

محاسبه پارامترها و فرآیندهای ترمودینامیکی و احتراقی مولد گاز در موشک های سوخت مایع

حسن کریمی^۱، مهدی قنادی^۲

تهران - دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی - دانشکده مهندسی هوافضا

صندوق پستی: ۳۳۸۱-۱۶۷۶۵ - کدپستی ۱۶۵۷۹

karimi@kntu.ac.ir

چکیده

در موشک های سوخت مایع از محصولات مولد گاز جهت تولید نیروی لازم برای حرکت توربین و یا تحت فشار قرار دادن سوخت واکسید به منظور انتقال آنها بادی و فشار لازم به محفظه احتراق استفاده می شود. بنابراین شناخت و پیش بینی رفتار مولد گاز به ازای شرایط مختلف کارکرد می تواند در کاهش هزینه تست ها و همچنین تحلیل دقیق تر نتایج موثر باشد.

جهت تعیین پارامترهای ترمودینامیکی و احتراقی مولد گاز دو مولفه ای لازم است که مشخصات محصولات احتراق به دست آید. در این پژوهش روش های محاسبه ترمودینامیکی و احتراقی در مولد گاز مایع در نسبت های مختلف مولفه های اکسیدکننده به سوخت (k_m) به صورت تحلیلی مورد بررسی قرار گرفته است.

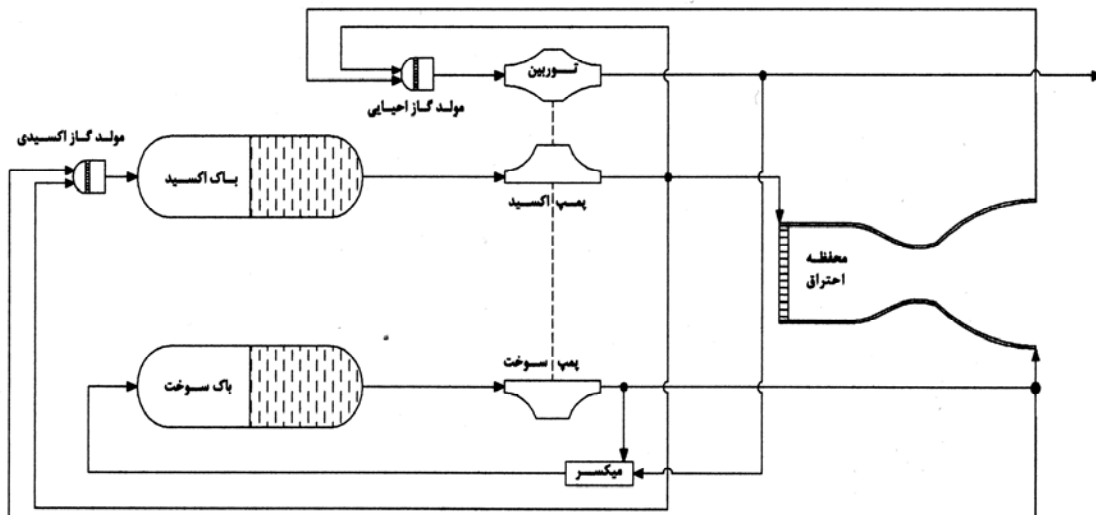
واژه های کلیدی: موتور سوخت مایع - پیشران - مولد گاز - محفظه احتراق - قابلیت عملکرد.

۱- مقدمه

در موشک های سوخت مایع از محصولات مولد گاز جهت تولید نیروی لازم برای حرکت توربین و یا دمزش مخازن سوخت و اکسیدکننده استفاده می شود (شکل ۱). محفظه احتراق مولد گاز در واقع مانند یک محفظه احتراق موتور سوخت مایع عمل می کند با این تفاوت که هدف از عملکرد آن ایجاد نیروی رانش نیست بلکه به منظور تولید گاز داغ با دبی بالا برای چرخاندن توربین مجموعه توربوپمپ و یا در سیستم دمزش جهت تولید گاز فشارنده با دما و فشار مناسب جهت تحت فشار قرار دادن سوخت و اکسیدکننده به منظور انتقال آنها با دبی و فشار لازم به محفظه احتراق مورد استفاده قرار می گیرد [۱]، [۲]. با توجه به تعداد پیشران های مورد استفاده، مولدهای گاز به سه نوع مولد گاز تک مولفه ای، دو مولفه ای و سه مولفه ای تقسیم می شوند [۳]. در مولد گاز تک پیشران یا تک مولفه ای (مولد گاز بخار) ماده کاری در نتیجه تجزیه پیشران تشکیل می شود. در مولد گاز دومولفه ای، ماده کاری در نتیجه واکنش احتراق سوخت و اکسیدکننده در محفظه احتراق مولد گاز حاصل می شود. در مولد گاز سه مولفه ای برای کاهش دما یا بهبودبخشیدن به مقادیر RT سیال عامل، سومین مولفه نیز ارسال می گردد. لازم به ذکر است بدلیل آنکه پره های توربین در یک محدوده دمایی معین کار می کنند لذا باید دمای خروجی محصولات مولد گاز در یک محدوده مشخصی بوده و از مقدار مجاز آن تجاوز نکند، همچنین در سیستم دمزش نیز گازهای حاصل از احتراق مولد گاز با جنس پیشران داخل مخازن بایستی سازگاری داشته باشد، لذا معمولاً مولدهای گاز در نسبت مولفه های اکسید به سوخت (k_m) خیلی بالا (مولد گاز غنی از اکسید) و یا خیلی پایین (مولد گاز غنی از سوخت) کار می کنند [۴]. اما پیشران ها در محفظه اصلی موتور معمولاً در نسبت های اکسید به سوخت نزدیک به حالت استوکیومتری

۱- استادیار دانشکده هوافضا
۲- کارشناس ارشد هوافضا

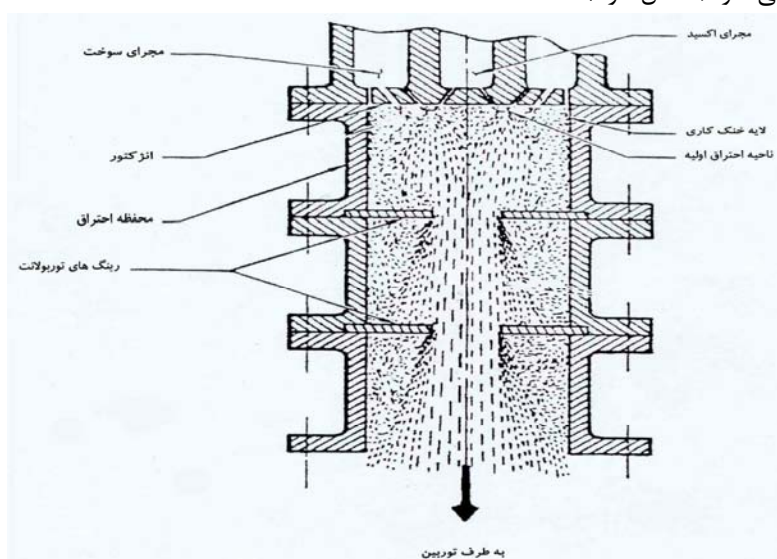
محترق می شوند، به عبارتی در این حالت احتراق کاملتر و با دمای بالاتری صورت می گیرد. به علت ویژگی های فوق محاسبه دقیق پارامترهای کاری مولد گاز پیچیده تر از محفظه احتراق موتور سوخت مایع می باشد. جهت تعیین پارامترهای ترمودینامیکی و احتراقی مولد گاز لازم است که مشخصات ترکیبات محصولات احتراق بدست آید. لذا در این پژوهش پس از بررسی ساختار محفظه احتراق مولد گاز دو مولفه ای به بررسی و محاسبه فرآیندها و پارامترهای ترمودینامیکی و احتراقی مولد گاز خواهیم پرداخت.



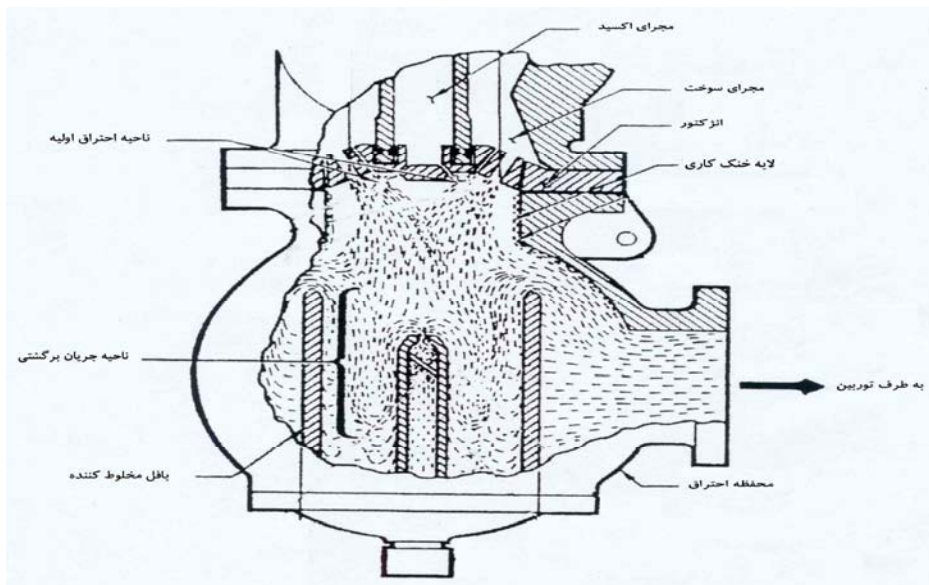
شکل ۱- شماتیک سیستم دمش محصولات احتراق مولد گاز مایع به توربین و مخزن اکسید کننده

۲- ساختار مولد گاز دومولفه ای

ساختار فیزیکی مولد گاز دو مولفه ای باید پاسخگوی خواسته ها و انتظارات مشخصی باشد. از جمله مهمترین آنها عبارتند از: ۱- احتراق مولفه های سوخت و اکسید در دما و فشار مولد گاز به طور کامل صورت گیرد، پاشش یکنواخت و مناسب انژکتورها از مهمترین عوامل تاثیر گذار در فرآیند احتراق است. ۲- اختلاط مناسب پیشران اضافی و محصولات احتراقی جهت تامین دمای یکنواخت برای گازهای خروجی از مولد گاز که معمولا از رینگ های توربولانس و بافل های مخلوط کننده جهت این کار استفاده می شود (اشکال ۳ و ۲).

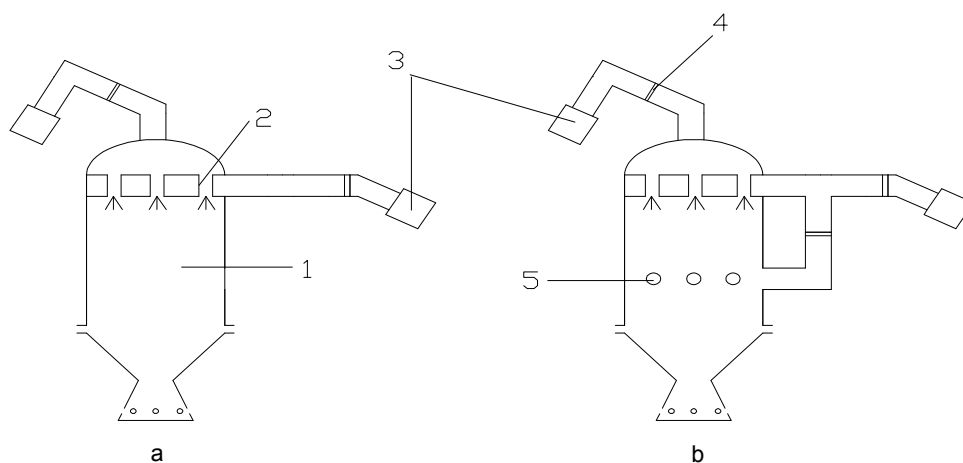


شکل ۲- مولد گاز استوانه ای با رینگهای توربولانس در قسمت میانی محفظه احتراق



شکل ۳- مولد گاز کروی با جریان برگشتی

۳- پروسه کاری (فرآیندها) از ثبات و پایداری کافی برخوردار باشد به عبارتی دامنه نسبی نوسان فشار در تمام رژیم های کاری نباید از مقادیر مجاز بیشتر شود. ۴- میدان حرارتی یکنواختی را در امتداد سطح مقطع جریان در قسمت خروجی مولد گاز ایجاد کند. از این رو معمولاً مولد گاز دو مولفه ای را به صورت یک منطقه ای و دو منطقه ای طراحی می کنند (شکل ۴).



شکل ۴- انواع مولد گاز مایع دومولفه ای

a - مولد گاز تک منطقه ای *b* - مولد گاز دو منطقه ای

۱- محفظه احتراق ۲- صفحه انژکتور ۳- شیرها ۴- اریفیس تنظیم ۵- کمربند انژکتوری ارسال مولفه پیشران اضافی

مولد گاز یک منطقه ای شباهت زیادی به محفظه احتراق موتور دارد. در این حالت تمام دبی هر دو مولفه پیشران از طریق صفحه انژکتور به داخل محفظه مولد گاز ارسال می شود این نوع مولدها در دبی های کم دارای ابعاد کوچکی هستند اما برعکس در مواردی که دبی مولد گاز زیاد باشد ابعاد و اندازه آن نیز زیاد شده و چنانچه دمای مولد کمتر از $800-900\text{K}$ باشد در این صورت طراحی مطمئن مولد عملی نمی باشد. لذا در چنین مواردی از مولد گاز دومنطقه ای استفاده می گردد. حجم بین صفحه انژکتور و کمربند انژکتوری منطقه اول را تشکیل می دهد. در این منطقه پیشرانها با نسبت دبی های نزدیک به

نسبت استوکیومتری از طریق انژکتور به داخل محفظه تزریق می شوند. که این مقدار اشتعال و احتراق مطمئن همراه با تشکیل محصولات احتراق با دمای بالا ($T=2500-2200$ K) را تامین می کند. در منطقه دوم (حجم بین کمر بند انژکتوری و خروجی مولد گاز) بخش باقی مانده مولفه اصلی از طریق کمر بند انژکتوری تزریق می شود. این بخش از دبی با فرآورده های حاصل از احتراق وارد شده از منطقه اول روی یکدیگر تاثیر متقابل می گذارد، تبخیر و تجزیه شده و در نهایت محصولات احتراق مولد گاز با دما و ترکیب نهایی از منطقه دوم خارج می شوند [۵].

۳- بررسی پارامترهای ترمودینامیکی مولد گاز مایع

مولدهای گاز را با توجه به نسبت اکسید به سوخت مصرفی در آنها می توان به دو نوع مولد گاز غنی از اکسید (اسیدی) و غنی از سوخت (احیایی) تقسیم بندی نمود. لازم به ذکر است که ثابت غنی بودن اکسید به صورت زیر تعریف می شود [۵]:

$$\alpha = \frac{k_m}{k_{m0}} ; k_m = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_{fu}} \quad (1)$$

که در رابطه فوق k_m و k_{m0} به ترتیب نسبت دبی جرمی اکسید به سوخت در حالت واقعی و استوکیومتری می باشند. بنابراین در مولد گاز اسیدی به علت آنکه میزان دبی جرمی اکسیدکننده بیش از سوخت است لذا $\alpha_{ggo} \gg 1$ و برعکس برای مولد گاز احیایی $\alpha_{ggt} \ll 1$ می باشد. با توجه به نوع سیستم تزریق و حوزه کاربرد مولد گاز، پارامترهای ترمودینامیکی مختلفی باید مورد بررسی قرار گیرند. به عنوان مثال در مولد گاز مورد استفاده در سیکل های باز موتور سوخت مایع به دلیل خروج محصولات احتراق از اگزوز توربین و اتلاف انرژی، تعیین میزان دبی خروجی مولد گاز حائز اهمیت می باشد. در سیکل های بسته نیز جهت محاسبه میزان افزایش انرژی خروجی موتور پارامترهایی مانند ضربه ویژه (I_{SP}) و سرعت مشخصه (C^*) محصولات مولد گاز بایستی مورد بررسی قرار گیرند. همچنین در مولد گاز دمشی که نیاز به گاز دمش بادبی زیاد و وزن کم می باشد مقدار قابلیت عملکرد مولد گاز ($RT)_{gg}$ باید افزایش یابد. لذا مطالعه و بررسی این پارامتر در اینگونه سیستم ها مهم است [۶].

۴- محاسبه ترمودینامیکی احتراق پیشران دو مولفه ای در مولد گاز غنی از اکسید

بررسی مشخصات واکنش های شیمیایی و محصولات احتراقی پیشران های بر پایه اکسیدهای نیتروژنی در مخلوط با سوخت هایی نظیر $UDMH$ و $kerosine$ در O/F های بالا ($K_m=12-20$) نشان می دهد که عناصر C و H به طور کامل سوخته و محصولات گازی این ترکیبات شامل CO_2 ، O_2 ، NO ، H_2O ، NO_2 ، N_2 می باشد [۷]. وجود ترکیبات CO_2 و H_2O در نتیجه واکنش اکسیداسیون کامل عنصر H_2 و C بوده و گازهای O_2 ، NO و NO_2 از تجزیه حرارتی اکسیدکننده حاصل می شود.



با توجه به اینکه واکنش (۳) یک واکنش تعادلی می باشد لذا خواهیم داشت [۸]:

$$\frac{P_{NO}^2 \cdot P_{O_2}}{P_{NO_2}^2} = Kp \quad (5)$$

که در رابطه فوق P_{NO} ، P_{O_2} و P_{NO_2} فشار جزئی گازها و Kp نیز ثابت تعادلی واکنش می باشد. مکانیزم احتراق مولفه های سوخت و اکسید در مولد گاز غنی از اکسید به صورت زیر است:

همانند محفظه احتراق موتور، ابتدا سوخت و اکسید از طریق انژکتورهای به داخل محفظه مولد گاز بصورت قطرات پاشیده می‌شوند. این قطرات در هنگام عبور از محفظه تبخیر شده و محترق می‌شوند و بصورت گاز در خواهند آمد. در نتیجه می‌توان گفت که در محفظه مولد گاز جریان دو فاز به صورت گاز-مایع موجود می‌باشد که فاز گازی، فاز پیوسته را تشکیل داده و فاز مایع بصورت قطرات در فاز پیوسته پراکنده شده است [۸]. سوخت در محیط گازی غنی از اکسید قرار می‌گیرد، اطراف هر یک از قطرات یک جبهه احتراق تشکیل می‌شود. در پشت جبهه احتراق که اصطلاحاً ناحیه احتراق نام دارد فرآیند احتراق در دمای بالا به طور کامل انجام می‌شود. حرارت ایجاد شده در این قسمت پخش شده و برای تبخیر، تجزیه حرارتی و گرمایش بخش باقی مانده اکسیدکننده که در واکنش احتراقی شرکت نکرده است به کار می‌رود. در ضمن در دمای ناحیه احتراق اول شرایط مناسبی برای تشکیل N_2 بوجود می‌آید و در قسمت‌های با دمای کمتر واکنش تعادلی (۳) صورت می‌گیرد. برای آنکه تجزیه NO به N_2 و O_2 بتواند با سرعت زیاد و با خروجی قابل توجه N_2 در مدت زمان اقامت پیشران در محفظه احتراق صورت گیرد لازم است که حداقل دما $2000^\circ K$ باشد. محاسبات نشان می‌دهند که دما در ناحیه احتراق به طور متوسط $2300-2400^\circ K$ است که در چنین دمایی درجه تجزیه NO به زمان اقامت گاز در نواحی با دمای بالابستگی دارد. داده‌های آزمایشگاهی نشان می‌دهند که مقدار N_2 در محصولات احتراق کمتر از حالت تعادلی می‌باشد. همچنین در محدوده $K_m=12-20$ برای سوخت و اکسید کننده‌های خاصی مقدار خروجی N_2 در نسبت مشخصی با مقدار گازهای H_2O, CO_2 قرار دارد [۷].

$$\frac{P_{N_2}}{P_{CO_2}} = Const = a_1 \quad (6)$$

در رابطه فوق a_1 ضریب تجربی است که بستگی به پارامترهای کاری و زمان اقامت گاز در محفظه مولد گاز داشته و در محدوده $0.5-1/1$ تغییر می‌کند [۳]. برای محاسبه مشخصات مولکولی مولد گاز غنی از اکسید ابتدا یک سیستم معادلات ترمودینامیکی مشتمل بر ۶ معادله را تشکیل می‌دهیم که عبارتند از: سه معادله موازنه مولکولی [۹]، [۱۰]:

$$\frac{P_{H_2O}}{P_{CO_2}} = \frac{12}{2} \cdot \frac{x_H}{x_C} = a \quad (7)$$

$$\frac{P_{NO_2} + P_{NO} + 2P_{N_2}}{P_{CO_2}} = \frac{12}{14} \cdot \frac{x_N}{x_C} = b \quad (8)$$

$$\frac{2P_{O_2} + 2P_{CO_2} + 2P_{NO_2} + P_{NO} + P_{H_2O}}{P_{CO_2}} = \frac{12}{16} \cdot \frac{x_O}{x_C} = c \quad (9)$$

در روابط فوق x_i ها و p_i ها به ترتیب کسر جرمی و فشار جزئی محصولات مولد گاز می‌باشند. از طرفی طبق قانون دالتون مجموع فشارهای جزئی محصولات مساوی فشار محفظه احتراق مولد گاز است، بنابراین

$$P_{gg} = P_{CO_2} + P_{NO_2} + P_{NO} + P_{N_2} + P_{O_2} + P_{H_2O} \quad (10)$$

از رابطه تجربی (۶) برای پنجمین معادله و از رابطه ثابت تعادلی (۵) نیز به عنوان معادله ششم استفاده می‌کنیم. از ترکیب و ساده سازی این معادلات سیستم معادلات زیر حاصل می‌شود:

$$\begin{aligned}
 l &= a + b + c, m = a + c + 2a_1, n = 1 + a + b + a_1 \\
 P_{No} &= 2P_{gg} - mP_{Co_2} \\
 P_{No_2} &= lP_{Co_2} - 2P_{gg} \\
 P_{H_2O} &= aP_{Co_2} \\
 P_{N_2} &= a_1P_{Co_2}, P_{O_2} = P_{gg} - nP_{Co_2} \\
 \frac{(2P_{gg} - mP_{Co_2})(P_{gg} - nP_{Co_2})^{\frac{1}{2}}}{(lP_{Co_2} - 2P_{gg})} &= Kp
 \end{aligned} \tag{11}$$

لازم به ذکر است که جهت تصحیح جواب های دستگاه معادلات فوق به یک معادله کمکی دیگر نیاز داریم. لذا با استفاده از قانون اول ترمودینامیک و با فرض $w=0$ و آدیاباتیک بودن جریان در محفظه احتراق مولد گاز $q=0$ (دمای شعله آدیاباتیک) خواهیم داشت [۱۰]:

$$q - w = h_p - h_r \Rightarrow h_r = h_p \tag{12}$$

که در رابطه فوق h_r و h_p به ترتیب آنتالپی پیشران های ورودی به محفظه مولد و آنتالپی محصولات احتراق بر واحد جرم می باشند. از طرفی با توجه به روابط ترمودینامیکی، آنتالپی محصولات مولد گاز را نیز می توان از رابطه زیر محاسبه نمود:

$$h_p = \frac{1}{P_{gg}M} \sum p_i h_i \tag{13}$$

برای حل دستگاه معادلات (۱۱) ابتدا برای محصولات مولد گاز دمایی حدس زده می شود سپس در این دما به کمک جداول ترمودینامیکی مقدار ثابت تعادلی رابطه (۵) بدست می آید. با مشخص بودن فشار محفظه مولد گاز و با قراردادن مقدار K_p در معادله ثابت تعادل دستگاه معادلات (۱۱) مقدار فشار جزئی دی اکسیدکربن (P_{Co_2}) محاسبه می شود. سپس با محاسبه P_{Co_2} فشارهای جزئی دیگر ترکیبات با استفاده از بقیه معادلات دستگاه معادلات (۱۱) تعیین می شود. پس از تعیین مشخصات محصولات مولد گاز مقدار آنتالپی محصولات از رابطه (۱۳) بدست می آید. آنتالپی بدست آمده باید در رابطه (۱۲) صدق کند در غیراینصورت با تصحیح دمای حدس زده شده، حلقه محاسباتی تکرار می گردد و در نهایت مقدار دما و فشار جزئی محصولات مولد گاز بدست می آید.

۵- محاسبه ترمودینامیکی احتراق پیشران دو مولفه ای در مولد گاز غنی از سوخت

پیچیدگی سینتیک حرارتی سوخت های هیدروکربنی مرکب، حضور فاز جامد به صورت دوده و وجود بخارهای سوخت در محصولات احتراقی مولد گاز احیایی باعث ایجاد مشکلاتی در محاسبات احتراقی این مولدها شده است. آزمایشات نشان داده است که در احتراق ترکیب پیشرانه هایی که بر پایه اکسید ازت می باشند گازهای $N_2, H_2, CH_4, Co, H_2O, Co_2$. کربن جامد (C_s) و بخار سوخت تولید می گردد. معمولاً جهت دستیابی به مقدار سوخت در محصولات احتراق از نتایج تست مولد گاز استفاده می شود. فرمول تجربی زیر را برای درصد اضافی اکسیدکننده برخی سوخت و اکسیدکننده ها می توان نوشت [۷]:

$$x_p = 37\alpha^2 - 15.6\alpha + 1.765 \tag{14}$$

که در رابطه فوق α ثابت غنی بودن اکسید و x_p نیز کسر جرمی سوخت بخار شده است. بنابراین جهت محاسبه مشخصات محصولات مولد گاز احیایی فشارهای جزئی محصولات در دمای مشخص را بدست می آوریم. بدین منظور المان مخلوط بخار-گاز را به دو ناحیه ۱- احتراق و تجزیه حرارتی و ۲- تبخیر سوخت اضافی تقسیم می کنیم. در نتیجه فرآیند احتراق محصولات احتراق کامل N_2, Co_2, H_2O و محصولات احتراق ناقص H_2, Co تشکیل می شود. در فرآیند تجزیه حرارتی سوخت نوع

$C_nH_mN_p$ ، گازهای CH_4 ، H_2 ، N_2 و کربن جامد (Cs) تشکیل می‌گردد. بین محصولات احتراقی و تجزیه حرارتی مذکور نیز واکنش‌های شیمیایی زیر برقرار است:



لازم به ذکر است که در ناحیه تبخیر سوخت تبدیلات شیمیایی وجود نداشته و سوخت فقط به دلیل حرارت خارج شده از ناحیه احتراقی تبخیر می‌گردد. برای تعیین کسرهای وزنی لازم است که نسبت وزنی مولفه‌های پیش‌رانه در ناحیه احتراق مشخص باشد. کسر جرمی عناصر و ضریب نسبت مولفه اکسید به سوخت در ناحیه احتراق را با علامت " " نشان می‌دهیم.

مقدار سوخت موجود در ناحیه احتراقی برابر است با $x_p - \frac{1}{1+k_m}$ و مقدار اکسیدکننده نیز برابر است با $\frac{k_m}{1+k_m}$. بنابراین نسبت پیش‌رانه‌ها در ناحیه احتراقی (k'_m) برابر است با:

$$k'_m = \frac{\frac{k_m}{1+k_m}}{\frac{1}{1+k_m} - x_p} = \frac{k_m}{1 - x_p(1+k_m)} \quad (18)$$

با دانستن مقدار (k'_m)، کسر جرمی عناصر شیمیایی پیش‌رانه در ناحیه احتراقی بر اساس روابط زیر بدست می‌آید:

$$x'_N = \frac{x_{Nf} + k'_m(x_N)_O}{1+k'_m}, x'_O = \frac{x_{of} + k'_m(x_O)_O}{1+k'_m} \quad (19)$$

$$x'_C = \frac{x_{Cf} + k'_m(x_C)_O}{1+k'_m}, x'_H = \frac{x_{Hf} + k'_m(x_H)_O}{1+k'_m}$$

مقدار دما نیز همانند مولد گاز اکسیدی از تساوی آنتالپی مواد اولیه و محصولات بدست می‌آید بنابراین جهت تعیین ترکیب محصولات مولد گاز از سیستم معادلات زیر استفاده می‌کنیم؛ ابتدا معادلات مربوط به ثابت تعادلی واکنش‌های (۱۵)، (۱۶) و (۱۷) را در نظر می‌گیریم [۹]، [۱۰]:

$$Kp_1 = \frac{P_{H_2}^2}{P_{CH_4}} \quad (20)$$

$$Kp_2 = \frac{P_{Co}^2}{P_{Co_2}} \quad (21)$$

$$Kp_3 = \frac{P_{Co} \cdot P_{H_2O}}{P_{Co_2} \cdot P_{H_2}} \quad (22)$$

برای ناحیه احتراقی نیز سه معادله موازنه ماده به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\frac{x'_N}{x'_H} = \frac{14}{1} \cdot \frac{2P_{N_2}}{2P_{H_2O} + 2P_{H_2} + 4P_{CH_4}} \quad (23)$$

$$\frac{x'_O}{x'_H} = \frac{16}{1} \cdot \frac{2P_{Co_2} + P_{Co} + P_{H_2O}}{2P_{H_2O} + 2P_{H_2} + 4P_{CH_4}} \quad (24)$$

$$\frac{x'_C - x'_{C_s}}{x'_H} = \frac{12}{1} \cdot \frac{P_{Co} + P_{Co_2} + P_{CH_4}}{P_{H_2O} + P_{H_2} + 4P_{CH_4}} \quad (25)$$

در رابطه فوق x'_{C_s} کسر جرمی کربن جامد در ناحیه احتراقی می باشد. از طرفی داریم:

$$\frac{x_p}{x_H} = \frac{M_p}{1} \cdot \frac{P_p}{2P_{H_2O} + 2P_{H_2} + 4P_{CH_4} + mP_p} \quad (26)$$

در رابطه (۲۶) کسر جرمی بخار سوخت، M_p جرم مولکولی بخار، P_p فشار جزئی بخار و m نیز تعداد اتم های هیدروژن می باشد. و در نهایت برای معادله هشتم از قانون دالتون استفاده می شود.

$$P_{gg} = P_{Co_2} + P_{H_2O} + P_{CH_4} + P_{H_2} + P_{Co} + P_{N_2} + P_p \quad (27)$$

از ترکیب و ساده سازی معادلات (۲۰) تا (۲۷) سیستم معادلات زیر حاصل می شود:

$$\begin{aligned} b_1 &= \frac{x'_O}{16x'_H}, c_1 = \frac{x'_C}{12x'_H}, d = \frac{x'_N}{14x'_H}, e = \frac{x_p}{M_p(x_H)_T}, f = 2P_{CH_4} + P_{H_2}, \\ g &= \frac{2e}{1 - e.m}, h = P_{N_2} - (P_{H_2} + P_{CH_4}) \\ P_{CH_4} &= \frac{P^2_{H_2}}{Kp_1}, k = P_{gg} - (P_{H_2} + P_{CH_4}), A = \frac{1}{kp_2}[1 + 2(b_1 + d + g)], \\ B &= 2b_1 + d + g, C = k(1 - 2b_1) - f(2b_1 + d + g) \\ P_{Co} &= \frac{-B + \sqrt{B^2 - 4AC}}{2A}, P_{Co_2} = \frac{P^2_{Co}}{Kp_2}, P_{H_2O} = \frac{h - f(d + g) - (P_{Co} + P_{Co_2})}{1 + d + g}, P_p = g(P_{H_2O} + f), P_{N_2} = d(P_{H_2O} + f) \\ x'_{C_s} &= \frac{6x'_H[2c_1(f + P_{H_2O}) - (P_{Co} + P_{CH_4} + P_{Co_2})]}{f + P_{H_2O}} \end{aligned} \quad (28)$$

جهت حل دستگاه معادلات (۲۸) ابتدا فشار جزئی هیدروژن (P_{H_2}) را حدس می زنیم سپس فشار جزئی محصولات دیگر به ترتیب محاسبه می شود. جهت تصحیح فشار حدس زده شده مقادیر فشارهای جزئی CO_2 ، H_2O ، H_2 ، Co را در رابطه (۲۲) جایگذاری می کنیم. اگر مقدار بدست آمده برای KP_3 با مقادیر موجود در جداول ترمودینامیکی تطابق داشته باشد محاسبات به طور صحیح انجام شده در غیراینصورت با حدس P_{H_2} جدید حلقه تکرار می شود. مقدار آنتالپی محصولات احتراق نیز از رابطه زیر محاسبه می شود:

$$h_p = (1 - x_{C_s}) \frac{\sum h_i p_i}{\sum M_i P_i} + \frac{x_{C_s}}{12} h_{cs} \quad (29)$$

در رابطه فوق x_{C_s} کسر جرمی کربن جامد در یک کیلوگرم پیشرانه اولیه می باشد که توسط رابطه زیر محاسبه می گردد:

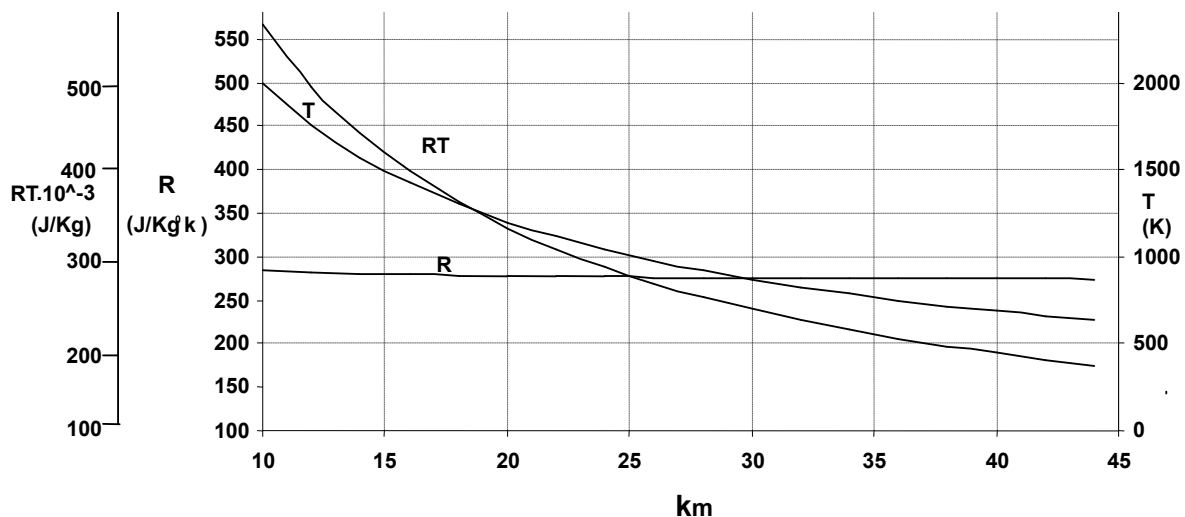
$$x_{C_s} = x'_{C_s} \frac{1 + k'_m}{1 + k_m} \quad (30)$$

۶- نتایج

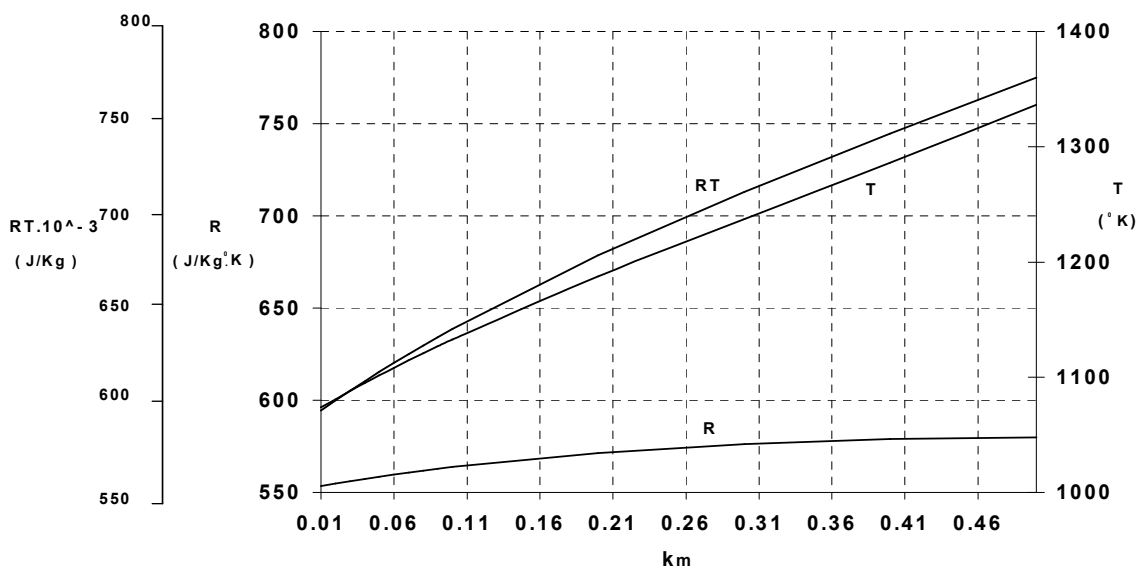
پس از بررسی معادلات احتراقی حاکم بر مولد گاز غنی از اکسید و غنی از سوخت در این قسمت برای سوخت دی متیل هیدرازین نامتقارن ($UDMH$) و اکسیدکننده تترااکسید نیتروژن (N_2O_4) به ازای نسبت k_m های مختلف و در مقادیر مختلف فشار محفظه احتراق مولد گاز، دستگاه معادلات احتراقی حل شده و نتایج اجرای برنامه در قالب نمودارهای (۱) تا (۴)

ارائه شده است. در نمودارهای ۱ و ۲ روند تغییرات دما، ثابت گاز و قابلیت عملکرد محصولات احتراق مولد گاز غنی از اکسید کننده (نمودار ۱) و غنی از سوخت (نمودار ۲) بر حسب نسبت دبی جرمی اکسید کننده به سوخت ارائه شده است. در نمودارهای ۳ و ۴ نیز روند تغییرات کسر مولی محصولات احتراق مولد گاز غنی از اکسید کننده (نمودار ۳) و غنی از سوخت (نمودار ۴) بر حسب نسبت دبی جرمی اکسید کننده به سوخت نشان داده شده است. محدوده k_m برای مولد گاز غنی از سوخت از مقدار 0.01 تا 0.5 و برای مولد گاز غنی از اکسید کننده از مقدار 10 تا 45 در نظر گرفته شده است.

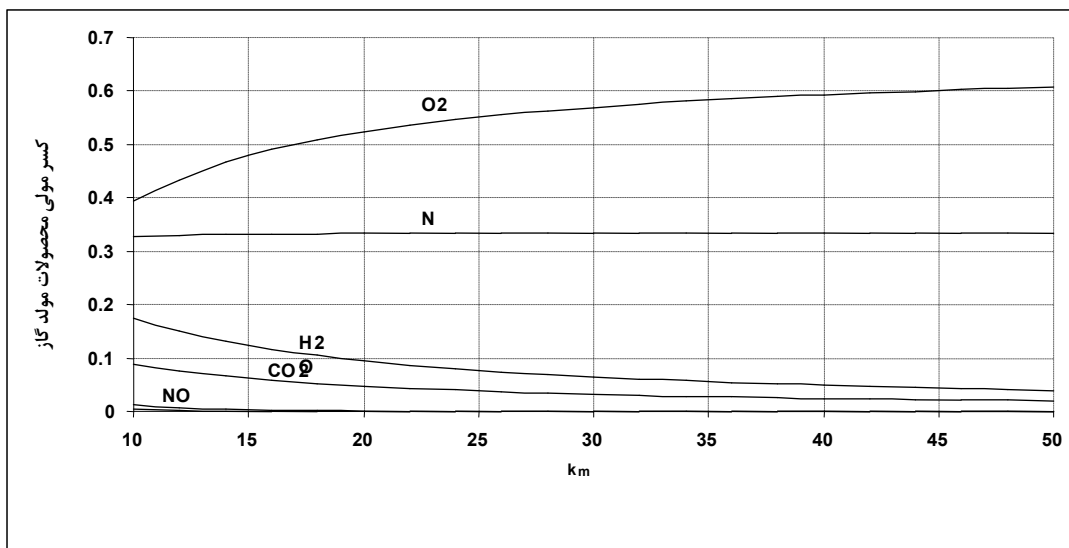
۷- نمودارها



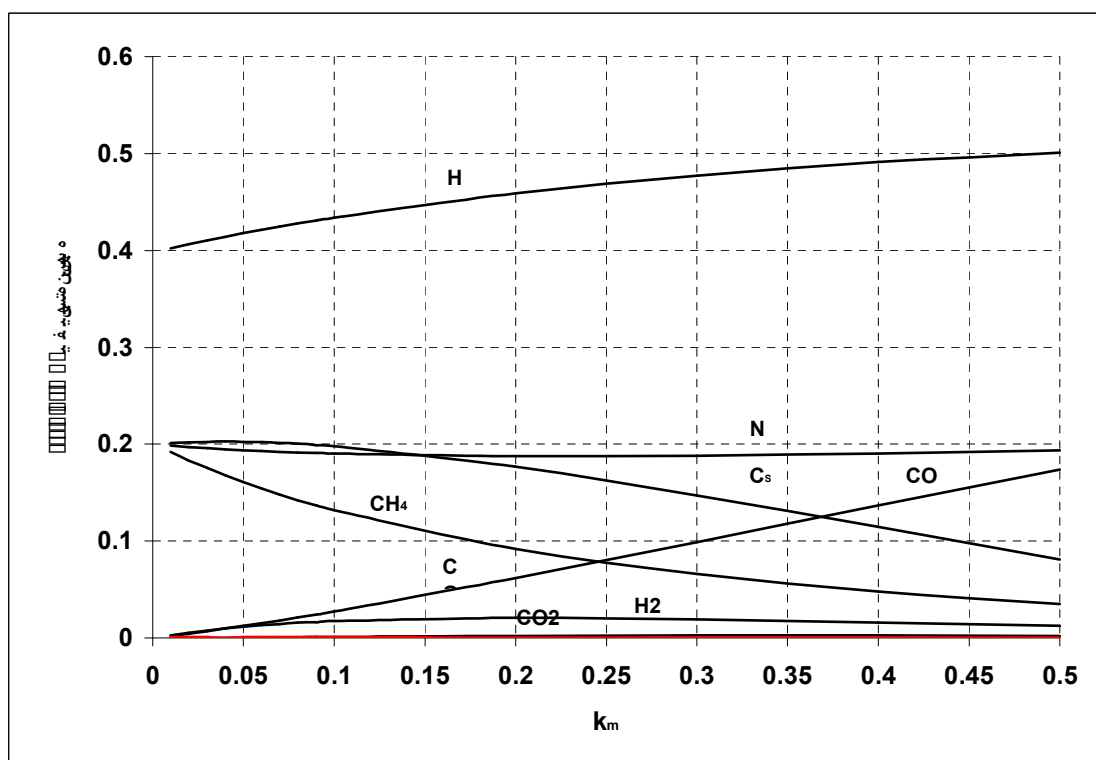
نمودار ۱- تغییرات دما، ثابت گاز و قابلیت عملکرد محصولات احتراق مولد گاز غنی از اکسیدکننده بر حسب نسب دبی جرمی اکسید به سوخت



نمودار ۲- تغییرات دما، ثابت گاز و قابلیت عملکرد محصولات احتراق مولد گاز غنی از سوخت بر حسب نسبت دبی جرمی اکسید به سوخت



نمودار ۳- تغییرات کسر مولی محصولات مولد گاز بر حسب نسبت دبی جرمی اکسید به سوخت در مولد گاز غنی از اکسید



نمودار ۴- تغییرات کسر مولی محصولات مولد گاز بر حسب نسبت دبی جرمی اکسید به سوخت در مولد گاز غنی از سوخت

۸- نتیجه گیری

در مقایسه نتایج بدست آمده برای مولد گاز اکسیدی و احیایی مشاهده می شود:

- ۱- با افزایش نسبت دبی جرمی اکسید به سوخت در مولد گاز اسیدی و یا کاهش این نسبت در مولد گاز احیایی و یا به عبارتی با انحراف از حالت احتراق استوکیومتری ($\alpha=1$) به دلیل احتراق ناقص پیشران‌ها در محفظه احتراق مولد گاز مقدار دمای محصولات کاهش می‌یابد.
- ۲- دمای محصولات احتراق مولد گاز احیایی در موتورهای سوخت مایع به دلیل بالا بودن مقدار آنتالپی سوخت در محدوده $\alpha_{ggf} < 0.1$ نسبت به مولد گاز اکسیدی با مقدار مشابه $\alpha_{ggo} < 0.1$ بالاتر می‌باشد.
- ۳- ثابت گاز در محصولات مولد گاز اکسیدی به دلیل جرم مولکولی بالاتر محصولات احتراق آن نسبت به مولد گاز احیایی پایین‌تر بوده و با افزایش مقدار k_m تغییرات زیادی ندارد.
- ۴- مقدار قابلیت عملکرد (RT) مولد گاز غنی از سوخت به مراتب بیشتر از قابلیت عملکرد مولد گاز غنی از اکسید است و یا به عبارتی مولد گاز احیایی توان خروجی (mRT) بالاتری را تولید می‌نماید. لذا به منظور تولید نیروی لازم جهت چرخش توربین در سیکل‌های موتور سوخت مایع که نیاز به توان بالای توربین جهت تولید فشار بالای محفظه احتراق می‌باشد از مولد گاز غنی از سوخت استفاده می‌گردد.
- ۵- ترکیبات پیشران‌های مورد استفاده در مولد گاز، از ترکیبات آلی نیتروژن بوده و محصولات واکنش آنها بسیار آلوده کننده است بنابراین اطلاع از نوع گازهای خروجی از مولد گاز و مقدار آنها، در آزمایش‌های مختلف امری ضروری است. در نمودارهای (۳) و (۴) عمده‌ترین گازهای خروجی از مولد گاز غنی از اکسید و سوخت نشان داده شده است. همانطور که در نمودار (۳) ملاحظه می‌شود محصولات مولد گاز اسیدی اکثراً شامل عناصر O_2 و N_2 بوده و با افزایش k_m این مقادیر نیز افزایش می‌یابند. همچنین مشاهده می‌شود که با نزدیک‌تر شدن به احتراق کاملتر، به دلیل دمای بالای محصولات احتراقی غلظت آلاینده‌هایی نظیر No و Co_2 افزایش می‌یابد [۱۱]. همچنین با استفاده از نمودار (۴) ملاحظه می‌شود که محصولات مولد گاز احیایی اکثراً شامل عناصر H_2 و N_2 بوده و همانطور که قبلاً نیز ذکر شد در محصولات این نوع مولدها کربن جامد نیز تولید می‌شود. مشاهده می‌شود که افزایش سوخت باعث افزایش کربن جامد (دوده) در خروجی مولد گاز می‌شود.

مراجع

- ۱- کریمی، ح.، قنادی، م.، تحلیل سیستم دمش مخازن با استفاده از محصولات احتراق مولد گاز در موشک‌های سوخت مایع، پایان نامه کارشناسی ارشد، مهندسی هوا فضا (جلوبرندگی)، دانشکده مکانیک، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، پاییز، ۱۳۸۴.
- ۲- کریمی، ح.، محسنی، م.، طراحی و تحلیل ترمودینامیکی سیستم دمش مخازن یک موشک با سوخت مایع، سیزدهمین کنفرانس سالانه (بین المللی) مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان، اردیبهشت، ۱۳۸۴.
3. *Liquid propellant gas generators, Nasa space vehicle design criteria (chemical propulsion), March, 1972*
- ۴- فتودوسف، وای.، کریمی، ح.، مقدمه ای بر طراحی موشک، چاپ اول، انتشارات دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دی، ۱۳۷۸.
5. *Kurpatenkov, B.D., Gas generator in liquid rocket engines, Moscow, Mai university publication, 1982 (in Russian)*
- ۶- کریمی، ح.، طراحی موتور سوخت مایع، جزوه درسی، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، بهار ۱۳۸۴.
7. *Kalesnikov, k.s., Pressurization systems in liquid rocket engines, mashinostroenie publication, 1976, (in Russian).*
- ۸- حسینعلی پور، م.، سادات صفوی، ا.، شبیه سازی جریان و احتراق در یک موتور موشک سوخت مایع، مهندسی مکانیک (تبدیل انرژی)، دانشکده مکانیک، دانشگاه علم و صنعت، بهار ۱۳۸۰.
- ۹- سنجل، ی.ا.، واحدی، خ.، ترمودینامیک، چاپ اول، جلد دوم، انتشارات دانشگاه امام حسین (ع)، ۱۳۸۰.
10. *Kuo, Principles of combustion, Wiley publication, 1986*
11. *Turns, S.R., and Mantle, An Introduction to combustion, McGraw Hill, 2000.*