

مقایسه عملکرد و حساسیت پارامترهای تاثیرگذار در دو پیشران آب اکسیژنه و نیتروز اکسید با استفاده از آنالیز عدم قطعیت

احسان مهربانی گوهری*

هادی مهدوی تالارمی

محمدحسین قاندرشرف

استادیار، گروه مهندسی مکانیک-تبدیل انرژی، دانشگاه پیام نور، تهران، ایران

کارشناس ارشد، گروه مهندسی هوافضا-پیشران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک-تبدیل انرژی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

چکیده

امروزه اهمیت پیشرانها در هدایت اجرام فضایی بر کسی پوشیده نیست. در این پژوهش به بررسی و مقایسه دو نمونه پیشران ۵ نیوتنی با پیشرانهای آب اکسیژنه و نیتروز اکسید در مقیاس آزمایشگاهی با استفاده از آنالیز حساسیت و عدم قطعیت پرداخته شده است تا در پایان انتخاب پیشران مطلوب تر در شرایط نیروی پیشران تولیدی یکسان حاصل گردد. برای آزمایش، از پیشرانهای موجود در آزمایشگاه پژوهشگاه هوافضا استفاده گردید. پیشران نمونه آب اکسیژنه با درصد خلوص ۸۵٪ افت فشار در انژکتور ۰/۱۵ بار، فعالیت کاتالیستی ۱۵۰، فشار محیط ۰/۰۵ بار و بار بستر ۰/۰۱ در نظر گرفته شد و همچنین پیشران نمونه نیتروز اکسید دارای دبی جرمی ۷/۳۶ گرم بر ثانیه و قطر گلوگاه ۲/۰۱۷ میلیمتر است. با محاسبات انجام شده عدم قطعیت کل برای پیشران آب اکسیژنه ۵۳٪ و عدم قطعیت هر پارامتر به عدم قطعیت کل ۷۳٪ (یا ۱۴/۶۸٪) حاصل گردید از طرف دیگر مقادیر برای پیشران نیتروز اکسید به ترتیب ۵۲٪ و ۵۳٪ (یا ۱۰/۲۷٪) محاسبه شد. بنابراین استفاده از پیشران نیتروز اکسید به لحاظ دقت مطلوبتر و نیروی پیشران آن به نیروی پیشران مطلوب ۵ نیوتن نزدیکتر خواهد بود.

واژه های کلیدی: پیشران، آب اکسیژنه، نیتروز اکسید، آنالیز حساسیت، آنالیز عدم قطعیت.

The comparison of operation and sensitivity of effective parameters in hydrogen peroxide and nitrous oxide thrusters using uncertainty analysis

E. Mehrabi Gohari

Department of Mechanical Engineering, Payam-e-Noor University, Tehran, Iran

H. Mahdavi Talaromi

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University Of Technology, Tehran, Iran

M. H. Qaedsharaf

Department of Mechanical Engineering, Islamic Azad University Science & Research Branch, Tehran, Iran

Abstract

Nowadays importance of thrusters in movement of space bodies is not obscure. This article is devoted to study and compare two 5 newton lab-scale thrusters Hydrogen peroxide and Nitrous oxide using uncertainty analysis in order to select the more exact and desirable one in case of produced thrust. The data are extracted from experiments tested in aerospace research-center lab. Hydrogen peroxide thruster specifications are 85% of sincerity, 0.15 bar pressure drop in injector, 150 units of catalyst activity, 0.05 bar ambient pressure and 0.01 amount of feed load. On the other hand specifications of Nitrous oxide thruster are 7.36 gr/s mass flow rate, 2.017 mm diameter of throat. Based on calculations, total uncertainty and relative uncertainty for hydrogen peroxide thruster obtained respectively 0.53, 0.73(or14.68%). These amounts for nitrous oxide thruster obtained respectively 0.52, 0.53(or10.27%). Finally the results show that application of nitrous oxide thruster in terms of accuracy, is more desirable and the amount of it's produced thrust is closer to the amount of five newton desirable thrust.

Keywords: Thruster, Hydrogen peroxide, Nitrous oxide, Sensitivity analysis, Uncertainty analysis.

و بکارگیری کاتالیست های فعالتر در موتور، رشد یافته است [۱].

در اثر یک سلسله واکنش های ترموشیمیایی، ترمودینامیکی، فیزیکی-دینامیکی درون یک پیشران آب اکسیژنه، پیشرانی تولید می شود. اکثر این پدیده ها در بستر کاتالیستی رخ می دهند. در شکل ۱ طرح واره ای از این نمونه پیشران مشاهده می شود.

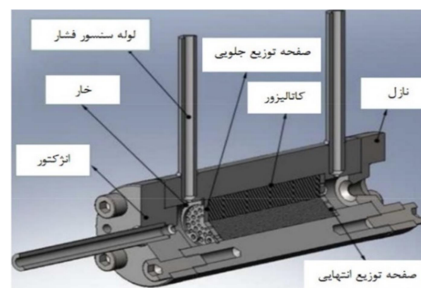
۱- مقدمه

پیشرانهای آب اکسیژنه و نیتروز اکسید هر دو از سیستم های تک پیشران هستند. این نوع پیشرانها نسبت به پیشرانهای شیمیایی قدیمی مزایای زیادی از قبیل تغییر پیشرانی، خاموش و روشن شدن، ایمنی بالا، هزینه ساخت و نگهداری پایین، نداشتن ریسک انفجار، مکانیزم ساده و قابلیت اعتمادپذیری بالا می باشند. آب اکسیژنه یا پراکسید هیدروژن اولین بار در جنگ جهانی دوم توسط ارتش آلمان برای پیشران بکار برده شد. از کاربردهای پیشرانی آن می توان در پیشران هواپیمای جنگی، موشک و راکت، اژدهای زیردریایی اشاره کرد. پیشرفت تکنولوژی این نوع پیشرانها با افزایش غلظت آب اکسیژنه

* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: e.mehrabi@pnu.ac.ir

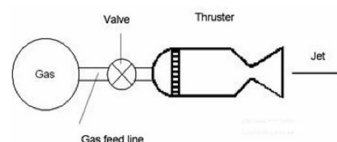
تاریخ دریافت: ۹۷/۰۸/۰۴

تاریخ پذیرش: ۹۸/۱۰/۰۹



شکل ۱- طرح واره پیشران آب اکسیژنه [۱].

سابقه استفاده از N_2O در صنایع هوا فضایی به جنگ جهانی دوم بازمی گردد که ارتش های آلمان و انگلیس از آن به عنوان اکسیدایزر سوخت راکت های خود استفاده نمودند که موفقیت کمی حاصل شد [۲]. این پیشرانها به دفعات در ماهواره های کوچک از دهه ۱۹۶۰ استفاده گردیدند و به تدریج با توجه به سادگی آن، کارایی بالا، نداشتن آلاینده و انتشار حرارت در کنار هزینه پایین، تبدیل به مناسب ترین و موفق ترین پیشران فضایی برای تمرین های نظامی در مدار LEO گردیدند [۳]. مزیت های مهم استفاده از این سیستم عبارتند از هزینه، وزن و حجم پایین [۳] که شمای آن در شکل ۲ مشاهده می شود.



شکل ۲- طرح واره پیشران N_2O

سوخت مورد استفاده در سیستم پیشران نیتروز اکسید، گاز متراکم است. پیشرانها، نیروی مورد نیاز برای تثبیت موقعیت ماهواره را در منحنی حرکت، انحراف و تصحیح مسیر تولید می نمایند [۴]. یکی از روش های علمی جهت بررسی رفتار و نحوه عملکرد انواع پیشرانها، مطالعه یا شبیه سازی عددی رفتار آنها می باشد. در یک تز دکتری در سال ۲۰۰۶ با استفاده از مدل های ساده تجربی و تحلیلی تغییرات دما در انتهای بستر کاتالیست مونولیتی به روش عددی و تجربی مورد بررسی و مقایسه قرار گرفت [۵]. در سال ۲۰۰۷ یک مدل ریاضی صفر بعدی از نحوه تجزیه تک پیشرانهای آب اکسیژنه بر روی کاتالیست ارائه شد که مطالعات آنها دقیقاً بر روی نحوه تولید گاز دما بالا از طریق بستر کاتالیست معطوف بود [۶]. مدل های تجربی و آزمایشگاهی برای پیشران هیدرازینی در مقیاس ۱ تا ۵ نیوتن طراحی و توسعه داده شدند [۷] و طی این فعالیت ها راندمان عملکرد پیشران تعیین شد. همچنین مدل های کاهش یافته سینتیکی در بستر کاتالیست مورد بررسی و مطالعه قرار گرفت که مهمترین نتیجه آن تخمین زمان واکنش های اتفاق افتاده در بستر کاتالیست بوده است [۸]. در ایران اصغری و همکاران [۹] با مطالعه تجزیه پراکسید هیدروژن، مجموعه ای آزمایشگاهی با محوریت تعیین سرعت مشخصه تجهیز نمودند. حیدری و همکاران [۱۰] نیز سیستم تغلیظ پراکسید هیدروژن تا مرز ۹۰٪ را طراحی نموده و ساختند.

در این پژوهش با استفاده از نتایج بدست آمده از تست های

طراحی شده بر روی این دو نمونه پیشران در شرایط تولید نیروی پیشران یکسان ۵ نیوتن، به بررسی و مقایسه پارامترهای تأثیرگذار تولید پیشرانی با استفاده از آنالیز حساسیت و عدم قطعیت پرداخته شده است تا در پایان یک مقایسه جامع و تعیین کننده برای انتخاب پیشران مطلوب تر در شرایط نیروی پیشران تولیدی یکسان حاصل گردد.

۲- مبانی و روش ها

۲-۱- عدم قطعیت

در تحلیل و آنالیز خطاها منبع ایجاد و انتشار خطا و میزان تأثیر- گذاری آن در عدم قطعیت نهایی سنجیده می شود. اولین گام در آنالیز عدم قطعیت، رسیدن به رابطه یا تابعی است که اولاً بسیار جامع باشد، و تمام پارامترهای ممکن و تأثیرگذار را شامل شود و ثانیاً پارامترها، تا حد امکان مستقل از هم تعریف شده و حتماً قابل اندازه گیری باشند که به این معادله، معادله کاهش داده اطلاق می شود. عدم قطعیت عبارتست از تعیین محدوده خطا پذیری یک کمیت که برای محاسبات مهندسی با احتمال ۹۵٪ بیان می شود. بدیهی است در مساله عدم قطعیت هدف تعیین سهم خطای هر پارامتر از خطای کل کمیت است و به همین دلیل نیاز به داده های تجربی و تست وجود دارد.

اگر کمیت r بعنوان کمیت اصلی تابعی از I پارامتر مستقل باشد:

$$r = r(X_1, X_2, \dots, X_I) \quad (1)$$

در فرآیند آنالیز خطا پس از تعیین مقدار عدم قطعیت هر یک از پارامترها (U_x) که از اندازه گیریها حاصل می شود و با استفاده از روابط آماری، میزان عدم قطعیت در کمیت اصلی (U_r) مشخص می شود و می توان گفت به احتمال ۹۵٪ مقدار کمیت اصلی در بازه بدست آمده قرار دارد. هر چه U_r عدد کوچکتری شود، قطعیت در کمیت r افزایش یافته (بازه بدست آمده کوچکتر خواهد شد) و عدد مطمئن تری نتیجه خواهد شد. بنابراین عدم قطعیت برای تابع r (R.S.S) عبارتست از: [۱۱]

$$U_r^2 = \left(\frac{\partial r}{\partial X_1}\right)^2 U_{X_1}^2 + \left(\frac{\partial r}{\partial X_2}\right)^2 U_{X_2}^2 + \dots + \left(\frac{\partial r}{\partial X_I}\right)^2 U_{X_I}^2 \quad (2)$$

و عدم قطعیت نسبی: [۱۱]

$$\frac{U_r^2}{r^2} = \left(\frac{X_1}{r} \frac{\partial r}{\partial X_1}\right)^2 \left(\frac{U_{X_1}}{X_1}\right)^2 + \left(\frac{X_2}{r} \frac{\partial r}{\partial X_2}\right)^2 \left(\frac{U_{X_2}}{X_2}\right)^2 + \dots + \left(\frac{X_I}{r} \frac{\partial r}{\partial X_I}\right)^2 \left(\frac{U_{X_I}}{X_I}\right)^2 \quad (3)$$

لازم به ذکر است که تأثیر گذاری پارامترها و خطای آنها بر تابع متغیر بوده و نیازمند بررسی موردی است و نمی توان الزاماً پارامتر خاصی را قبل از محاسبه و بر آورد خطا صرفاً به خاطر آنکه مقدارش از سایر پارامترها بیشتر است و یا توان بالاتری دارد بعنوان پارامتر موثر شناخت بلکه همواره ابتدا باید به کمک آنالیز حساسیت و سپس تعیین میزان خطای (عدم قطعیت) هر پارامتر و آنگاه با مقایسه نسبی با سایر پارامترها، درباره میزان تعیین کنندگی هر یک قضاوت کرد. بدیهی است که هرچه تعداد دفعات اندازه گیری بیشتر شود دقت در فرآیند تعیین عدم قطعیت افزایش می یابد.

۲-۲- معادلات

پیشرانی از مهمترین پارامترهای تعیین کننده در پروژه های طراحی و ساخت است و پرداختن به آنالیز رابطه پیشرانی و تحلیل خطای آن از عمده بخش های طراحی و آنالیز عدم قطعیت این پژوهش است.

رابطه پیشرانی در موتورهای با سوخت شیمیایی بر اساس پارامترهای هندسی نازل مستقل، مطابق رابطه ۴ است [۱۲]:

$$F = \lambda m u_e + (p_e - p_a) A_e \quad (4)$$

در حالیکه نازل آن مخروطی و با زاویه واگرایی θ شکل باشد [۱۲]:

$$\lambda = 0.5(1 + \cos \theta) \quad (5)$$

$$F = C_{F_a} P_c A_t \quad (6)$$

C_{F_a} ضریب پیشرانی [۱۲]:

$$C_{F_a} = \lambda \frac{u_e}{c_{th}^*} + \left(\frac{P_e - P_a}{P_c} \right) \frac{A_e}{A_t} \quad (7)$$

تابع گاما [۱۲]:

$$\Gamma(\gamma) = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}} \quad (8)$$

بازده احتراق: [۱۳]

$$\eta_c = \frac{C_a^*}{C_{th}^*} \quad (9)$$

سرعت خروجی گاز از نازل: [۱۴]

$$u_e = \sqrt{[2\gamma R T_c / (\gamma - 1)][1 - (p_e/p_c)^{\gamma - 1/\gamma}] + u_e^2} \quad (10)$$

سرعت مشخصه نظری [۱۲]:

$$C_{th}^* = \frac{\sqrt{RT_f}}{\Gamma(\gamma)} \quad (11)$$

سرعت مشخصه واقعی [۱۲]:

$$C_a^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}} \quad (12)$$

برای پیشران آب اکسیژنه، از آنجائیکه جرم مولکولی یک مول از آب اکسیژنه ۳۴، آب ۱۸ و نیم مول از اکسیژن ۱۶ است، تابعی مانند φ را طبق موازنه استوکیومتری تجزیه آب اکسیژنه تعریف شده و بر اساس آن جرم مولکولی، ثابت گاز و نسبت گرمای ویژه محاسبه می شود [۱۴]:

$$\varphi = \frac{0.01 * 17 W_t}{(0.01 * 34 W_t) + [(1 - W_t) 0.01 * 18]} \quad (13)$$

آنگاه [۱۴]:

$$M_w = \frac{18 + 32\varphi}{1 + \varphi} \quad (14)$$

$$R = \frac{R_u}{M_w} \quad (15)$$

$$\gamma = \frac{1.3 + 1.4\varphi}{1 + \varphi} \quad (16)$$

همچنین [۱۴]:

$$\rho = 0.927 + W_t + 0.00515 \quad (17)$$

و

$$T_c = 25 W_t + 0.5 P_t - 1243 \quad (18)$$

$$\dot{m} = \frac{F}{u_e} \quad (19)$$

اگر افت فشار در اتصالات از تانک تا پشت انژکتور P_{drop1} ، افت فشار در انژکتور P_{drop2} و افت در بستر کاتالیست P_{drop3} باشد، آنگاه فشار در ورودی نازل P_c برابر است با [۱۳]:

$$P_c = P_{tank} - P_{drop1} - P_{drop2} - P_{drop3} \quad (20)$$

یا:

$$P_c = P_{tank} - P_{d(T-I)} - P_{d(I-I_0)} - P_{d(I_0-I_1)} \quad (21)$$

که افت فشار در انژکتور برابر خواهد شد با:

$$P_{drop2} = \frac{5.6 l^2}{C.A} \quad (22)$$

بنابراین رابطه نیروی پیشرانی مطابق رابطه ۲۳ خواهد بود [۱۴]:

$$F = 0.5(1 + \cos \alpha) \cdot \eta_c \cdot P_c \cdot \pi \cdot \frac{D_t^2}{4} \cdot \left[\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right] + U_e^2 \right] + (P_e - P_a) \cdot \pi \cdot \frac{D_e^2}{4} \quad (23)$$

در پیشران آب اکسیژنه سرعت گاز در ورودی نازل برابر است با [۱۳]:

$$U_c = \frac{\sqrt{\gamma R T}}{P_c} \quad (23)$$

در اولین گام فرآیند، آنالیز حساسیت انجام می شود، با مشتق گیری جزئی از معادله کاهش داده پیشرانی، وابستگی یا حساسیت نسبت به هر یک از پارامترها مشخص شده، سپس با توجه به ابزار مورد استفاده در اندازه گیری ها، محدوده هر یک از خطاها بدست آمده، با توجه به اصل آنالیز خطا، تحلیل انجام می شود. با در نظر گرفتن مقادیر آنالیز حساسیت تابع پیشرانی و داشتن مقدار عدم قطعیت هر یک از پارامترهای تاثیرگذار در معادله کاهش داده پیشرانی، با استفاده از رابطه ۲۵ آنالیز عدم قطعیت کل بر اساس عدم قطعیت هر پارامتر، محاسبه می شود [۱۱]:

$$U_T = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(U_{x_i} \cdot \frac{\partial F}{\partial x_i} \right)^2} \quad (24)$$

۳- نتایج

۳-۱- پیشران آب اکسیژنه نمونه:

مشخصات موتور آب اکسیژنه تست مورد استفاده مطابق جدول ۱-۳

۱-۳ است:

جدول ۱-۳-۱- مشخصات پیشران آب اکسیژنه

پارامتر	مقدار
درصد خلوص	٪۸۵
پیشرانی مطلوب	۵ نیوتن
افت فشار در انژکتور	۰/۱۵ بار
فعالیت کاتالیستی	۱۵۰
فشار محفظه	۵ بار
فشار محیط	۰/۰۵ بار
بار بستر	۰/۰۱
مدت زمان تست	۱۲۹۶ ثانیه

حال با توجه به رابطه پیشرانی پارامترهای تاثیرگذار زیر جهت معادله کاهش داده در نظر گرفته می شود:

$$F = f(\theta(\lambda), \eta_c, P_c(P_t, P_d), D_t, W_t(\gamma, R, T), P_e, l, P_a, D_e) \quad (25)$$

با مشتق گیری جزئی از تابع پیشرانی نسبت به هر یک از این پارامترها میزان تاثیر پذیری پیشرانی از این پارامترها (آنالیز حساسیت)

مشخص می گردد که نتیجه در جدول ۲-۳-۱ آمده است.

جدول ۲-۳-۱- مقادیر بدست آمده از آنالیز حساسیت هر پارامتر

پارامتر	مقدار حساسیت
θ	-۰/۶۵۹
η_c	۵/۰۲
P_c	۰/۰۰۰۰۲۵
D_t	۳۵۰۲
W_t	-۰/۰۰۰۸
T	۰/۰۰۰۰۱۸
R	۰/۰۰۰۰۴۴
P_e	-۰/۰۰۰۰۱۶
l	۰/۰۰۰۰۱۹
P_a	-۰/۰۰۰۰۰۱
D_e	۰/۰۰۰۰۹۳
γ	۰/۰۱۵

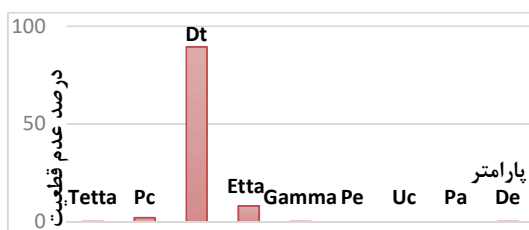
$$F = f(\lambda, P_c, A_t, \eta_c, \gamma, P_e, U_c, P_a, A_e) \quad (26)$$

نتایج مشتق گیری جزئی برای محاسبه حساسیت هر پارامتر
منطبق بر جدول ۲-۳-۲ خواهد بود:

جدول ۲-۳-۲- مقادیر بدست آمده از آنالیز حساسیت هر پارامتر

پارامتر	مقدار حساسیت
θ	-۰/۶۵۸
P_c	۰/۰۰۰۰۰۵۱۹
D_{th}	۴۹۶۱/۵
η	۵/۰۰۳
P_e	۰/۰۰۰۰۰۰۵۳
P_a	-۰/۰۰۰۰۰۳۹
γ	-۰/۸۳
U_c	۰/۰۹۳
D_e	۵۵/۶۷

با توجه به محاسبات، عدم قطعیت کل ۵۳/۰ نیوتن یا ۱۰/۲۷ در صد حاصل خواهد شد (شکل ۴).



شکل ۴- نمودار عدم قطعیت پارامترهای پیشران نیتروز اکسید

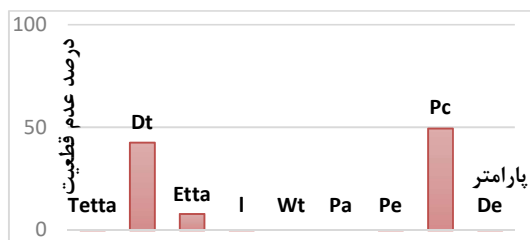
۴- نتیجه گیری

بر اساس آنچه که آمد صرفا با در نظر گرفتن آنالیز عدم قطعیت، استفاده از پیشران نیتروز اکسید به لحاظ دقت مطلوب تر و پیشرانی آن به پیشرانی مطلوب ۵ نیوتن نزدیکتر است. با آنالیز انجام شده محدوده پیشرانی تولیدی بدین گونه تخمین زده می شود:

$$4.47 \leq F_{N2O} \leq 5.53 \text{ N}$$

پارامترهایی چون فشار محفظه احتراق، قطر گلوگاه و راندمان احتراق بیشترین تاثیرگذاری را بر عدم قطعیت پیشرانی داشته و لذا کمترین تغییراتی (خطا) در میزان آنها و یا خطاپذیری آنها موجب بروز بیشترین تغییر در میزان پیشرانی و خطاپذیری آن می شود. بطور مثال در پیشران آب اکسیژنه اگر بتوان خطای در محاسبه فشار محفظه احتراق را فقط به اندازه ۰/۱ یا ۳ درصد کاهش داد، کاهش ۲۷/۴ در صدی در عدم قطعیت فشار محفظه و کاهش ۳/۹ درصدی در عدم قطعیت کل پیشرانی مشاهده می شود و مقدار پیشرانی به میزان ۰/۲ نیوتن به میزان مطلوب طراحی که ۵ نیوتن است نزدیکتر می گردد. و به همین ترتیب برای پیشران نیتروز اکسید با کاهش خطای ۰/۱ باری در محفظه احتراق، ۳/۷ درصد از عدم قطعیت فشار و ۰/۲ درصد از عدم قطعیت کل کم شده و پیشرانی به میزان ۰/۲ نیوتن به مقدار مطلوب ۵ نیوتن نزدیکتر می گردد.

با توجه به محاسبات و آنالیزی که به کمک نرم افزار Excel در خصوص این مقادیر انجام شد عدم قطعیت هر پارامتر به عدم قطعیت کل ۰/۷۳ نیوتن یا ۱۴/۶۸ درصد حاصل می شود، یعنی میزان پیشرانی خروجی واقعی، عددی در بازه ۵ ± ۰/۷۳ خواهد بود. (شکل ۳)



شکل ۳- نمودار عدم قطعیت پارامترهای پیشران آب اکسیژنه

۲-۳-۲- پیشران نیتروز اکسید نمونه:

مشخصات موتور آب اکسیژنه تست مورد استفاده مطابق جدول ۱-۲-۳ است:

جدول ۲-۳-۱- مشخصات پیشران نیتروز اکسید نمونه

پارامتر	میزان
دبی جرمی	۷/۳۶ گرم بر ثانیه
دمای محیط	۲۹۸/۲ کلوین
قطر گلوگاه	۲/۰۱۷ میلی متر
فشار محفظه	۱۰ بار
سرعت مشخصه	۴۳۲/۳ متر بر ثانیه
قطر خروجی نازل	۷/۰۹ میلی متر
ضربه مخصوص	۶۹/۲ نیوتن ثانیه
فشار خروجی	۰/۰۵ بار
فشار محیط	۰/۰۵ بار
γ	۱/۴۲

پارامترهای تاثیرگذار برای استفاده در معادله کاهش داده عبارتند

از:

۵- نمادها

پارامتر	تعريف
W_t	درصد خلوص آب اكسيژنه
P_i	فشار در ورودی تانك (بار)
F	ميزان پيشرانی موتور (نيوتن)
$C.A$	فعاليت کاتاليزوری
l	بار بستر
P_{drop}	افت فشار (بار)
γ	نسبت گرمای ویژه در حجم و فشار ثابت
ρ	چگالی (گرم بر لیتر)
R	ثابت گاز ایده آل (ژول بر کیلوگرم کلوین)
T_c	دمای محفظه کاتالیزور (کلوین)
P_t	فشار در گلوگاه نازل (بار)
T_t	دما در گلوگاه نازل (کلوین)
V_t	سرعت در گلوگاه نازل (متر بر ثانيه)
P_e	فشار در صفحه خروجی (بار)
T_e	دما در صفحه خروجی (کلوین)
V_e	سرعت خروجی (متر بر ثانيه)
I_{sp}	ضربه مخصوص (نيوتن ثانيه)
$\dot{m}$	دبی جرمی (گرم بر ثانيه)
A_t	سطح مقطع گلوگاه (میلی متر مربع)
D_{th}	قطر گلوگاه (میلی متر)
A_e	سطح مقطع خروجی (میلی متر)
D_e	قطر خروجی (میلی متر)
A_i	سطح مقطع بستر کاتالیزور (میلی متر مربع)
D_i	قطر بستر کاتالیزور (میلی متر)
φ	تابع جرم ملکولی پيشران آب اكسيژنه
L_c	طول بستر کاتالیزوری (میلی متر)
P_{Tank}	فشار تانك (بار)
P_c	فشار محفظه احتراق (بار)
P_a	فشار محیط (بار)
η_c	راندمان محفظه احتراق
U_c	سرعت گاز در ورودی نازل پيشران آب اكسيژنه (متر بر ثانيه)
θ	زاويه واگرایی نازل (رادیان)

۶- مراجع

- [1] حیدری م.م.، تعیین شاخص های بالستیک و پيشرانی تراستر تک پایه. مجله علمی-پژوهشی مواد پراشری، ۹.د. ش. ۳، ص ۵۰-۳۷، ۱۳۹۳.
- [2] Wernimont E., Mullens P., Capabilities of hydrogen peroxide catalyst beds. In *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion Conference*, Huntsville, Alabama, 2000.
- [3] Wallbank J., Sermon P., Baker A., Coourtney L., Sambrook R., Nitrous Oxide as a green monopropellant for small satellites. In *second International Conference on green propellants for space propulsion*, Sardinia, Italy, 2004.
- [4] قنبری ش.، مروری بر خواص و عملکرد تک پيشرانه N_2O در سیستم های پيشرانش مختلف. مجله علمی-پژوهشی مواد پراشری، ۱۰.د. ش. ۲، ص ۶۶-۵۷، ۱۳۹۳.
- [5] Bnifacio S., *Analysis and Design of a multi-phase catalytic reactor for the decomposition of hydrogen peroxide in space propulsive systems* Ph.D. Thesis, Ingengeria Aerospaziale,Navale e Della Qualita XVIII Ciclo, 2006.
- [6] Young G., Bruck H. A., Modeling of Rocket motor ballistic for functionally graded propellants. In *40th JANNAF Combustion Meeting*, 2003.
- [7] McBride B. J., Gordon S., *Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and application*. NASA Reference publications, 1994.
- [8] Cervone A., Romeo L., Development of green hydrogen peroxide monopropellant rocket engines and testing of advanced catalytic bed. In *3rd International conference on green propellants for space propulsion*, 2006.
- [9] اصغری ع.، طراحی و ساخت یک نمونه آزمایشگاهی موتور مونو پروپلنت بر پایه آب اكسيژنه. پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه علم و صنعت، ۱۳۹۰.
- [10] ابراهیمی ب.، حیدری م.م.، رحمانی ش.، تغلیظ آب اكسيژنه تا مرحله بالاتر از ۸۵٪. اولین همایش بین المللی مواد منفجره، پیروکنیک و پيشرانه، تهران، ایران، ۱۳۹۰.
- [11] Coleman H.W., Steele W.G., *Experimentation and Uncertainty Analysis for Engineers*. John Wiley and Sons, New York, 1999.
- [12] Sutton G.P., *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, New York, 1986.
- [13] Martin J., Turner L., *Rocket and Spacecraft Propulsion*. UK, 2006.
- [14] Griffin N.D., French J.R., *Space Vehicle Design, the Aeronautical Journal*, Vol. 97, No.964, pp. 149, 1993.