورت گاز سبک با حرکت سریع تزریق می‌شود به‌طوری‌که در اطراف اکسیدکننده یک جریان گردابی ایجاد می‌نماید. این هندسه از انژکتورها یک شروع مطمئن و اختلاط مناسب پیشرانه‌ها را تضمین می‌کند. عملکرد جرقه زن پس از ۴/۴ ثانیه متوقف می‌شود درحالی‌که جریان پیشرانه به داخل محفظه احتراق آتشزنه ادامه دارد تا از آسیب‌های احتمالی حاصله از جریان برگشتی از سمت محفظه احتراق جلوگیری کند.

جرقه زن الکتریکی با ورودی ۲۷ ولت جریان مستقیم الکتریسیته که به‌وسیله‌ی کنترلر فراهم می‌شود، عمل می‌کند. این جرقه‌های الکتریکی با تناوب ۵۰ جرقه در هر ثانیه و با نیروی ۱۰ کیلووات تولید می‌شوند. شکل (۴) جرقه‌زن الکتریکی موتور اصلی شاتل فضایی را نشان می‌دهد. این سامانه تأخیر در اشتعالی در حدود چند میلی‌ثانیه دارد[۵و۱۹].



شکل ۴- جرقه‌زن الکتریکی موتور اصلی شاتل فضایی[۱۹].

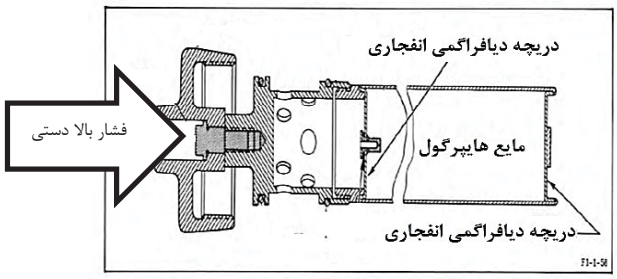
تحقیقات بر روی این سامانه آتشزنه از سال ۱۹۷۲ آغازشده و این سامانه پس از طی بیش از ۱۰۰۰ آزمون اشتعال موفق به‌عنوان سامانه آتشزنه موتور شاتل فضایی قرار داده شد[۹]. با توجه به مطالب ذکرشده آتشزنه الکتریکی که قابلیت شروع مجدد خوب، قابلیت اطمینان بالا(بنا بر عملکرد موفق در نمونه‌های عملیاتی)، دانش اثبات‌شده، وزن کمی داشته و از ایمنی مناسبی(عدم استفاده از مواد خود مشتعل شونده) برخوردار بوده و در سامانه‌های عملیاتی مانند موتور اصلی شاتل فضایی تا زمان بازنشستگی و همچنین در موتور تازه طراحی‌شده اتحادیه فضایی اروپا، وینچی مورد استفاده قرارگرفته اما تنها مشکل این سامانه پیچیدگی سامانه آتشزنه(وجود سامانه تولید جرقه پیچیده و وجود سامانه تغذیه) بوده که طراحی و تولید آن را با هزینه بالایی مواجه می‌نماید.

۲-۲- سامانه آتشزنه با استفاده از ماده شیمیایی سوم یا اشتعال هایپرگولیک[1]

سامانه آتشزنه هایپرگول بیان‌کننده وجود ترکیباتی است که به‌صورت خودبه‌خود با یکی از اجزای پیشرانه ترکیب‌شده و مشتعل می‌شوند. در این سامانه ابتدا یک جزء پیشرانه موردنظر به داخل محفظه احتراق تزریق‌شده و بلافاصله ماده خود مشتعل شونده آتشزنه تزریق می‌شود تا افروزش صورت گیرد سپس در ادامه تزریق، جزء دیگر پیشرانه برای آغاز اشتعال اصلی وارد موتور می‌گردد. این روش افروزش برای اولین بار در موتور آلمانی A-4 مورداستفاده قرارگرفته است[۵]. این روش به دو طریق انجام می‌

1-Third-Chemical or Hypergolic Ignition Devices

پذیرد. در روش اول از ماده‌ای استفاده می‌شود که با یکی از اجزای پیشرانه مخلوط شده و این مخلوط با جز دیگر پیشرانه خود مشتعل می‌نماید. رول بوهلر و همکارانش ادعا کرده‌اند که توانسته‌اند اکسیژن را با درصد جرمی مشخص از فلوئور ترکیب نموده و اشتعال آن با هیدروژن را خود مشتعل نمایند[۲۰]. در روش دیگر افروزش با استفاده از انتخاب ماده‌ای انجام می‌شود که در ترکیب با یکی از اجزای پیشرانه، خود مشتعل شونده بوده و سبب آغاز افروزش می‌شود. برای انتخاب ماده خود مشتعل شونده دو حالت وجود دارد. برخی از این مواد با اکسیدکننده و برخی دیگر با سوخت خود مشتعل شونده می‌باشند. تری اتیل آلومینیوم[1](TEA) مایع خود مشتعل شونده بی‌رنگ باقابلیت نگهداری در دما و فشار محیط است که دارای دمای جوش C°۱۳۰-۱۲۰۰ است. ترکیب این مایع با اکسیژن خود مشتعل شونده بوده و محصول احتراق آن اکسید آلومینیوم است که به‌شدت چسبناک بوده و باعث گرفتگی مجاری و اوریفیس‌ها[2] می‌شود. جهت رفع این مشکل از تری اتیل بور[3] که یک مایع خود مشتعل شونده با اکسیژن بوده و دارای قابلیت نگهداری در دما و فشار اتاق است، استفاده‌شده است. این ماده به حالت مایع بی‌رنگ متمایل به زرد کم‌رنگ بوده و دارای نقطه‌جوشC°۹۵ است. این ماده در مقایسه با تری‌اتیل آلومینیوم دارای تأخیر در افروزش بیشتری است. به‌منظور استفاده بهینه از این روش افروزش، از ترکیب ۱۵درصدتری اتیل آلومینیوم در تری اتیل بور استفاده می‌شود که هم دارای تأخیر در افروزش مناسب بوده و هم مواد ته‌نشین شونده کمتری تولید می‌کند. مقدار سیال خود مشتعل شونده مورد نیاز برای افروزش بستگی به طراحی سامانه آتشزنه و میزان موردنیاز برای آغاز افروزش دارد. تزریق مقدار کم سیال خود مشتعل شونده آلی‌فلزی برای آغاز افروزش در بین دهه‌ی ۶۰ تا ۸۰ میلادی در موشک‌های ماهواره‌بر اطلس[4]، دلتا و موتورهای H-1 و F-1 پرتابگر ساترن۵ مورد استفاده قرارگرفته است[۵،۲۰]. ماهواره‌برهای خانواده اطلس و دلتا در کشور آمریکا در دهه‌های ۵۰ و۶۰ میلادی طراحی و ساخته‌شده‌اند و از میان آن‌ها، تنها اطلس۵ و دلتای ۵ فعال بوده و مابقی از چرخه عملیات کنار گذاشته‌شده‌اند. موتور H-1 با زوج پیشرانه LOX-RP-1 و تراست ۹۱۰kN در طی سال‌های ۱۹۶۳ تا ۱۹۷۵ در پرتابگرهای ساترن توسط کشور آمریکا طراحی و مورد استفاده قرارگرفته است. یک نمونه عملیاتی از آتشزنه هایپرگول در موتور F-1 مورد استفاده قرارگرفته است. آتشزنه موتور F-1 شامل سوخت، محفظه و اتصالات مربوطه است. سوخت آتشزنه حاوی ۱۰±۴۰۳ گرم ماده اشتعال‌زا، ۸۵ درصد وزنی تری اتیل بور و ۱۵درصد وزنی تری‌اتیل آلومینیوم است. اشتعال زمانی اتفاق می‌افتد که افزایش فشار در پشت محفظه سوخت باعث انفجار دریچه‌های دیافراگمی انفجاری شده و ماده خود مشتعل شونده را به جلو رانده و وارد محفظه احتراق می‌نماید. در محفظه احتراق به‌محض تماس ماده خود مشتعل شونده با اکسیژن افروزش به صورت آنی صورت گرفته و سوخت اصلی به محفظه تزریق‌شده تا احتراق اصلی آغاز گردد. آتشزنه خود مشتعل شونده در موتور F-1 دارای طولی در حدود ۱۸ اینچ و قطر ۲ تا ۳/۸ اینچ است. شکل(۷) قسمت‌های مختلف آتشزنه هایپرگول در موتورF-1 را نشان می‌دهد[۲۱و۲۲].



شکل۷– قسمت‌های مختلف آتشزنه هایپرگول موتور F-1 مورد استفاده در پرتابگر ساترن [۲۱].

علاوه بر مواد ذکرشده در بالا که در ترکیب با اکسیژن خود مشتعل شونده بوده موادی مانند کلرتری‌فلورید که در ترکیب با هیدروژن خود مشتعل شونده بوده و کاربرد مشابهی همانند تری اتیل آلومینیوم داشته و می‌تواند باعث آغاز افروزش در موتورهای با پیشرانش غیر خود مشتعل شونده بالأخص موتورهای هیدروژنی[۲۳،۲۲]. پیش از عملیاتی شدن آتشزنه الکتریکی، آتشزنه هایپرگول با دارا بودن قابلیت اطمینان در ایجاد افروزش، تأخیر در اشتعال مناسب بیشترین استفاده را در موشک‌های ماهواره‌بر داشته و دانش اثبات‌شده‌ای دارد اما به دلیل دشواری و پیچیدگی فراوان کار با مواد خود مشتعل شونده(به دلیل مشکلات ایمنی)، سمی بودن این مواد، احتمال گرفتگی مجرای خروجی آتشزنه، عدم امکان انجام استارت مجدد، هزینه بالای تولید و در نتیجه قابلیت اطمینان پایین استفاده از این سامانه برای موتورهای جدید با پیشرانه غیر خود مشتعل شونده از دستور کار خارج‌شده است.

۲-۳ - سامانه آتشزنه لیزری

استفاده از آتشزنه‌های عملیاتی مانند آتشزنه الکتریکی و یا آتشزنه هایپرگول با مشکلات و پیچیدگی‌های فراوانی روبرو بود. در سال‌های اخیر طراحان موتور سعی در توسعه‌ی آتشزنه‌هایی داشتند که بتوانند تأخیر در اشتعال پایین، اعتمادپذیری بالا را داشته باشند[۲۴]. یکی از این سامانه‌های جدید، آتشزنه‌ی لیزری است که از اشعه لیزر برای افزایش دمای مخلوط پیشرانه و یا مواد واسطه‌ای که موجب افروزش مخلوط پیشرانه می‌شود، استفاده می

1- Triethylaluminium
2 - Orifice
3- Triethylborane
4-Atlas

نماید. این آتشزنه می‌تواند با دقتی بالا، عدم نیاز به پیش اختلاط پیشرانه، ایجاد اشتعال در محدوده وسیعی از مخلوط پیشرانه احتراق را در محفظه احتراق آغاز نماید[۲۵]. مطالعه بر روی افروزش لیزری از سال ۱۹۹۴ در مرکز فضایی مارشال آمریکا آغازشده است و تا اکنون نیز ادامه دارد. سه روش مختلف برای افروزش توسط لیزر وجود دارد که عبارت‌اند از[۲۶و ۲۷]:

الف-لیزر فوتوشیمیایی: در این سامانه، فوتون‌های لیزر، مولکول‌های هدف(مخلوط پیشرانه) را تجزیه نموده و به گونه‌های واکنش‌پذیر رادیکالی تبدیل می‌نماید. سپس این گونه‌ها واکنش‌های زنجیری شیمیایی یا افروزشی را آغاز می‌نمایند. طبق بررسی‌های صورت گرفته توسط لیو در سال ۱۹۹۴، سامانه اشتعال لیزر فوتوشیمیایی نیازمند هماهنگی نزدیک بین طول موج القایی لیزر و طول موج جذبی مولکول هدف به‌منظور رخ دادن تجزیه است. تنها با وجود این هماهنگی است که تجزیه رخداده و افروزش آغاز می‌شود. برای سامانه افروزش لیزر فوتوشیمیایی طول‌موج لازم برای تجزیه مولکول‌ها کوچک‌تر از ۷۰۰ نانومتر است و این در صورتی است که سامانه تولیدکننده لیزر با این طول موج از لحاظ وزن و کوچک بودن این دستگاه برای فعالیت‌های پروازی مناسب نیست[۲۷].

ب- سامانه افروزش لیزری حرارتی: در این سامانه از حرارت ایجاد شده لیزر برای افزایش انرژی سینتیکی ذرات پیشرانه یا مواد واسطه، شکست پیوندهای شیمیایی و انجام واکنش شیمیایی استفاده می‌شود[۲۶،۵و۲۷]. در روش افروزش لیزری حرارتی، از لیزر برای افزایش حرارت مواد هدف استفاده می‌شود. مواد هدف اغلب، ذرات آلومینیم هستند که لیزر باعث افزایش دمای آن‌ها و مشتعل‌شدن این ذرات می‌شود. سپس افروزش این ذرات، مخلوط پیشرانه را افروخته می‌نماید. این روش نسبت به روش‌های دیگر افروزش لیزری دارای زمان تأخیر در اشتعال بیشتری است[۱].

ج- لیزر آغازگر افروزش جرقه‌ای(LIS[1]): در این روش از تمرکز اشعه لیزر باقدرت بالا برای تولید هسته‌ی پلاسمایی استفاده می‌شود. هسته‌ی پلاسمایی گرما و انرژی لازم برای آغاز اشتعال را فراهم می‌نماید[۱]. افروزشLIS اساساً یک پدیده ترموشیمیایی است، به‌طوری‌که گرمای حاصل از جرقه و موج شوک ایجادشده باعث ایجاد اشتعال می‌شود. جهت تولید جرقه لازم برای افروزش، پرتوهای لیزر به‌طور کامل با دوره زمانی نانوثانیه و به حالت پالسی عمل کرده و بر روی نقطه هدف متمرکز می‌شوند. افروزش لیزر LIS در مقایسه با سایر روش‌های افروزش لیزری، به انتخاب طول‌موج لیزر حساسیت کمتری دارد. علاوه بر این، مزیت دیگر این نوع سامانه افروزش به سایر روش‌های افروزش لیزری آن است که وزن دیودهای لیزری در حد چند کیلوگرم بوده و به‌صورت گسترده در دسترس می‌باشند البته هنوز به‌منظور مناسب‌سازی این سامانه افروزش برای نمونه‌های عملیاتی بایستی کاهش بیشتری در وزن و اجزای سامانه رخ دهد[۲۸]. بررسی‌ها نشان می‌دهد که نمونه آزمایشگاهی از سامانه لیزری باقدرت ۸۰-۶۰ میلی ژول با تمرکز $1\times10^{11}\ w/cm^2$ برای ترکیب اکسیژن و چندین سوخت دیگر مانند متان، هیدروژن، RP-1، در سال ۱۹۹۴ توسط لیو مورد استفاده قرارگرفته است. این سامانه به ترتیب شامل منبع لیزر، شکاف دهنده پرتو، پریسکوپ، آینه‌ی۴۵ درجه‌ای، پخش‌کننده و عدسی متمرکز کننده است. در این سامانه از لیزر Nd:YAG[2] با طول‌موج ۱۰۶۴nm و فرکانس ۲۰Hz به‌عنوان منبع افروزش استفاده شده‌است. نور لیزر بعد از انبساط توسط پنجره اپتیکی بر روی جریان اصلی پیشرانه متمرکزشده و باعث ایجاد افروزش می‌شود. از این سامانه برای تراسترهای ۴۴۵-۱۳۳ نیوتون و با ترکیب پیشرانه‌های ذکرشده در بالا استفاده شده‌است[۲۷]. با توجه به توضیحات داده شده سامانه لیزر فوتوشیمیایی حساسیت بالایی به طول‌موج انتخابی داشته و سامانه تولیدکننده لیزر مناسب برای این سامانه وزن بالایی دارد. سامانه افروزش لیزری حرارتی نیز تأخیر در اشتعال بالایی نسبت به سایر روش‌های افروزش لیزری دارد. سامانه LIS نسبت به سایر دستگاه‌ها تأخیر در اشتعال کمتری داشته و نسبت به طول‌موج حساسیت کمتری دارد با این‌وجود هنوز سامانه تولیدکننده این لیزر به دلیل حجیم بودن ابزارهای اپتیکی تولیدکننده لیزر دارای وزن بالایی است. از این بین به نظر می‌رسد سامانه لیزری LIS قابلیت بالقوه‌ای به منظور ایجاد اشتعال در سامانه‌های غیر خودمشتعل شونده را دارد. استفاده از آتشزنه لیزری می‌تواند پیشرفت خوبی در علم سامانه‌های آتشزنه باشد زیرا این سامانه در کل دارای قابلیت‌هایی مانند استارت مجدد، استفاده مجدد، امکان ایجاد اشتعال در موقعیت‌های مختلف است، اما به دلیل عدم پیشرفت‌های لازم در علوم اپتیک و پیچیدگی‌های فراوان و همچنین بالا بودن اندازه و وزن دستگاه‌های تولیدکننده لیزر با توان بالا با توجه به سامانه‌های پرتابی هنوز در مرحله مطالعاتی بوده و در سامانه‌های عملیاتی استفاده نشده‌اند.

۲-۴- سامانه آتشزنه حرارتی[3]

در آتشزنه‌های حرارتی از اجزایی با مقاومت الکتریکی و ضریب هدایت حرارتی بالا برای ایجاد گرما و افزایش دمای پیشرانه و ایجاد افروزش استفاده می‌شود. در آتشزنه‌های حرارتی برای ایجاد

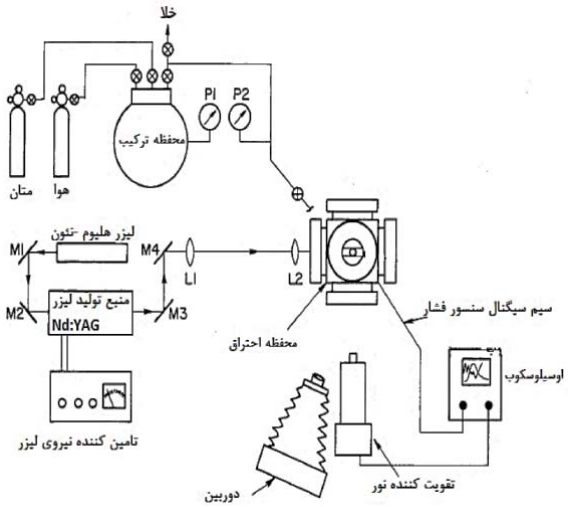
1- Laser initiated spark ignition(LIS)

۲- لیزر حالت جامد تولیدشده از بلوره آلومینیوم ایتریم ($Y_3Al_5O_{12}$) آلوده به نئودیمیم

3-Thermal ignition system

افروزش از سه روش ذیل استفاده می‌شود. الف: پلاگ برافروخته[1]، ب: سیم‌های الکتریکی[2]، ج: گرمایش لیزری مواد هدف[3]. در روش پلاگ افروخته و سیم‌های الکتریکی از مقاومت الکتریکی برای گرم کردن مواد رسانا تا دمای افروزش پیشرانه استفاده می‌شود. سیم‌های الکتریکی برای شروع به کار مجدد آتشزنه، نیازمند منبع انرژی مجدد هستند، اما پلاگ افروخته این قابلیت را دارد که برای مدت بیشتری در دمای اشتعال پیشرانه باقی‌مانده و امکان شروع به کار مجدد، بدون نیاز به الکتریسیته، را فراهم نماید. در هر دو وسیله الکتریکی باید بین جریان الکتریکی، اندازه سیم‌ها، زمان گرمایش و جریان پیشرانه تعادل برقرار باشد. در گرمایش لیزری ذرات هدف از تابش لیزر برای هدف قرار دادن ماده سوم، ماده‌ای به غیر از زوج پیشرانه، استفاده‌شده و لیزر باعث افزایش دما و افروخته شدن ماده سوم جریان و درنتیجه اشتعال پیشرانه اصلی می‌شود[۲۸]. هامان و همکارانش[4] در سال ۱۹۸۱در یک نمونه آزمایشگاهی از این سامانه، از لیزر برای گرم کردن ترکیبات هدف آلومینیومی برای مخلوط هوا/متان و هوا/پروپان استفاده نمودند. شکل (۸) شماتیکی از این سامانه افروزش را نشان می‌دهد. در این سامانه قطعات آلومینیوم در اندازه‌های ۲۰ تا ۸۰ میکرون به‌صورت سوسپانسیون در داخل الیاف شیشه‌ای معلق گردیده و این الیاف در داخل مخلوطی از پروپان و هوا و یا متان و هوا در فشار و دمای اتاق قرار داده‌شده و قطعات آلومینیوم به وسیله لیزر نئودیمیم حرارت داده می‌شوند. لیزر یک ژول انرژی را با طول‌موج ۱/۶میکرومتر و پالس زمانی ۰/۵ میلی‌ثانیه فراهم می‌نماید و باعث افزایش دمای ذرات آلومینیوم و اشتعال این ذرات می‌شود. در ادامه، اشتعال این ذرات، مخلوط گازی را محترق می‌کند. طبق ادعای هامان و همکارانش حداقل اندازه ذرات آلومینیوم که موجب افروزش مخلوط گازها می‌شود به‌صورت تجربی بین ۲۰-۳۰μ تعیین‌شده است. انرژی حاصل از اشتعال ذرات آلومینیوم در حداقل اندازه آن‌ها بین ۱ mJ - ۰/۳ است که مشابه حداقل انرژی الکتریکی جرقه‌ای لازم برای اشتعال مخلوط گازها است[۲۹].

سامانه پلاگ افروخته دارای قابلیت استارت مجدد بوده اما همانند سامانه آتشزنه حرارتی سیم الکتریکی، تأخیر در اشتعال قابل‌توجهی دارند. سامانه آتشزنه لیزری گرمایشی مواد هدف دارای قابلیت استارت مجدد بوده و تأخیر در اشتعال پایینی نسبت به سایر آتشزنه‌های حرارتی دارد اما به دلیل پیچیدگی و تجهیزات فراوان به نظر نمی‌رسد که برای توسعه یک آتشزنه مطمئن و عملیاتی گزینه مناسبی باشد.



شکل۸- استفاده از لیزر برای گرم کردن ترکیبات هدف آلومینیوم در مخلوط پیشرانه در آتشزنه‌های حرارتی در مقیاس آزمایشگاهی هامان و همکارانش در سال ۱۹۸۱[۲۹].

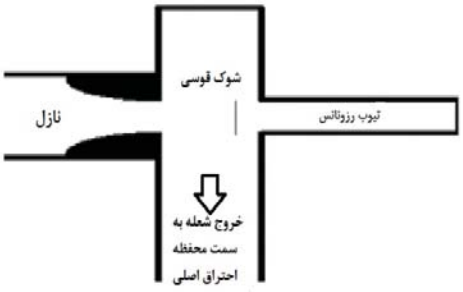
۲-۵- سامانه آتشزنه رزونانسی

در سال ۱۹۳۱ هارتمن پیشنهاد استفاده از سامانه رزونانس را برای آغاز اشتعال مطرح نمود. هارتمن برای اثبات امکان ایجاد افروزش به وسیله‌ی سامانه رزونانس از یک چوب که در مرکز آن یک کانال وجود داشت و انتهای آن مسدود بود به همراه کپسول هوا با فشار ۸/۶bar استفاده نمود[۳۰و۳۱]. هنگامی‌که هوا از یک نازل ساده (سونیک) مستقیماً وارد حفره موجود در چوب می‌شود و فاصله بین نازل و لوله رزونانس باعث ایجاد شرایط رزونانس می‌شود. رزونانس صوت با شدت ۱۷۰ دسی‌بل اتفاق افتاده و در عرض چند ثانیه دود حاصل از سوختن چوب از آن خارج می‌شود. در سامانه آتشزنه رزونانسی از طریق به دام انداختن مقدار کمی گاز با فشار بالا در لوله رزونانس و عبور موج شوک از گاز به دام افتاده و گرم کردن گاز تا دمای‌های بالا، اشتعال حاصل می‌شود. تیوب رزونانس از یک لوله مستطیل یا استوانه‌ای تشکیل‌شده که یک‌طرف آن باز و طرف دیگر آن بسته است. وقتی‌که طرف باز با یک جت پرسرعت (نازل سونیک) گاز هم محور می‌شود نوسانات شدید طولی در گاز به دام افتاده در لوله ایجاد شده و دمای گاز افزایش می‌یابد. این نوع آتشزنه نیاز به منبع انرژی نداشته و فقط وابسته به فشار سامانه است[۳۰و۳۱]. با توجه به شکل (۹) در سامانه آتشزنه رزونانسی[5] افروزش از طریق جریان یافتن پیشرانه از یک نازل سونیک و انبساط جریان و فشرده شدن جریان به‌صورت چرخه‌ای در لوله روزنانت ایجاد می‌شود.

1- Resonant Ignition Devices

3- Glow plugs
4- Electrical wires
5- Laser heating of target materials
6- Homan,

تشکیل شوک قوسی[1] در دهانه لوله رزونانت و ادامه جریان از نازل باعث ادامه یافتن این شوک شده و از محفظه احتراق بیرون رانده می‌شود. در این سامانه برخورد جریان‌ها باعث ایجاد ارتعاش در ورودی لوله و نوسانات فشار طولی در داخل لوله رزونانس در یک فرکانس مشخص که تابع سرعت صوت و طول لوله است، می‌شود. شوک قوسی در ورودی لوله و نوسانات فشاری در داخل لوله باعث افزایش دما تا دمای افروزش پیشرانه می‌شود. شعله گسترش‌یافته از محفظه آتشزنه خارج و وارد محفظه احتراق اصلی شده و موجب اشتعال می‌شود[۳۰و۳۲].

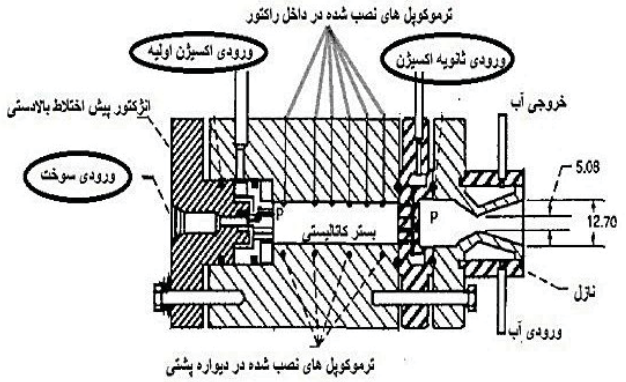


شکل ۹- سامانه آتشزنه رزونانسی[۳۲].

پارامترهای مؤثر در عملکرد آتشزنه رزونانسی عبارت‌اند از: فشار، دمای گاز اولیه واردشده به لوله رزونانس، فاصله نازل و ورودی لوله رزونانت، اندازه لوله رزونانت، هندسه لوله رزونانت، جنس لوله، هدر رفت حرارتی در داخل لوله و فشار محیط[۳۲و۳۳]. این سامانه عملکرد ساده‌ای داشته و دارای قابلیت استارت مجدد است اما به دلیل حساسیت شدید به هدر رفت حرارتی، پیچیدگی مدیریت انتقال حرارت در سامانه آتشزنه رزونانسی، نیاز به تنظیم شدن مجدد برای انجام عمل شروع مکرر تنها به مطالعات آزمایشگاهی محدود بوده و فاقد دانش اثبات‌شده است و استفاده از آن در نمونه‌های عملیاتی هنوز گزارش نشده است.

۲-۶- سامانه آتشزنه کاتالیستی

در حالت کلی آتشزنه کاتالیستی یک آتشزنه نیست بلکه یک آغازکننده و تقویت‌کننده واکنش شیمیایی است که در خلال واکنش بدون تغییر باقی می‌ماند. در کاربردهای راکتی از کاتالیست عمدتاً برای آغاز و تقویت تجزیه پیشرانه تک‌پایه به ویژه هیدروژن-پراکسید استفاده می‌شود. در سامانه‌های آتشزنه کاتالیستی از تجزیه یک پیشرانه برای ایجاد جریان گاز داغ و ایجاد اشتعال در محفظه احتراق اصلی استفاده می‌شود. اولین نمونه سامانه آتشزنه کاتالیستی در موتور ME-163 موشک V-2 در سال ۱۹۴۴مورد استفاده قرار گرفت که در آن از هیدروژن پراکسید به‌عنوان پیشرانه تک‌پایه و محلول پتاسیم پرمنگنات به‌عنوان کاتالیست استفاده شد. از زمان استفاده از کاتالیست مایع طراحان موتور به دلیل نیاز به زمان‌بندی و مکانیسم دقیق عملکرد شیرها و پیوستگی دستگاه‌ها به ناکارآمدی کاتالیست‌های مایع پی برده و توسعه آتشزنه کاتالیستی بر مبنای کاتالیست‌های جامد را در دستور کار قرار دادند. از کاتالیست‌های جامد برای اولین بار در موشک رداستون[2] در سال ۱۹۵۲ در کشور آمریکا با زوج پیشرانه الکل و اکسیژن به‌عنوان سامانه آتشزنه استفاده گردید[۵ و۳۴]. نمونه آزمایشگاهی از آتشزنه کاتالیستی برای زوج پیشرانه هیدروژن و اکسیژن توسط گرین[3] و همکارانش در سال ۱۹۸۸ساخته و مورد ارزیابی قرار گرفت. در این سامانه از یک بستر کاتالیستی یکپارچه شامل یک بستر کربنی اسفنجی که با رنیوم برای استحکام ساختاری و ایریدیوم به‌عنوان کاتالیست پوشش داده‌شده بود، استفاده شد[۳۵و۳۶].



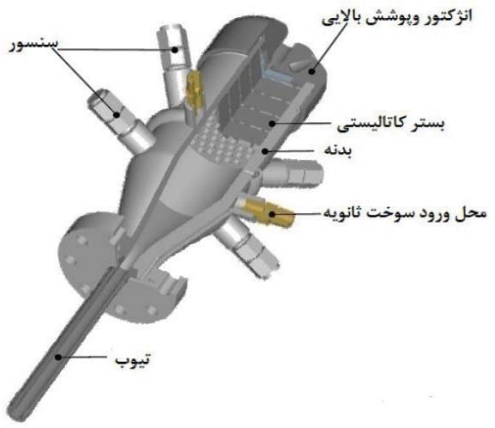
شکل ۱۰- بستر کاتالیستی در مقیاس آزمایشگاهی گرین و همکارانش برای ایجاد افروزش در مخلوط اکسیژن و هیدروژن در سال ۱۹۸۸[۳۶].

مطابق شکل (۱۰) در این سامانه هیدروژن و اکسیژن به حالت گازی با استفاده از انژکتور پیش اختلاط به داخل بستر کاتالیستی تزریق می‌شوند. انتخاب انژکتور پیش اختلاط به‌منظور اختلاط همگن اجزای پیشرانه جهت جلوگیری از ایجاد نقاط موضعی داغ صورت می‌گیرد تا به بستر کاتالیستی آسیبی وارد نشود. یکی از مشکلات این سامانه برگشت شعله به سمت بستر کاتالیستی و آسیب دیدن آن بود. برای حل این مشکل نسبت اکسیژن به سوخت کاهش داده شد اما این اقدام باعث کاهش ارزش حرارتی گازهای داغ خروجی گردید. جهت رفع این مشکل یک جریان ثانویه از گاز اکسیژن در انتهای آتشزنه به جریان گاز داغ خروجی تزریق شد تا برگشت شعله صورت نپذیرفته و ارزش حرارتی گازهای داغ خروجی نیز دچار افت نشود. طبق ادعای گرین ۴۹۰۰ تست بازمان اشتعال ۲ ثانیه توسط این سامانه انجام‌شده است[۳۵و

1- Bow Shock

2- Red Stone
3- Green

۳۶]. در سال‌های اخیر دو شرکت APP[1] و TNO[2] در حال تحقیق بر روی آتشزنه کاتالیستی می‌باشند که می‌توانند در موتورهای مختلفی کاربرد داشته باشد. این آتشزنه می‌تواند جایگزین مناسبی برای آتشزنه پیروژن[3] و آتشزنه شعله‌ای جرقه‌ای[4] باشد. مزایای این سامانه در مقایسه با سامانه پیروژن، قابلیت شروع مجدد و کاهش هزینه تولید است. در مقایسه با آتشزنه الکتریکی، آتشزنه کاتالیستی به‌مراتب ساده‌تراست که این به دلیل عدم وجود سامانه پیچیده الکتریکی تأمین‌کننده انرژی الکتریکی است. آتشزنه کاتالیستی با هیدروژن‌پراکسید به‌عنوان جزء اصلی(به دلیل در دسترس بودن و راحتی کار با آن) و مخلوط سوخت ثانویه(شامل: اتانول، هیدروژن یا متان) باعث ایجاد اشتعال در موتور می‌شود[۳۷]. طبق ادعای براوارس[5] و همکاران دلیل استفاده از مواد سوختی ثانویه همراه با هیدروژن پراکسید پایین بودن ضربه ویژه و ارزش حرارتی گازهای داغ حاصل از تجزیه هیدروژن پراکسید است که با افزودن این مواد سوختی دمای گازهای خروجی افزایش‌یافته و آتشزنه عملکرد بهتری را نشان می‌دهد[۳۸]. مشخصات و شماتیک سامانه آتشزنه کاتالیستی به ترتیب در جدول(۲) و شکل (۱۱) نشان داده شده است.



شکل۱۱- آتشزنه کاتالیستی هیدروژن پراکسید همراه با سوخت متان و هیدروژن[۳۸].

مطابق شکل (۱۱) هیدروژن پراکسید به‌وسیله انژکتور به داخل بستر کاتالیستی تزریق‌شده و به بخارآب و گاز اکسیژن تجزیه می‌شود. با توجه به اینکه ارزش حرارتی گازهای خروجی پایین بوده و برای ایجاد اشتعال در محفظه احتراق اصلی مناسب نمی‌باشد، در قسمت انتهایی آتشزنه سوخت ثانویه‌ای به جریان داغ حاصل افزوده‌شده که به دلیل دمای بالای جریان داغ حاصل از تجزیه هیدروژن پراکسید، سوخت ثانویه تزریق‌شده مشتعل شده و میزان انرژی حرارتی گازهای داغ خروجی را افزایش می‌دهد. این اقدام همچنین باعث کاهش تأخیر در اشتعال سامانه تا زیر یک ثانیه می‌شود[۳۸].

جدول۲- نیازمندی‌های آتشزنه کاتالیستی با سوخت هیدروژن یا متان گازی[۳۸].

پارامترهای موردنیاز	مشخصات
اکسیدکننده	هیدروژن پراکسید با خلوص ۹۰درصد
سوخت	GCH_4 / GH_2
دمای شعله(K)	۲۰۰۰
مقدار انرژی حرارتی تولیدی(kw)	۵۰۰
زمان عملکرد(s)	۲/ ۲
زمان عمر(تعداد اشتعال)	۲۶

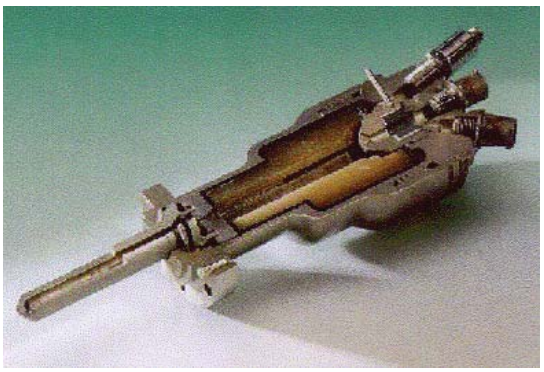
همان‌طور که مطالعات نشان می‌دهد سامانه آتشزنه کاتالیستی به دلیل کارکرد ساده و عدم پیچیدگی در عملکرد، به‌طوری‌که تنها نیازمند یک بستر کاتالیستی و یک منبع تغذیه از پیشرانه برای عبور از سطح کاتالیست است، تأخیر در اشتعال مناسب و امکان ایجاد اشتعال با سوخت‌های متنوع، گزینه مناسبی برای جایگزینی آتشزنه الکتریکی یا هایپرگول است، اما هنوز در مرحله آزمایشگاهی بوده و فاقد دانش اثبات‌شده بوده و در نمونه‌های عملیاتی اخیر مورداستفاده قرار نگرفته است، یکی از مشکلات آن است که بستر برای انجام استارت مجدد نیازمند فعال‌سازی است به همین دلیل بایستی با انجام تست‌های بیشتر اعتمادپذیری سامانه در شرایط مختلف مورد بررسی قرارگرفته و شرایط آن متناسب با یک سامانه عملیاتی تغییر یابد.

۲-۷-سامانه آتشزنه پیروتکنیکی

آتشزنه پیروتکنیکی[6] شامل یک ماده پیروتکنیک با سرعت سوزش کم است که به‌وسیله جریان الکتریسیته مشتعل می‌شود. برای اشتعال در این سامانه‌ها اغلب از پیشرانه‌های بر پایه‌ی آمونیوم نیترات استفاده‌شده است. آتشزنه پیروتکنیک بر اساس فنّاوری پیشرانه‌های جامد طراحی‌شده و در حالت کلی شامل یک یا چند جزء پیشرانه جامد است. زمان سوزش پیشرانه جامد در این سامانه‌ها بین ۱۰-۲ mm/s متغیر بوده و وابسته به نیازهای موتور

1- Aerospace Propulsion Products
2- (InDutch) Nederlandse Organisatie Voor Toegepast Natuurwetenschappelijk Onderzoek(TNO(In English): Netherlands Organisation for Applied Scientific Research)
3- Pyrogen
4- Spark Torch Igniter
5- Brauers
6- Pyrotechnic Ignition

است. طراحی آتشزنه پیروتکنیکی مبتنی بر پخش شعله است، این عامل باعث پخش گرما و افروزش پیشرانه ورودی از صفحه انژکتور می‌شود. آتشزنه در بیرون صفحه انژکتور قرارگرفته و دارای خروجی شعله به‌صورت پیوسته است و صفحه‌ای از شعله را درست پایین‌تر از صفحه انژکتور ایجاد می‌کند. این شیوه طراحی در دهه ۵۰ میلادی مرسوم بود. در طراحی‌های اخیر برای موتورهای با پیشرانه H_2/O_2 و مورداستفاده در مراحل فوقانی، آتشزنه پیروتکنیکی به‌صورت عمودی در میان انژکتور قرارگرفته و دارای یک لوله و پخش‌کننده برای توزیع جریان شعله است. آتشزنه پیروتکنیکی برای مولد گاز نیز مورداستفاده قرار می‌گیرد. این آتشزنه در سامانه مولد گاز شاتل فضایی با ولتاژ لازم برای اشتعال ۵۰۰ ولت و ماده پیروتکنیک مخلوطی از پرکلرات، آلومینیوم، بور و لاستیک اپوکسی استفاده‌شده است. دمای شعله این آتشزنه در حدود ۴۰۰۰ درجه فارنهایت و زمان سوزش ۸ ثانیه بوده و دارای سرعت جریان گازهای خروجی ۰/۲۵m/s است[۵و۳۹]. یک نمونه عملیاتی آتشزنه پیروتکنیکی در موتور ولکان استفاده‌شده است. موتور ولکان با نام تجاری (HM-60) اولین موتور اصلی مورداستفاده در مرحله اول موشک آریان ۵ است. این موتور با پیشرانه هیدروژن و اکسیژن مایع تراستی در حدود ۱۱۴۰ kN را تولید نموده است. تجهیزات شروع و اشتعال موتور شامل سه آتشزنه پیروتکنیکی با پیشرانه جامد تولیدکننده گاز بر پایه‌ی آمونیوم نیترات است. از این سه، یکی برای شروع توربوپمپ(TPS[1])، دیگری برای اشتعال محفظه تراست(TCI[2]) و سومی نیز برای سامانه مولد گاز(GGI[3]) استفاده شده است. شکل(۱۲) شماتیکی ساده از آتشزنه پیروتکنیک مورد استفاده در موتور ولکان را نشان می‌دهد[۳۹].



شکل ۱۳- آتشزنه پیروتکنیک موتور ولکان مورد استفاده در مرحله‌ی اول موشک آریان ۵[۳۴].

این سامانه در کنار اعتمادپذیری بالا، دانش اثبات‌شده، تأخیر در اشتعال مناسب، وجود نمونه‌های عملیاتی موفق که جزء مزایای این سامانه محسوب می‌شود دارای معایبی مانند افزایش هزینه تولید به دلیل نیازمند بودن به اقدامات ایمنی فراوان، عدم استفاده در سامانه‌های نیازمند استارت مکرر(به دلیل اتمام پیشرانه جامد در هر استارت)، شرایط خاص پیشرانه جامد مورداستفاده(عدم ایجاد خوردگی و گرفتگی در سامانه آتشزنه)، عملکرد ثابت(غیرقابل‌برنامه‌ریزی)است. البته آتشزنه پیروتکنیک جزء اولین سامانه‌های آتشزنه بوده و با ادامه تحقیقات و ظهور آتشزنه هایپرگول و الکتریکی این آتشزنه در موتورهای عملیاتی مورد استفاده قرار نگرفته است.

۳- نتیجه‌گیری

در این مقاله انواع سامانه‌های آتشزنه مورداستفاده در موتورهای با پیشرانه غیر خود مشتعل شونده به دلیل کلیدی بودن نقش آن‌ها در عملکرد این موتورها مورد بررسی قرار گرفت. انواع سامانه‌های آتشزنه مورد استفاده در موتورهای با پیشرانه غیر خود مشتعل شونده شامل: الکتریکی، هایپرگول، لیزری، حرارتی، رزونانسی، کاتالیستی و پیروتکنیکی می‌باشند. مهم‌ترین پارامترهای لازم برای انتخاب سامانه آتشزنه مناسب برای یک سامانه پیشرانش با توجه به طراحی موتور عبارت از: عدم پیچیدگی فراوان، هزینه پایین تولید، قابلیت شروع مکرر، اعتمادپذیری بالا، امکان عملیاتی شدن، ایمنی کار با این سامانه، دانش اثبات‌شده، وزن مناسب سامانه آتشزنه و وجود تجربه موفق در استفاده از سامانه است. با توجه به مطالب ذکرشده می‌توان ادعا نمود که آتشزنه الکتریکی به دلیل اعتمادپذیری بالا(بر اساس تعداد آزمودن‌های زیاد انجام‌شده و وجود نمونه‌های موفق در موتورهای عملیاتی)، دانش اثبات‌شده، وزن مناسب، قابلیت استارت مجدد، سادگی عملکرد، قابلیت برنامه-ریزی عملکرد آتشزنه(روشن و خاموش نمودن آتشزنه) و وجود نمونه‌های عملیاتی موفق در کنار معایبی مانند پیچیدگی و قیمت تولید بالا می‌تواند مناسب‌ترین سامانه آتشزنه برای پیشرانه‌های غیرخودمشتعل شونده و مخصوصاً پیشرانه‌های سرمازا باشد، به‌طوری که در موتورهای تولید شده جدید مانند موتور وینچی تقریباً بدون رقیب بوده است. با این‌حال آتشزنه‌های لیزری و کاتالیستی در صورت اثبات فناوری دارای این پتانسیل می‌باشند که بتوانند به‌عنوان جایگزین آتشزنه الکتریکی در موتورهای با پیشرانه غیرخود مشتعل شونده آینده مورد استفاده قرار بگیرند.

1-Turbo Pump Starter
2- Thrust Chamber Igniter
3- Gas generator Igniter

مراجع

[1] Vigor, Y.; Mohammed, H.; James, H. Michael, P. “Liquid Rocket Thrust Chambers, Aspects of Modeling, Analysis and Design”; American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, (2004), Vol 200, ,.414-420.

[۲] جی پرکاش، آگراوال، ترجمه دهنوی، محمد علی "موادپرانرژی(منفجره، پیشرانه، پیروتکنیک)"; انتشارات دانشگاه امام حسین(ع)، چاپ اول،۵۴-۵۷، ۱۳۹۳.

[۳] سلطانعلی، سعید و کنعان‌پناه، سمیه " واژه‌نامه تخصصی مهندسی شیمی"; انتشارات جنگل، تهران،۱۱۸-۱۲۳، ۱۳۸۶.

[4] Mukhopadhyay, M. “Fundamentals of Cryogenic Engineering”; PHI Leaming Private Limited, 2010.

[5] Huzel, D, K.; Huang, D, H. “Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engine”; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, 147, 120-126.

[6] Sutten, P. G. “History of liquid propellant rocket engine”; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[7] Sutten, P. G.; Biblarz, O. “Rocket Propulsion Elements”; John Wiley & Sons, 2001.

[8] Welland, W. H. M.; Brauers, B. M. J; Vermeulen, E. J. “Future Igniter Technologies"; Aerospace Propulsion Products Report, 2010.

[9] George A. R. “Hydrogen-Oxygen Torch Ignitor”; National Aeronautics and Space Administration, Lewis Research Center, Report Num. NASA TM-106493, 1994.

[10] Chiara M. “Laser Ignition of an Experimental Cryogenic Reaction and Control Thruster: Ignition Energies”; journal of propulsion and power, 2014, 30, 952-961.

[11] Hurlbert, E. A.; Moreland, R. J. “Propellant Ignition and Flame Propagation”; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004, 42, 405-435.

[12] Armstrong, E. “Ignition Systems for Liquid Oxygen (LOX)/Hydrocarbon Booster Engines”; NASA Report, NASA TM102033, 1989.

[13] Lauffer, J. R. “Spark and Auto Ignition Devices for ACPS”; Space Transportation System Propulsion Technology Conference, 1971, 2, 665–758.

[14] Gregory, J. W.; Herr, P. N. “Shuttle ACPS Thruster Technology Review”; NASA Report, NASA TM X-68146, 1972.

[15] Senneff, J. M. “High Pressure Reverse Flow APS Engine”; NASA Report, NASA CR-120881, 1973.

[16] Maly, R.; Vogel, M. “Initiation and Propagation of Flame Fronts in Lean CH_4-Air Mixtures by the Three Modes of the Ignition Spark”; Proceedings of the Combustion Institute, Combustion Inst, 1978, 17, 821–831.

[17] Kono, M.; Hatori, K.; IInuma, K. “Investigation on Ignition Ability of Composite Sparks in Flowing Mixtures”; Proceedings of the Combustion Institute, Combustion Inst, Pittsburgh, PA, 1984, 20,133–140.

[18] Frenken, G.; Vermeulen, E. “Development Status of the Ignition System for Vinci”; 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Indianapolis, Indiana, 2002, 4333-4340.

[19] Space Shuttle Main Engine Orientation, Rocketdyne Propulsion & Power data sheet, 1998.

[20] Rollbuhler, R. J.; Straight, D. M. “Ignition of Hydrogen-Oxygen Rocket Engine by Addition of Fluorine to the Oxidant”; NASA Report, NASA TN-D-1309, 1962.

[21] F-1 engine Familiarization Traning Manual.; Rocketdyne Propulsion & Power, R-3896-1, 1970.

[22] Gregory, W. J.; Straight, M. D. “Ignition of Hydrogen-Oxygen Rocket Combustor with Chlorine Trifluoride and TriethylAluminum.” NASA Technical. Note ,D-684, 2000.

[23] Sandri, R.; Billingham, R. “Ignition of the Hydrogen-Oxygen Propellant Combination by Means of Chlorine Trifluoride”; AIAA J, 1967, 5, 770-773.

[24] Manetti, C. “Laser Ignition of a Research 200N RCS LOx/GH2 and LOx/GCH4 Engine”; American Institute of Aeronautics and Astronautics journal, 2012, 4132-4138.

[25] Rebrov, S.G.; Molchanov, A. M.; Yakhina, G. R. “Numerical Simulation of Laser Ignition of Rocket Fuels in Igniters”; ”; American Institute of Aeronautics and Astronautics journal, 2013, 77, 3010-3017.

[26] Lawver, B. R.; Rousar, D. C.; Boyd, W. C. “Ignition Characterization of the GOX/Ethanol Propellant Combination”; AIAA J, 1984,87, 1460-1467.

[27] Liou, C. L. “Laser Ignition in Liquid Rocket Engines”; 30th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, 1994,45-48.

[28] Shorr, M. “Ignition Techniques for Gaseous Oxygen-Hydrogen Mixtures”; 11th JANNAF Combustion Meeting, 1974, 219–254.

[29] Homan, H.S.; Sirignano, W. A.“Minimum Mass of Burning Aluminum Particles for Ignition of Methane/Air and Propane/Air Mixtures”; 18th Symposium (International) on Combustion, Combustion Inst, 1981, 1709–1717.

[30] Conrad, E. W.; Pavil, J. A. “A Resonance Tube Igniter for Hydrogen-Oxygen Rocket Engine”; NASA Report, TM X-1460, 1967.

[31] Zhou Zhang, G.; Song, Ya-Na.; Jia Yu, N.; Yan Tong, X. “Coaxial Hydrogen/Oxygen Gas-dynamic Resonance Ignition Technology for Rocket Repetitive Starting”; American Institute of Aeronautics and Astronautics journal, 2007, 87,4533-4538.

[32] Phillips, B. R.; Pavli, A. J. “Resonance Tube Ignition of Hydrogen-Oxygen Mixtures”; NASA Report, NASA TN D-6354, 1971.

[33] Niwa, M.; Santana, A. J.; Kessaev, K. “Modular Ignition System Based on Resonance Igniter”; Journal of Propulsion, 2001, 17, 1131-1133.

[34] Amrousse, R.; Brahmi, R.; Batonneau, Y.; Kappenstein, C. “Catalytic Ignition of Cold H2/O2 Bipropellant Mixtures”; AIAA, 2009, 56, 2556-2562.

[35] Zurawski, R. L; Green, J. M. “Catalytic Ignition of Hydrogen and OxygenPropellants”;AIAA, 1988, 98, 3300-3307.

[36] Green, J. M “A Premixed Hydrogen-Oxygen Catalytic Igniter”; AIAA J., 1989,89, 2302-2308.

[37] Jonker, W. A.; Mayer, A. E. H. J.; Zandbergen, B. T. C. “Development of Rocket Engine Igniter Using the Catalytic Decomposition of Hydrogen peroxide”; TNO Science & Industry Report, 2006.

[38] Brauers, B.; Snijders, H.; Kwan, W.; R. Strunz. “Overview of the Development of the Catalytic Igniter for the Next Generation Launcher”; AIAA J, 2010, 68, 7058-7064.

[39] Valk , G. C.; Zee , F. W. M.; Gadio , G. M. H. J. L. “HM-60 Pyrotechnic Igniters Ignition Improvement”; AI AA J., 1990, 90, 2084-2090.