

# Investigation on Performance Characteristics of Hydrazine Monopropellant Thruster According to Reaction Chamber Adiabatic Temperature

Seyyed Rashad Rouholamini<sup>1\*</sup>, Mohammad Ali Amirifar<sup>2</sup> , Alireza Rajabi<sup>3</sup> and Nooredin Ghadiri Massoom<sup>4</sup> 

1,2 . M.Sc., Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

3. Ph.D., Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

4. Assistant Professor, Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: [sr.rouholamini@isrc.ac.ir](mailto:sr.rouholamini@isrc.ac.ir)

## Abstract

*In this paper, by creating and developing a code based on thermodynamics and gas dynamics equations, the performance characteristics of a 1N hydrazine monopropellant thruster such as thrust force, specific impulse, characteristic exhaust velocity, and propellant mass flow rate have been studied theoretically in terms of reaction chamber temperature. In this regard, by taking into account the adiabatic assumption, the reaction chamber temperature of monopropellant thruster has been analyzed zero-dimensionally using the ammonia dissociation rate as an independent variable under equilibrium and non-equilibrium conditions and it has been analyzed one-dimensionally using the hydrazine and ammonia homogeneous and heterogeneous reaction rate constants. Also, the effect of nozzle throat thermal expansion on reaction chamber pressure, thrust force, and propellant mass flow rate and the effect of reaction chamber pressure on ammonia dissociation rate and consequently on reaction chamber adiabatic temperature under thermodynamic equilibrium conditions have been studied.*

**Keywords:** Monopropellant thruster, Hydrazine, Ammonia dissociation rate, Performance characteristics, Reaction chamber temperature



## COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## How to cite this article:

S. R. Rouholamini, M. A. Amirifar, A. Rajabi and N. Ghadiri Massoom, "Investigation on Performance Characteristics of Hydrazine Monopropellant Thruster according to Reaction Chamber Adiabatic Temperature," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 3, pp. 33-47, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1362>.

# بررسی مشخصه‌های عملکردی رانشگر تک‌پیش‌رانه هیدرازینی بر حسب دمای آدیاباتیک محفظه واکنش

سیدرشاد روح‌الامینی<sup>۱\*</sup>، محمدعلی امیری فر<sup>۲</sup>، علیرضا رجبی<sup>۳</sup> و نورالدین قدیری معصوم<sup>۴</sup>

پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

\* ایمیل نویسنده مخاطب: [sr.rouholamini@isrc.ac.ir](mailto:sr.rouholamini@isrc.ac.ir)

## چکیده

در این مقاله، به وسیله یک کد مبتنی بر روابط ترمودینامیک و دینامیک گاز، مشخصه‌های عملکردی یک رانشگر تک‌پیش‌رانه هیدرازینی یک نیوتنی بر حسب دمای محفظه واکنش به صورت نظری مورد مطالعه قرار گرفته است. در این راستا، با در نظر گرفتن فرض آدیاباتیک، دمای محفظه واکنش تراستر تک‌پیش‌رانه به صورت صفر بعدی با استفاده از نرخ تجزیه آمونیاک به عنوان یک متغیر مستقل در شرایط تعادلی و غیر تعادلی و به صورت یک بعدی با استفاده از ثابت نرخ واکنش‌های همگن و ناهمگن تجزیه هیدرازین و آمونیاک بررسی و تحلیل گردیده است. با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، دمای آدیاباتیک (از ۱۶۴۵ تا ۸۷۵ کلوین)، جرم مولکولی، نیروی تراستر و ضربه ویژه کاهش می‌یابند. ترکیب تغییرات دو عامل دما و نسبت گرمای ویژه به گونه‌ای است که یک سرعت مشخصه بهینه (حدود ۱۳۴۰ متر بر ثانیه) را در شرایط تجزیه آمونیاک حدود ۳۰٪ به دست می‌دهد. همچنین، اثر انبساط حرارتی گلوگاه نازل بر فشار محفظه واکنش، نیروی تراستر، و دبی جرمی پیش‌رانه و اثر فشار محفظه واکنش بر نرخ تجزیه آمونیاک و به تبع آن بر دمای آدیاباتیک محفظه واکنش در شرایط تعادل ترمودینامیکی مورد مطالعه قرار گرفته است. افزایش قطر گلوگاه نازل در فشار تغذیه ثابت سبب افزایش فشار محفظه و در نتیجه افزایش نیروی تراستر می‌گردد.

واژه‌های کلیدی: رانشگر تک‌پیش‌رانه، هیدرازین، نرخ تجزیه آمونیاک، مشخصه‌های عملکردی، دمای محفظه واکنش

## علائم و اختصارات

$v$	حجم $[m^3]$	$M$	عدد ماخ $[-]$
$x$	نرخ تجزیه آمونیاک $[\%]$	$n$	مول $[mol]$
$y$	نرخ تجزیه هیدرازین $[\%]$	$P$	فشار $[Pa]$
$Y$	کسر مولی $[-]$	$R$	ثابت جهانی گاز $[J/mol.K]$
$z$	نسبت فشار جزئی $[-]$	$s$	آنتروپی $[J/mol.K]$

## علائم یونانی

$\vartheta$	ضریب استوکیمتری $[-]$	$\alpha$	ضریب انبساط حرارتی $[1/K]$
$\rho$	چگالی $[kg/m^3]$	$\gamma$	نسبت ظرفیت گرمایی $[-]$
$\dot{\omega}$	واکنش $[mol/m^3.s]$	$\epsilon$	نسبت مساحت نازل $[-]$

## اختصارات

$homo$	همگن	$a$	محیط پیرامون
$i$	شمارنده	$ad$	آدیاباتیک

$A$	شتاب گرانش $[m/s^2]$	$A$	مساحت $[m^2]$
$c$	انرژی آزاد گیبس $[J]$	$c$	غلظت $[mol/m^3]$
$c_d$	آنتالپی مخصوص $[J/mol]$	$c_d$	ضریب تخلیه $[-]$
$c_p$	آنتالپی کل $[J]$	$c_p$	ظرفیت گرمایی $[J/mol.K]$
$c^*$	ضربه ویژه $[s]$	$c^*$	سرعت مشخصه $[m/s]$
$C_F$	ثابت نرخ واکنش $[1/s]$	$C_F$	ضریب تراستر $[-]$
$d$	ثابت تعادل ترمودینامیکی $[-]$	$d$	قطر $[m]$
$F$	طول $[m]$	$F$	نیروی تراستر $[N]$
$m$	دما $[K]$	$m$	جرم $[kg]$
$u$	سرعت $[m/s]$	$\dot{m}$	دبی جرمی $[kg/s]$

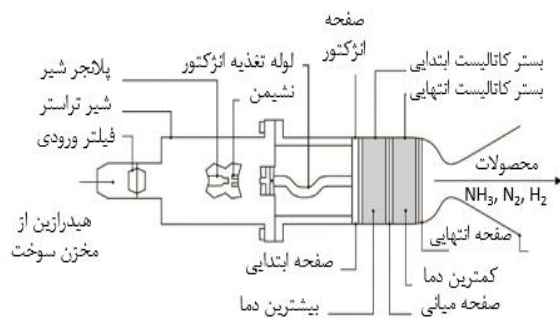
۳. دکتری

۴. استادیار

۱. کارشناسی ارشد

۲. کارشناسی ارشد

استفاده قرار گرفته است؛ اما سمی بودن هیدرازین و محصولات گازی ناشی از تجزیه آن مانند آمونیاک، توجه بسیاری از شرکت های فضایی را به سمت پیشرانه های سبز نظیر هیدروژن پراکسید<sup>۹</sup> معطوف کرده است. پیشرانه دیگری تحت عنوان هیدروکسیل آمونیوم نیترات<sup>۱۰</sup> علاوه بر آلودگی زیست محیطی کم، از مقدار ضربه ویژه بیشتری نسبت به هیدرازین برخوردار است؛ اما کاربری آن در تراسترهای تک پیشرانه صرفاً در مرحله آزمایشگاهی گزارش شده است [۳]. طرح کلی نمونه ای از یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- طرح کلی یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی

با باز شدن شیر برقی (شیر کنترل جریان) که جزء جدایی ناپذیر یک تراستر تک پیشرانه است، پیشرانه از طریق یک لوله تغذیه مویی به سمت صفحه انژکتور هدایت می شود. لوله مویی قطر داخلی بسیار کمی (بین ۰/۱ تا ۰/۲ میلی متر) دارد که به شکل یک s یا حتی یک مارپیچ کامل خم شده است. این آرایش، از نوسانات جریان پشتیبانی کرده و انعطاف پذیری مشخصی به لوله مویی می دهد تا بر تنش های حرارتی ناشی از گرادیان های شدید دما غلبه کند [۴]. در رانشگرهای تک پیشرانه از مکانیسم تجزیه کاتالیستی به منظور آزادسازی انرژی شیمیایی پیشرانه استفاده می شود. برخی از تراسترهای تک پیشرانه شامل دو بستر کاتالیست (محفظه واکنش) با اندازه گرانول های مختلف می باشند که توسط یک صفحه میانی جدا شده است. بستر اول که در آن بخشی از هیدرازین مایع تجزیه می گردد، از گرانول های<sup>۱۱</sup> کاتالیست کوچکتری (کمتر از ۱ میلی متر) نسبت به بستر دوم که در آن تجزیه هیدرازین کامل شده و تجزیه جزئی آمونیاک صورت می پذیرد، برخوردار است. در نهایت، محصولات گازی ناشی از تجزیه هیدرازین با عبور از یک نازل همگرا-واگرای زنگوله شکل<sup>۱۲</sup> منبسط شده و سبب تولید نیروی تراست می شوند [۴].

محفظه واکنش	ch	انژکتور	inj
خروجی نازل	e	مخلوط	mix
فاز گازی	g	گلوگاه نازل	t
ناهمگن	hete	شرایط سکون	s

## مقدمه

یکی از نیازها و چالش های پیش رو در مسیر تسخیر فضا و استفاده از ظرفیت های بالقوه این حوزه، پیشرانش فضایی می باشد. پیشرانش فضایی، هر روشی است که به منظور شتاب دادن فضاپیماها و ماهواره ها مورد استفاده قرار می گیرد و به طور کلی، حوزه فعال بسیاری از مطالعات و تحقیقات حال حاضر مراکز فضایی مهم دنیا را به خود اختصاص داده است که نتیجه این تحقیقات، بهبود روش های موجود و توسعه روش های جدید پیشرانش فضایی است. می توان نتیجه گرفت که هیچ ماهواره یا وسیله نقلیه فضایی بدون وجود سامانه ای برای به حرکت درآوردن یا تغییر جهت و راستای خود قادر به انجام مأموریت های محوله برای مدت زمان طولانی نخواهد بود؛ بنابراین تأمین سامانه پیشرانش جهت انجام مأموریت های فضایی اجتناب ناپذیر است. از سوی دیگر، با توجه به حیاتی بودن سامانه های پیشرانش فضایی و عدم تمایل صاحبان این فناوری به در اختیار قرار دادن آن، تأمین این سامانه ها به طور حتم با دشواری و هزینه های بسیار زیاد همراه خواهد بود [۱].

رانشگرهای تک پیشرانه<sup>۵</sup>، گونه ای از تراسترهای شیمیایی مایع هستند که سطح نیروی تراست (جلوبرندگی) و مقدار ضربه ویژه<sup>۶</sup> نسبتاً محدودی دارند؛ اما سادگی اجزاء، ایمنی و قابلیت اطمینان بالا، عدم نیاز به توان های الکتریکی بالا، امکان روشن و خاموش کردن به دفعات، کنترل پذیری مناسب و سابقه طولانی مدت استفاده موفقیت آمیز از این نوع رانشگرهای شیمیایی مایع، موجب مقبولیت کاربری گسترده آن ها در حوزه پیشرانش مأموریت های فضایی شده است. این نوع رانشگرها در عملیات انتقال به مدارهای بالاتر از جمله انتقال به مدار زمین ثابت<sup>۷</sup> یا کنترل وضعیت و موقعیت مداری فضاپیماها و ماهواره ها کاربرد داشته است [۲].

هیدرازین<sup>۸</sup> مایعی بی رنگ، روغنی و قابل اشتعال با بویی شبیه به آمونیاک است که بسیار سمی و ناپایدار می باشد. به طور کلی، خواص فیزیکی هیدرازین بسته به میزان غلظت آن در محلول آبی تغییر می کند. اگرچه تاکنون هیدرازین به دلیل برخورداری از انرژی فعال سازی کم و واکنش تجزیه خود به خودی به شدت گرماده به عنوان پیشرانه مایع متداول در رانشگرهای تک پیشرانه فضایی مورد

9 Hydrogen Peroxide (H2O2)

10 Hydroxyl Ammonium Nitrate (HAN)

11 Granules

12 Bell-Shaped Convergent-Divergent Nozzle

5 Monopropellant Thrusters

6 Specific Impulse (ISP)

7 Geostationary Orbit (GEO)

8 Hydrazine (N2H4)

عملکردی نظیر فشار، دما و دبی جرمی را برحسب مقادیر مختلف طول مشخصه محفظه تراست ارزیابی کردند [۱۲].

در این مقاله پژوهشی، مشخصه‌های عملکردی یک رانشگر تک‌پیشران هیدرازینی یک نیوتنی نظیر نیروی تراست، ضربه ویژه، سرعت مشخصه خروجی و غیره با استفاده از یک کد توسعه داده شده در نرم‌افزار متلب مبتنی بر روابط ترمودینامیک و دینامیک گاز، برحسب دمای آدیاباتیک محفظه واکنش به صورت نظری بررسی شده است.

در این راستا، اثر انبساط حرارتی گلوگاه نازل بر فشار محفظه واکنش، نیروی تراست و دبی جرمی پیشرانه برای اولین بار مورد مطالعه قرار گرفته است. دمای آدیاباتیک محفظه واکنش تراستر تک‌پیشرانه به صورت صفر بعدی با استفاده از نرخ تجزیه آمونیاک به عنوان یک متغیر مستقل در شرایط تعادلی و غیرتعادلی و به صورت یک بعدی با استفاده از ثابت نرخ واکنش‌های تجزیه همگن و ناهمگن هیدرازین و آمونیاک تحلیل شده است.

همچنین، اثر فشار محفظه واکنش بر نرخ تجزیه آمونیاک و به تبع آن بر دمای آدیاباتیک محفظه واکنش در شرایط تعادل ترمودینامیکی<sup>۱۴</sup> مورد مطالعه قرار گرفته است.

### مشخصه‌های عملکردی رانشگرهای تک‌پیشرانه

در این بخش، مشخصه‌های عملکردی تراسترهای تک‌پیشرانه با در نظر گرفتن فرض فرآیند انبساط گاز به صورت آیزنتروپیک و با صرف نظر از انتقال حرارت گاز با دیواره‌ها و افت‌های لزج و همچنین عدم وجود موج ضربه‌ای درون نازل، ارائه شده است.

نسبت مساحت خروجی نازل به مساحت گلوگاه نازل توسط رابطه ۱ برحسب عدد ماخ خروجی و نسبت ظرفیت گرمایی ویژه محصولات تعریف می‌گردد [۱۴].

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[ \frac{1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right] M_e^2}{1 + \left[ \frac{\gamma - 1}{2} \right]} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 2)}} \quad (1)$$

نسبت فشار گلوگاه نازل به فشار سکون (فشار محفظه واکنش) توسط رابطه ۲ برحسب نسبت ظرفیت گرمایی ویژه محصولات محاسبه می‌گردد [۱۴].

$$\frac{P_t}{P_0} = \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

نسبت دمای گلوگاه نازل به دمای سکون (دمای محفظه واکنش) با استفاده از رابطه ۳ برحسب نسبت ظرفیت گرمایی ویژه محصولات بیان می‌گردد [۱۴].

شانکار و همکارانش در سال ۱۹۸۴ میلادی با حل یک دستگاه معادلات دیفرانسیل، توزیع غلظت محصولات و دما را در راستای طول بستر کاتالیست برحسب مقادیر مختلف پارامترهای طراحی نظیر نرخ بارگذاری بستر<sup>۱۳</sup> و فشار محفظه واکنش مطالعه کردند. هدف از این کار، تحلیل فرآیندهای درون محفظه تجزیه و توسعه یک برنامه کامپیوتری به منظور محاسبه نرخ بارگذاری، فشار محفظه و طول بهینه بستر کاتالیست بوده است که منجر به بیشترین ضربه ویژه و کمترین افت فشار می‌شود [۵].

پارکر و همکارانش در سال ۱۹۹۹ میلادی طراحی اولیه، تحلیل و تست‌های اثبات مفهومی تجزیه هیدرازین درون یک بستر کاتالیست را به دقت بررسی کردند. هدف از این کار، مطالعه وسعت واکنش‌های تجزیه هیدرازین بوده است [۶].

ارن و همکارش در سال ۲۰۰۰ میلادی عملکرد یک رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازینی تقویت شده با محدوده تراست بین ۰.۴ تا ۱ نیوتن را ارزیابی کردند. در همین راستا، یک مدل عددی به منظور تحلیل نتایج تجربی و تخمین عملکرد مطلوب برای طراحی آینده توسعه داده شد [۷]. هان و همکارانش در سال ۲۰۰۹ میلادی با شبیه‌سازی عددی و اعتبارسنجی آن با نتایج تست گرم یک تراستر ۵ نیوتنی، جریان گازهای داغ درون یک تراستر تک‌پیشرانه هیدرازینی را بررسی کردند. در این تحلیل آیزنتروپیک یک بعدی، پارامترهای عملکردی رانشگرهای تک‌پیشرانه نظیر سرعت مشخصه خروجی برحسب نرخ تجزیه آمونیاک به‌عنوان یک متغیر ضروری به دقت مورد ارزیابی قرار گرفت [۸].

ماکلد و همکارش در سال ۲۰۰۹ میلادی با استفاده از یک کامپیوتری و با در نظر گرفتن دو نرخ واکنش تجزیه همگن و ناهمگن برای هیدرازین و آمونیاک، رانشگرهای تک‌پیشرانه هیدرازینی را مدل‌سازی و عملکرد آن را تحلیل کردند [۹].

هوانگ و همکارانش در سال ۲۰۱۲ میلادی با استفاده از یک تحلیل شبیه‌سازی عددی، بستر کاتالیست را به صورت یک محیط متخلخل یک بعدی مدل‌سازی و نتایج آن را با مشاهدات تجربی حاصل از تست‌های گرم مختلف اعتبارسنجی کردند. در این تحلیل، توزیع دما، کسر جرمی گونه‌ها، نرخ واکنش ناهمگن و فشار پس از افت بستر کاتالیست بررسی شد [۱۰].

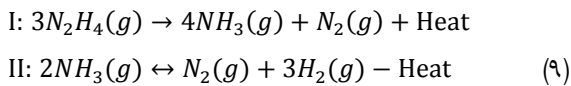
هو و همکارانش در سال ۲۰۱۵ میلادی با ارائه یک مدل نظری، فرآیند تجزیه حالت پایای پیشرانه‌های مایع در تراسترهای تک‌پیشرانه را تحلیل و نتایج آن را با مطالعه تجربی تجزیه هیدرازین در بستر کاتالیست اعتبارسنجی کردند [۱۱].

کیم و همکارانش در سال ۲۰۱۵ میلادی با استفاده از نتایج تست گرم یک رانشگر تک‌پیشرانه هیدرازینی ۷۰ نیوتنی، پارامترهای

بعدی برای مطالعه ویژگی های ترمودینامیکی که در تحلیل یک بعدی قابل ارزیابی نیستند مناسب بوده و دارای اهمیت می باشد.

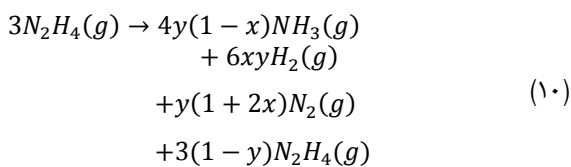
### تحلیل آدیباتیک صفر بعدی غیر تعادلی

فرآیند تجزیه هیدرازین در محفظه واکنش رانشگرهای تک پیشرانه را می توان به صورت ایده آل در دو مرحله مطابق با رابطه ۹ در نظر گرفت و از واکنش های میانی صرف نظر نمود [۳].



در مرحله اول، هیدرازین در فاز گاز به صورت کامل طی یک واکنش گرماده به محصولات گازی آمونیاک و نیتروژن تجزیه می گردد. در مرحله دوم، آمونیاک به صورت جزئی طی یک واکنش تعادلی گرماگیر به محصولات گازی نیتروژن و هیدروژن تجزیه می شود.

فرآیند کلی تجزیه هیدرازین در محفظه واکنش مطابق با رابطه ۱۰، شامل محصولات آمونیاک، هیدروژن، نیتروژن و احتمالاً مقدار کمی هیدرازین تجزیه نشده است.



در رابطه ۱۰، x نرخ تجزیه هیدرازین و y نرخ تجزیه آمونیاک برحسب درصد می باشند که به عوامل متعددی نظیر فشار محفظه واکنش، نوع و جنس کاتالیست، اندازه و هندسه محفظه واکنش و زمان ماند آمونیاک در بستر کاتالیست وابسته است [۳]. جرم مولکولی و ثابت گاز محصولات ناشی از تجزیه با استفاده از رابطه ۱۱ محاسبه می گردد [۱۵].

$$\begin{aligned} M_{mix} & = \frac{\sum m}{\sum n} = \frac{96}{4xy + 2y + 5} \\ R_{mix} & = \frac{\bar{R}}{M_{mix}} \end{aligned} \quad (11)$$

در رابطه ۱۱، m جرم، n مول و  $\bar{R}$  ثابت جهانی گازها برابر با  $8.314 \text{ J/mol.K}$  می باشد.

با فرض تجزیه کامل هیدرازین و با در نظر گرفتن شرایط آدیباتیک، قانون بقای انرژی (معادله تعادل آنتالپی) توسط رابطه ۱۲ بیان می گردد [۱۵].

$$\begin{aligned} H_{react} & = \sum_{react} n_i \square_i = H_{prod} \\ & = \sum_{prod} n_i \square_i = 3 \square_{N_2H_4} \\ & = 4(1-x) \square_{NH_3} + (1+2x) \square_{N_2} \\ & \quad + 6x \square_{H_2} \end{aligned} \quad (12)$$

$$\frac{T_t}{T_0} = \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right] \quad (3)$$

سرعت مشخصه خروجی که نمایانگر عملکرد و کارایی محفظه واکنش است، توسط رابطه ۴ برحسب دمای سکون، ثابت گاز و نسبت ظرفیت گرمایی ویژه محاسبه می گردد [۱۴].

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma RT_0}}{\gamma \sqrt{\left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}} \quad (4)$$

دبی جرمی پیشرانه با استفاده از رابطه ۵ برحسب فشار محفظه واکنش، مساحت گلوگاه نازل و سرعت مشخصه خروجی تعریف می گردد [۱۴].

$$\dot{m} = \frac{P_0 \times A_t}{c^*} = P_0 A_t \frac{\gamma \sqrt{\left[ \frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}}}}{\sqrt{\gamma RT_0}} \quad (5)$$

ضریب تراست که نمایانگر کارایی و عملکرد نازل و کیفیت ساخت آن می باشد، توسط رابطه ۶ برحسب نسبت ظرفیت گرمایی ویژه، فشار خروجی، فشار محیط پیرامون، فشار سکون و نسبت مساحت نازل بیان می گردد [۱۴].

$$\begin{aligned} C_F & = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \\ & + \left[ \frac{P_e - P_a}{P_0} \times \frac{A_e}{A_t} \right] \end{aligned} \quad (6)$$

ضربه ویژه توسط رابطه ۷ برحسب ضریب تراست و سرعت مشخصه خروجی تعریف می گردد [۱۴].

$$I_{sp} = \frac{C_F \times c^*}{g} \quad (7)$$

در رابطه ۷، g شتاب گرانش و برابر با  $9.8 \frac{m}{s^2}$  می باشد. نیروی تراست با استفاده از رابطه ۸ برحسب ضریب تراست، فشار سکون و مساحت گلوگاه نازل محاسبه می گردد [۱۴].

$$F = C_F P_0 A_t \quad (8)$$

### تحلیل محفظه واکنش رانشگر تک پیشرانه

در این بخش، محفظه واکنش یک تراستر تک پیشرانه هیدرازینی به صورت صفر بعدی و یک بعدی مورد مطالعه قرار گرفته است. در تحلیل صفر بعدی با استفاده از حل معادله انرژی می توان به ویژگی های ترمودینامیکی رانشگر دست پیدا کرد. در حالی که در تحلیل یک بعدی با افزودن روابط یک بعدی انتقال جرم و حرارت به معادله انرژی، پیچیدگی های تحلیل افزایش پیدا کرده و در عین حال تعداد پارامترهای قابل بررسی کاهش می یابد. بنابراین، تحلیل صفر

در رابطه ۱۶،  $P^0$  فشار مرجع و برابر با یک اتمسفر،  $Y$  کسر مولی گونه‌ها و  $G$  انرژی آزاد گیبس می‌باشد. کسر مولی گونه‌ها با استفاده از رابطه ۱۷ محاسبه می‌گردد.

$$Y_{NH_3}^{vNH_3} = \left( \frac{4y(1-x)}{4xy+2y+3} \right)$$

$$Y_{N_2}^{vN_2} = \left( \frac{y(1+2x)}{4xy+2y+3} \right)^{0.5} \quad (17)$$

$$Y_{H_2}^{vH_2} = \left( \frac{6xy}{4xy+2y+3} \right)^{1.5}$$

انرژی آزاد گیبس توسط رابطه ۱۸ برحسب تغییرات آنتالپی و آنتروپی و دمای آدیاباتیک تعریف می‌گردد [۱۵].

$$\Delta G = \Delta H - T\Delta S \quad (18)$$

معادلات برازش شده آنتروپی مخصوص گونه‌ها در محدوده دمایی ۲۰۰ الی ۲۰۰۰ کلوین به صورت رابطه ۱۹ برحسب دمای آدیاباتیک بیان می‌شوند [۱۶].

$$S_{NH_3(g)} = (-1.89e - 05)T_{ad}^2 + (0.1)T_{ad} + 166$$

$$S_{N_2(g)} = (-1.68e - 05)T_{ad}^2 + (0.07)T_{ad} + 173 \quad (19)$$

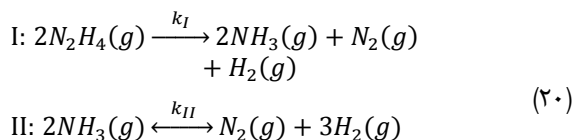
$$S_{H_2(g)} = (-1.68e - 05)T_{ad}^2 + (0.07)T_{ad} + 113$$

### تحلیل آدیاباتیک یک بعدی

همان‌طور که اشاره شد، مشخصه‌های عملکردی رانشگرهای تک‌پیشران به‌طور چشمگیری به میزان تجزیه هیدرازین و آمونیاک وابسته هستند. در شرایط تعادلی، زمان مشخصه واکنش‌های شیمیایی در مقایسه با زمان ماند آمونیاک و زمان مشخصه انتقال حرارت بسیار کوچک فرض می‌شود؛ بنابراین از سینتیک واکنش‌ها به‌طور کامل صرف‌نظر شده و محصولات فرصت کافی دارند که به تعادل ترمودینامیکی برسند.

با در نظر گرفتن سینتیک واکنش‌های شیمیایی، روند تغییرات غلظت گونه‌ها و توزیع دما در راستای طول محفظه واکنش قابل محاسبه است؛ بنابراین می‌توان مشخصات محصولات در هر مقطع و نیز عملکرد رانشگر تک‌پیشران را بدون پیش فرض تعادلی بررسی و تحلیل کرد.

هیدرازین در فاز گاز به‌طور ناقص طی یک واکنش گرماده مطابق رابطه ۲۰ به محصولات گازی آمونیاک، نیتروژن و هیدروژن تجزیه می‌گردد [۱۷].



معادلات برازش شده آنتالپی مخصوص گونه‌ها در محدوده دمایی ۲۰۰ الی ۲۰۰۰ کلوین به صورت رابطه ۱۳ برحسب دمای آدیاباتیک بیان می‌شوند [۱۶].

$$\square_{N_2H_4(g)} = (1.83e - 06)T_{ad}^2 + (0.053)T_{ad} - 77$$

$$\square_{NH_3(g)} = (1.11e - 06)T_{ad}^2 + (0.033)T_{ad} - 57$$

$$\square_{N_2(g)} = (2.39e - 06)T_{ad}^2 + (0.028)T_{ad} - 8.5 \quad (13)$$

$$h_{H_2(g)} = (1.68e - 06)T_{ad}^2 + (0.028)T_{ad} - 8.2$$

ظرفیت گرمایی ویژه در فشار و حجم ثابت و نسبت ظرفیت گرمایی ویژه با استفاده از رابطه ۱۴ محاسبه می‌شوند [۱۵].

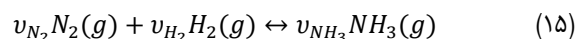
$$c_p = d\square/dT$$

$$c_v = c_p - R_{mix} \quad (14)$$

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v}$$

### تحلیل آدیاباتیک صفر بعدی تعادلی

در محاسبات تئوری رانشگرهای تک‌پیشران هیدرازینی، نرخ تجزیه آمونیاک به عنوان یک متغیر مستقل در نظر گرفته شده است؛ اما از نظر تجربی، این پارامتر به زمان ماند آمونیاک در بستر کاتالیست و شرایط عملکردی تراستر از جمله فشار محفظه واکنش و ... وابسته می‌باشد [۳]. چنانچه زمان ماند آمونیاک در بستر کاتالیست به منظور تجزیه کامل در مقایسه با دیگر زمان مشخصه‌های سامانه نظیر زمان مشخصه واکنش‌ها و زمان مشخصه انتقال حرارت به صورت نامحدود فرض گردد، محصولات گازی ناشی از تجزیه هیدرازین به همراه آمونیاک باقی مانده متناسب با فشار محفظه واکنش به تعادل خواهند رسید [۲]. واکنش تعادلی تجزیه جزئی آمونیاک مطابق رابطه ۱۵ بیان می‌گردد.



در این رابطه،  $v_{NH_3}$  و  $v_{H_2}$  به ترتیب ضریب‌های استوکیومتری گونه‌های نیتروژن، هیدروژن و آمونیاک می‌باشند. ثابت تعادل ترمودینامیکی واکنش تجزیه آمونیاک توسط رابطه ۱۶ تعریف می‌گردد [۱۵].

$$\ln \left[ \frac{Y_{NH_3}^{vNH_3}}{Y_{N_2}^{vN_2} Y_{H_2}^{vH_2}} \left( \frac{P}{P^0} \right)^{v_{NH_3} - v_{N_2} - v_{H_2}} \right] = - \frac{\Delta G}{RT}$$

$$K = \frac{Y_{NH_3}^{vNH_3}}{Y_{N_2}^{vN_2} Y_{H_2}^{vH_2}} \left( \frac{P}{P^0} \right)^{v_{NH_3} - v_{N_2} - v_{H_2}} \quad (16)$$

$$\ln K = - \frac{\Delta G}{RT} \Rightarrow K = \exp \left( - \frac{\Delta G}{RT} \right)$$

## ۴. نتایج

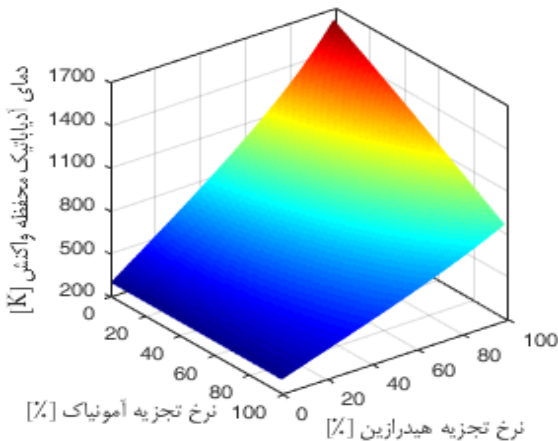
در این بخش، نتایج حاصل از تحلیل محفظه واکنش و مشخصه های عملکردی یک رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی ارائه گردیده است. در جدول ۱، مقادیر پارامترهای طراحی نشان داده شده است.

جدول ۱- پارامترهای طراحی رانشگر تک پیشرانه هیدرازینی

واحد	مقدار طراحی	پارامتر
[K]	۳۰۰	دمای اولیه پیشرانه
[bar]	۱۵	فشار محفظه واکنش
[N]	۱	نیروی تراست
[-]	۵۰	نسبت مساحت نازل
[Pa]	۱	فشار محیط پیرامون
[bar]	۱۸	فشار ورودی انژکتور
[mm]	۰٫۲	قطر سوراخ انژکتور
[-]	۰٫۶	ضریب تخلیه انژکتور

### تحلیل صفر بعدی

با جایگذاری روابط برازش شده آنتالپی مخصوص گونه ها (رابطه ۱۳) در معادله بقای انرژی (رابطه ۱۲) و حل معادله به دست آمده، تغییرات دمای آدیاباتیک محفظه واکنش برحسب نرخ تجزیه هیدرازین و آمونیاک مطابق با شکل ۲ محاسبه می گردد.



شکل ۲- نمودار تغییرات دمای آدیاباتیک برحسب نرخ تجزیه هیدرازین و آمونیاک

با افزایش نرخ تجزیه هیدرازین و کاهش نرخ تجزیه آمونیاک، دمای آدیاباتیک محصولات از ۳۰۰ کلوین تا حدود ۱۶۴۵ کلوین افزایش یافته است. طبیعی است که با پیشرفت واکنش گرماده تجزیه هیدرازین، دمای آدیاباتیک افزایش و با پیشرفت واکنش گرماگیر تجزیه تعادلی آمونیاک، دمای آدیاباتیک کاهش می یابد.

در رابطه ۲۰،  $k_I$  و  $k_{II}$  به ترتیب ثابت نرخ واکنش های تجزیه هیدرازین و آمونیاک می باشند که با استفاده از رابطه ۲۱ تعریف می شوند [۱۷].

$$k_I = k_{N_2H_4}^{\square omo} + k_{N_2H_4}^{\square ete}$$

$$k_{II} = k_{NH_3}^{\square ete}$$

$$k_{N_2H_4}^{\square omo} = 2.14 \times 10^{10} \exp\left(\frac{-18333.34}{T}\right) \quad (21)$$

$$k_{N_2H_4}^{\square ete} = 10^{10} \exp\left(\frac{-1388.89}{T}\right)$$

$$k_{NH_3}^{\square ete} = 3 \times 10^{10} \exp\left(\frac{-27777.78}{T}\right) \times c_{H_2}^{-1.6}$$

در رابطه ۲۱،  $k_i^{\square omo}$  و  $k_i^{\square ete}$  به ترتیب ثابت نرخ واکنش های همگن (حرارتی) و ناهمگن (کاتالیستی) تجزیه هیدرازین و آمونیاک می باشند. با صرف نظر از فرآیند نفوذ (دیفیوژن)، معادله بقای گونه ها در حالت پایا توسط رابطه ۲۲ بیان می گردد [۱۷].

$$\nabla \cdot (uc_i) - \dot{\omega}_i = 0 \quad (22)$$

در رابطه ۲۲،  $u$  سرعت محصولات گازی می باشد که با استفاده از رابطه ۲۳ برحسب دبی جرمی و چگالی محاسبه می گردد [۱۵].

$$u = \frac{\dot{m}}{\rho_{mix} A_{c \square}} \quad (23)$$

چگالی محصولات ناشی از تجزیه توسط رابطه ۲۴ و با استفاده از قانون گاز کامل برحسب فشار و دما محاسبه می گردد [۱۵].

$$Pv = mR_{mix}T \Rightarrow \rho_{mix} = \frac{P}{R_{mix}T} = \frac{PM_{mix}}{\bar{R}T} \quad (24)$$

با در نظر گرفتن فرض آدیاباتیک، معادله بقای گونه ها به صورت یک بعدی توسط رابطه ۲۵ نشان داده می شود.

$$\frac{dc_i}{dl} = \frac{PM_{mix}A_{ch}}{\dot{m}\bar{R}T} \dot{\omega}_i$$

$$\frac{dc_{N_2H_4}}{dl} = \frac{PM_{mix}A_{ch}}{\dot{m}\bar{R}T} (-k_I c_{N_2H_4})$$

$$\frac{dc_{NH_3}}{dl} = \frac{PM_{mix}A_{ch}}{\dot{m}\bar{R}T} (+k_I c_{N_2H_4} - k_{II} c_{NH_3}) \quad (25)$$

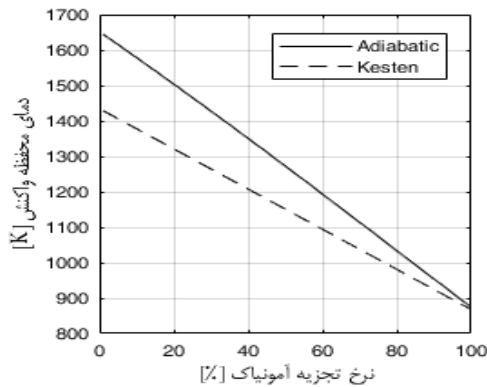
$$\frac{dc_{N_2}}{dl} = \frac{PM_{mix}A_{ch}}{\dot{m}\bar{R}T} (+0.5k_I c_{N_2H_4} + 0.5k_{II} c_{NH_3})$$

$$\frac{dc_{H_2}}{dl} = \frac{PM_{mix}A_{ch}}{\dot{m}\bar{R}T} (+0.5k_I c_{N_2H_4} + 1.5k_{II} c_{NH_3})$$

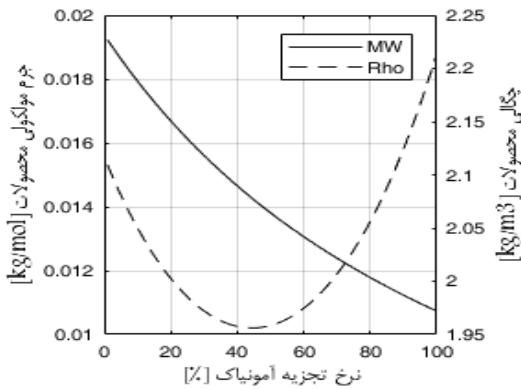
معادله بقای انرژی (قانون اول ترمودینامیک) توسط رابطه ۲۶ نشان داده می شود.

$$c_{N_2H_4} h_{N_2H_4(g)} = c_{NH_3} h_{NH_3(g)} + c_{N_2} h_{N_2(g)} + c_{H_2} h_{H_2(g)} \quad (26)$$

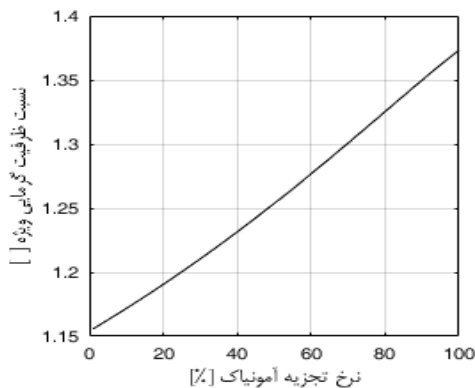
وجود انتقال حرارت در راکتور کاتالیستی کستن می‌باشد. در شکل ۵، نمودار تغییرات چگالی و جرم مولی محصولات به ترتیب با استفاده از قانون گاز کامل رابطه ۲۴ و رابطه ۱۱ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک نشان داده شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌گردد، چگالی محصولات در نرخ تجزیه آمونیاک ۴۵ درصد به کمترین مقدار خود (حدود  $\frac{kg}{m^3}$  ۱/۹۵) می‌رسد. نمودار تغییرات نسبت ظرفیت گرمایی ویژه محصولات با استفاده از رابطه ۱۴ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک در شکل ۶ نشان داده شده است.



شکل ۳- نمودار تغییرات دمای آدیاباتیک محفظه واکنش و دمای تجربی کستن برحسب نرخ تجزیه آمونیاک

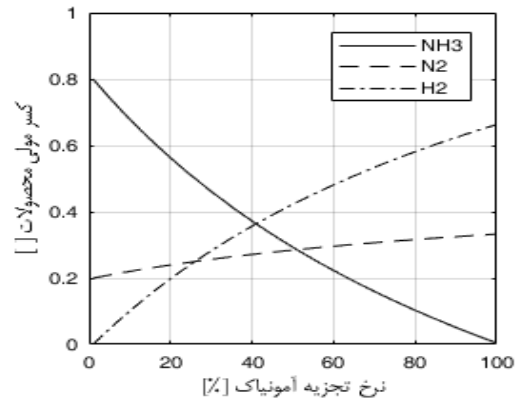


شکل ۴- نمودار تغییرات جرم مولی و چگالی محصولات برحسب نرخ تجزیه آمونیاک



شکل ۵- نمودار تغییرات گاما محصولات برحسب نرخ تجزیه آمونیاک

در تراسترهای تک‌پیش‌رانه هیدرازینی، معمولاً هیدرازین در محفظه واکنش (بستر کاتالیست) به صورت کامل تجزیه می‌گردد. با در نظر گرفتن این فرض، نمودار تغییرات کسر مولی محصولات گازی آمونیاک، نیتروژن و هیدروژن با استفاده از رابطه ۱۷ بر حسب نرخ تجزیه آمونیاک در شکل ۳ نشان داده شده است.



شکل ۶- نمودار تغییرات کسر مولی محصولات برحسب نرخ تجزیه آمونیاک

کستن در سال ۱۹۶۶ میلادی، در مجموعه گزارش‌هایی تحت عنوان مطالعه تحلیلی راکتورهای کاتالیستی جهت تجزیه هیدرازین، تجزیه کاتالیستی هیدرازین را در محفظه واکنش‌هایی با آرایش گوناگون به منظور پیش‌بینی رفتار حالت گذرا و پایای سامانه به صورت دو بعدی مورد مطالعه قرار داد [۱۷].

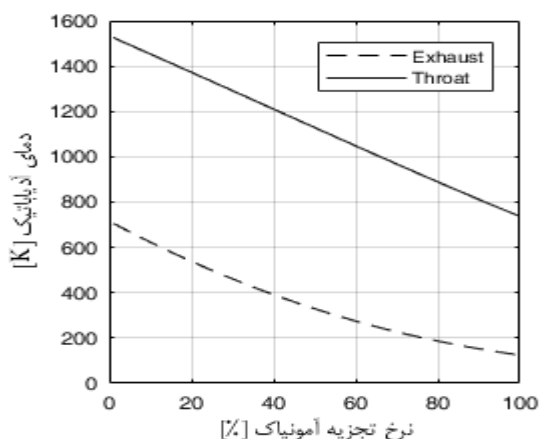
در این گزارشات، یک برنامه کامپیوتری به‌منظور محاسبه توزیع دما و غلظت گونه‌های واکنش‌دهنده به عنوان تابعی از زمان و موقعیت شعاعی و محوری در محفظه واکنش و همچنین مطالعه اثر دبی جرمی، فشار نامی محفظه واکنش، نرخ بارگذاری و چیدمان بستر کاتالیست بر مشخصه‌های عملکردی ایجاد و توسعه داده شده است. این برنامه کامپیوتری، مبتنی بر مدل‌های میکروسکوپی سامانه‌های راکتوری می‌باشد که در آن تجزیه کاتالیستی و حرارتی واکنش‌دهنده‌ها به همراه انتقال حرارت و نفوذ جرم به صورت آشفته در نظر گرفته شده است [۱۷]. کستن با استفاده از رابطه ۲۷، دمای محفظه واکنش را برحسب نرخ تجزیه آمونیاک و فشار سکون در بازه وسیعی از شرایط عملکردی محاسبه نمود [۱۷].

$$T_{Kesten} = 566.666(1 - x) + 0.616(p_0) + 852.777 \quad (27)$$

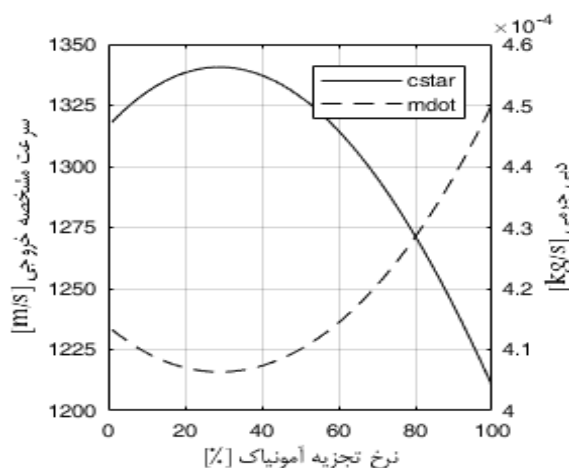
در این رابطه نیمه تجربی،  $P_0$  فشار محفظه واکنش برحسب  $x$  و  $\bar{x}$  نرخ تجزیه آمونیاک برحسب درصد است. نمودار تغییرات دمای آدیاباتیک محفظه واکنش و دمای تجربی کستن به ترتیب با استفاده از روابط ۱۲ و ۲۷ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک در شکل ۴ نشان داده شده است.

با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، دمای آدیاباتیک محفظه واکنش از ۱۶۴۵ تا ۸۷۵ کلون و دمای تجربی کستن از حدود ۱۴۳۰ تا ۸۷۵ کلون کاهش می‌یابند. اختلاف میان نمودارهای گزارش شده به سبب





شکل ۹- نمودار تغییرات دما در گلوگاه و خروجی نازل برحسب نرخ تجزیه آمونیاک



شکل ۱۰- نمودار تغییرات سرعت مشخصه خروجی و جرمی برحسب نرخ تجزیه آمونیاک

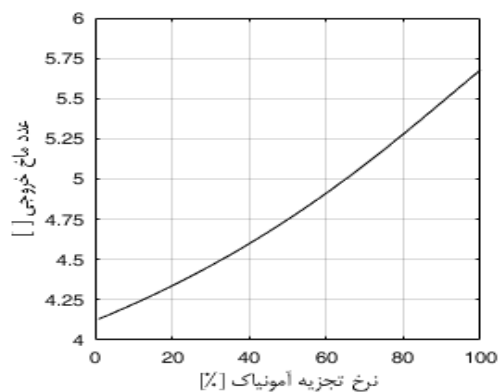
در شکل ۱۱، نمودار تغییرات ضریب تراست با استفاده از رابطه ۶ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک نشان داده شده است. در شرایط عملکردی بهینه نازل که فشار خروجی از آن با فشار محیط پیرامون برابر می‌گردد، ضریب تراست به ضریب تراست بهینه تبدیل می‌شود. نمودار تغییرات ضریب تراست بهینه برحسب نرخ تجزیه آمونیاک نیز در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

با توجه به نمودارهای شکل ۱۱ می‌توان نتیجه گرفت که در یک هندسه مشخص با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، توانایی تولید نیروی تراست در یک فشار محفظه واکنش ثابت، کاهش می‌یابد. این کاهش ضریب تراست به سبب افزایش نسبت ظرفیت گرمایی ویژه با تجزیه بیشتر آمونیاک می‌باشد. نمودار تغییرات ضربه ویژه و نیروی تراست به ترتیب با استفاده از روابط ۷ و ۸ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

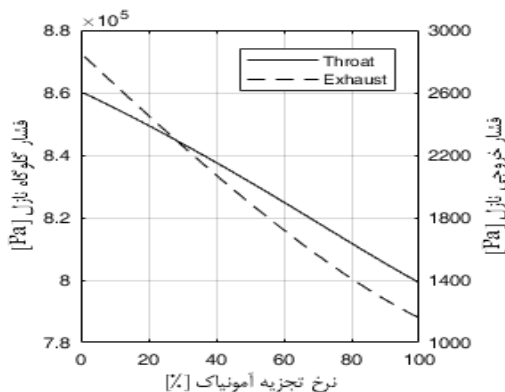
در شکل ۷، نمودار تغییرات عدد ماخ خروجی با استفاده از رابطه ۱ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد، با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، عدد ماخ خروجی از ۴/۱۵ تا ۵/۶۵ افزایش می‌یابد.

نمودار تغییرات فشار در گلوگاه و خروجی نازل با استفاده از رابطه ۲ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک در شکل ۸ نشان داده شده است. با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، فشار در گلوگاه نازل از ۸/۶ تا ۸ bar و فشار در خروجی نازل از ۲۸۳۵ تا ۱۱۵۰ پاسکال کاهش می‌یابد. در شکل ۹، نمودار تغییرات دمای آدیباتیک در گلوگاه و خروجی نازل با استفاده از رابطه ۳ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک نشان داده شده است.

نمودار تغییرات سرعت مشخصه خروجی و دبی جرمی پیشرانه به ترتیب با استفاده از روابط ۴ و ۵ برحسب نرخ تجزیه آمونیاک در شکل ۱۰ نشان داده شده است. با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، دمای آدیباتیک کاهش و نسبت ظرفیت گرمایی ویژه افزایش می‌یابد. همان‌طور که در شکل ۱۰ ملاحظه می‌گردد، ترکیب این دو عامل در رابطه ۴ منجر به یک سرعت مشخصه خروجی بهینه (در حدود ۱۳۴۰ متر بر ثانیه) در نرخ تجزیه آمونیاک ۳۰ درصد می‌گردد. دبی جرمی پیشرانه در نرخ تجزیه آمونیاک ۳۰ درصد دارای کمترین مقدار  $\frac{0.4}{s}$  و در نرخ تجزیه کامل آمونیاک دارای بیشترین مقدار  $\frac{0.45}{s}$  است.



شکل ۷- نمودار تغییرات عدد ماخ خروجی برحسب نرخ تجزیه آمونیاک



شکل ۸- نمودار تغییرات فشار در گلوگاه و خروجی نازل برحسب نرخ تجزیه آمونیاک

گلوگاه نازل از حساس‌ترین مشخصه‌های عملکردی یک رانشگر تک‌پیشرانه به شمار می‌رود چرا که در معرض دمای بالا قرار داشته و تغییر قطر آن بر عملکرد رانشگر تأثیرگذار می‌باشد؛ بنابراین در این بخش، اثر انبساط حرارتی گلوگاه نازل بر پارامترهای عملکردی رانشگرهای تک‌پیشرانه هیدرازینی بررسی شده است. میزان افزایش قطر گلوگاه نازل به سبب انبساط حرارتی ناشی از اختلاف دما با استفاده از رابطه ۲۸ محاسبه می‌گردد.

$$\Delta d = d_2 - d_1 = \alpha d_1 \Delta T \quad (28)$$

در رابطه ۲۸،  $\alpha$  ضریب انبساط حرارتی برحسب کلونین،  $d_1$  قطر اولیه (مقدار طراحی) گلوگاه نازل در دمای اتاق و  $\Delta T$  اختلاف دمای آدیاباتیک گلوگاه نازل و دمای اتاق می‌باشد.

با فرض آن که مساحت سطح مقطع خروجی نازل به سبب دمای نسبتاً پایین محصولات گازی در آن مقطع تقریباً ثابت باقی می‌ماند، با استفاده از رابطه ۱ و جایگذاری نسبت مساحت جدید در آن، عدد ماخ جدید در خروجی نازل محاسبه می‌شود.

با توجه به عدم تغییر دمای آدیاباتیک محفظه واکنش و به تبع آن نسبت ظرفیت گرمایی ویژه محصولات، نسبت دمای گلوگاه نازل به دمای سکون و همچنین سرعت مشخصه خروجی ثابت باقی می‌مانند.

انبساط حرارتی گلوگاه نازل به واسطه تغییر فشار محفظه واکنش و دبی جرمی مطابق با ترتیب زیر، بر عملکرد رانشگرهای تک‌پیشرانه تأثیر می‌گذارد:

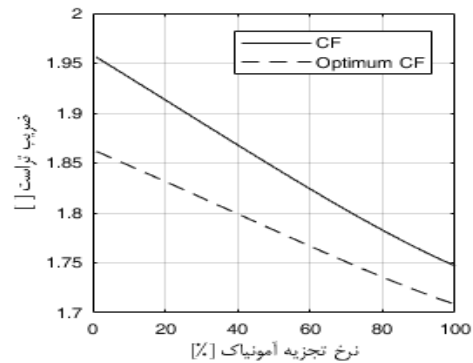
- ۱- افزایش قطر گلوگاه نازل موجب کاهش فشار محفظه و کاهش فشار محفظه واکنش سبب افزایش اختلاف فشار بالا و پایین دست انژکتور و به تبع آن افزایش دبی جرمی پیشرانه می‌گردد.
- ۲- از سوی دیگر، افزایش دبی جرمی موجب جبران بخشی از کاهش فشار یادشده می‌شود و این تغییرات در نقطه‌ای به تعادل خواهند رسید.

دبی جرمی انژکتور با استفاده از رابطه ۲۹ برحسب فشار جدید محفظه واکنش، فشار بالادست انژکتور و مشخصات هندسی انژکتور نظیر مساحت سوراخ و ضریب تخلیه محاسبه می‌گردد. در این رابطه،  $C_d$  ضریب تخلیه انژکتور و  $\rho_{N_2H_4}$  چگالی هیدرازین مایع و برابر با  $1020 \text{ kg/m}^3$  می‌باشد.

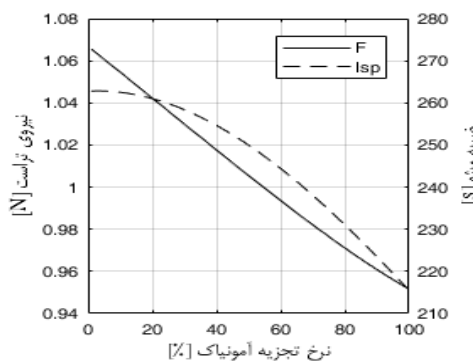
$$\dot{m}_{new} = A_{inj} C_d \sqrt{2\rho_{N_2H_4} (P_{inj} - P_{0new})} \quad (29)$$

از طرف دیگر، دبی جرمی نازل برحسب قطر جدید گلوگاه نازل، فشار جدید محفظه واکنش و سرعت مشخصه خروجی توسط رابطه ۳۰ محاسبه می‌گردد. در رابطه ۳۰،  $A_{tnew}$  مساحت جدید گلوگاه نازل و  $P_{0new}$  فشار جدید محفظه واکنش می‌باشد.

$$\dot{m}_{new} = \frac{P_{0new} A_{tnew}}{C^*} \quad (30)$$



شکل ۱۱- نمودار تغییرات ضریب تراست و ضریب تراست بهینه برحسب نرخ تجزیه آمونیاک



شکل ۱۲- نمودار تغییرات نیروی تراست و ضربه ویژه برحسب نرخ تجزیه آمونیاک

همان‌طور که ملاحظه می‌شود، با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، مقدار نیروی تراست از  $1.065$  تا حدود  $0.95$  نیوتن و مقدار ضربه ویژه از حدود  $263$  تا حدود  $215$  ثانیه کاهش می‌یابد.

همان‌طور که در رابطه ۷ نشان داده شده است، ضربه ویژه با ضریب تراست و سرعت مشخصه خروجی رابطه مستقیم دارد. با پیشرفت تجزیه آمونیاک در نرخ‌های کمتر از ۳۰ درصد، سرعت مشخصه خروجی افزایش و ضریب تراست کاهش می‌یابد؛ بنابراین حساسیت ضربه ویژه به نرخ تجزیه آمونیاک در محدوده یاد شده کم است؛ اما در نرخ تجزیه آمونیاک بیشتر از ۳۰ درصد، سرعت مشخصه خروجی و ضریب تراست با پیشرفت تجزیه کاهش می‌یابد؛ بنابراین ضربه ویژه نیز کاهش می‌یابد.

### انبساط حرارتی گلوگاه نازل

بر اثر انتقال حرارت از محصولات داغ ناشی از تجزیه هیدرازین، دمای بدنه رانشگر افزایش می‌یابد. افزایش دمای بدنه موجب انبساط حرارتی آن می‌گردد. در نتیجه، ابعاد رانشگر در زمان عملکرد با ابعاد طراحی آن در دمای اتاق کمی متفاوت می‌باشد.

از طرف دیگر، این تغییر ابعاد بر عملکرد رانشگر تأثیر می‌گذارد؛ بنابراین به منظور بررسی دقیق مشخصه‌های عملکردی رانشگر لازم است اثر انبساط حرارتی در محاسبات تئوری لحاظ گردد.

همان طور که در شکل ۱۴ ملاحظه می گردد، با افزایش تغییرات قطر گلوله نازل از ۰/۸۵ (متناظر با تجزیه کامل آمونیاک) تا ۲/۴ درصد (متناظر با عدم تجزیه آمونیاک)، تغییرات فشار محفظه واکنش از ۲/۰۳ تا ۲/۷۴ درصد افزایش و پس از آن تا ۰/۵۳ درصد کاهش می یابد. تغییرات نیروی تراست برحسب تغییرات قطر گلوله نازل نیز، از ۲/۲۱ تا حدود ۶/۸ درصد افزایش می یابد.

فشار محفظه واکنش در تغییرات قطر گلوله نازل ۱/۸۲ درصد (متناظر با نرخ تجزیه آمونیاک ۳۷ درصد) به بیشترین مقدار ۱۵/۴۱ می رسد. این نقطه بهینه به سبب برابری اثر دبی جرمی نازل و دبی جرمی انژکتور بر فشار محفظه واکنش حاصل گردیده است. می توان نتیجه گرفت که انبساط حرارتی گلوله نازل در فشار بالادست (انژکتور) ثابت، سبب افزایش فشار محفظه واکنش و به تبع آن افزایش نیروی تراست می گردد. با این حال، مقدار نسبی افزایش فشار محفظه و نیروی تراست تقریباً یکسان بوده و بنابراین ضریب تراست تغییر قابل توجهی نمی کند.

به همین صورت، میزان افزایش نسبی دبی جرمی پیشراانه و نیروی تراست نیز به یکدیگر نزدیک بوده و در نتیجه ضربه ویژه به تغییرات قطر گلوله نازل حساس نمی باشد.

همان طور که در این بخش مشاهده گردید، به طور کلی انبساط حرارتی گلوله نازل موجب بهبود کارایی آن نمی شود و صرفاً نقطه عملکردی طراحی را جابجا می کند.

### اثر فشار محفظه واکنش بر نرخ تجزیه آمونیاک

همان طور که در بخش تحلیل آدیاباتیک صفر بعدی تعادلی اشاره گردید، با فرض برقراری شرایط تعادل ترمودینامیکی، آمونیاک تقریباً به طور کامل تجزیه شده و افزایش فشار محفظه واکنش موجب کاهش نامحسوس نرخ تجزیه آمونیاک و به تبع آن افزایش کوچک دمای آدیاباتیک محصولات می گردد.

با توجه به آن که شرایط تعادل ترمودینامیکی برای تراسترهای تک پیشراانه هیدرازینی مطلوب و مساعد نمی باشد، تنها پارامتر کنترل نرخ تجزیه آمونیاک زمان ماند (استقرار) آن در محفظه واکنش می باشد؛ بنابراین هندسه محفظه واکنش (بستر کاتالیست) به عنوان یکی از مهم ترین متغیرهای طراحی به منظور بررسی عملکرد و کارایی رانشگرهای تک پیشراانه هیدرازینی در نظر گرفته می شود.

در این بخش، اثر فشار محفظه واکنش بر نرخ تجزیه آمونیاک و به تبع آن بر دمای آدیاباتیک محفظه واکنش در شرایط تعادل ترمودینامیکی مورد مطالعه قرار گرفته است.

در شرایط تعادل ترمودینامیکی، مطابق با قانون اثر جرم در شیمی، تغییرات دمای آدیاباتیک سبب جابجایی نقطه تعادل واکنش شیمیایی می گردد. در واکنش تعادلی تجزیه آمونیاک، قانون اثر جرم به صورت رابطه ۳۱ بیان می شود.

با حل دستگاه معادلات به دست آمده از برابری دبی جرمی نازل و دبی جرمی انژکتور در حالت پایا (روابط ۲۹ و ۳۰)، فشار محفظه واکنش و دبی جرمی پیشراانه در شرایط جدید (انبساط حرارتی گلوله نازل) محاسبه می گردد.

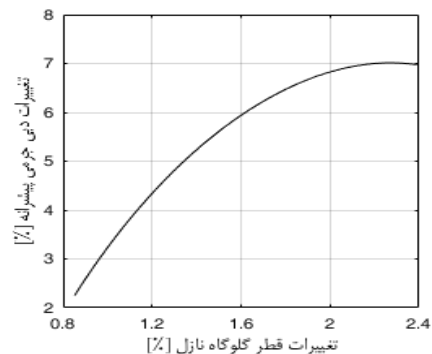
با استفاده از روابط ۶ و ۷ می توان نشان داد که در شرایط انبساط حرارتی گلوله نازل، پارامتر ضریب تراست برحسب فشار جدید محفظه واکنش و نسبت مساحت جدید نازل و همچنین پارامتر ضربه ویژه برحسب ضریب تراست و سرعت مشخصه خروجی ثابت باقی می ماند.

در شکل ۱۳، نمودار تغییرات دبی جرمی پیشراانه برحسب تغییرات قطر گلوله نازل به سبب انبساط حرارتی نشان داده شده است.

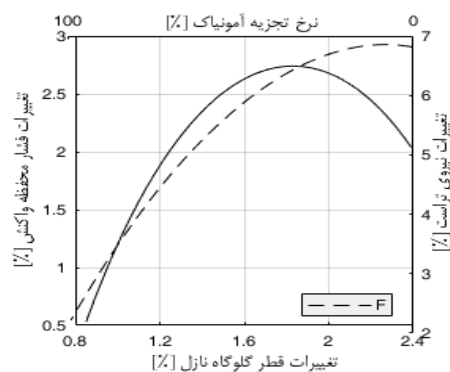
همان طور که در شکل ۱۳ ملاحظه می گردد، با افزایش تغییرات قطر گلوله نازل از ۰/۸۵ (متناظر با تجزیه کامل آمونیاک) تا ۲/۴ درصد (متناظر با عدم تجزیه آمونیاک)، تغییرات دبی جرمی پیشراانه از حدود ۲/۲۵ تا ۷ درصد افزایش می یابد.

تغییرات دبی جرمی پیشراانه بسیار بزرگ و غیر قابل اغماض ارزیابی می گردد؛ بنابراین لازم است که در طراحی و بررسی مشخصه های عملکردی رانشگرهای تک پیشراانه هیدرازینی در نظر گرفته شود.

نمودار تغییرات فشار محفظه واکنش و نیروی تراست برحسب تغییرات قطر گلوله نازل به سبب انبساط حرارتی در شکل ۱۴ نشان داده شده است.



شکل ۱۳- نمودار تغییرات دبی جرمی پیشراانه برحسب تغییرات قطر گلوله نازل



شکل ۱۴- نمودار تغییرات فشار محفظه واکنش و نیروی تراست برحسب تغییرات قطر گلوله نازل

$$Z = \frac{\frac{4}{3}(1-x)}{\frac{4}{3}(1-x) + \frac{1}{3}(1+2x) + 2x} = \frac{4(1-x)}{5+4x} \quad (39)$$

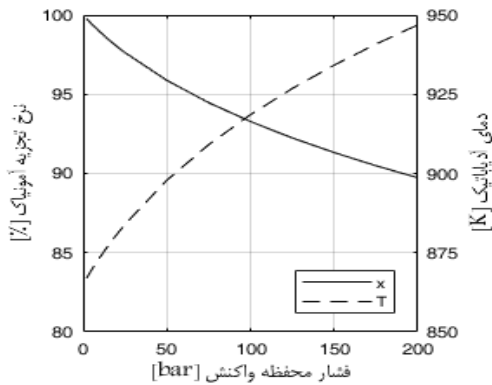
نرخ تجزیه آمونیاک برحسب نسبت فشار جزئی آمونیاک به صورت رابطه ۴۰ بیان می‌گردد.

$$x = \frac{4-5Z}{4+4Z} \quad (40)$$

روابط ۳۲، ۳۸ و ۴۰ تشکیل دستگاهی از معادلات جبری می‌دهند که با مقاردهی چند فشار معلوم و استفاده از یک حدس اولیه برای دمای آدیباتیک در دستگاه معادلات اشاره شده، پارامترهای نسبت فشار جزئی آمونیاک ( $Z$ ) و نرخ تجزیه آمونیاک ( $x$ ) محاسبه می‌شوند.

با انجام چند محاسبه تکراری از این فرآیند و اعتبارسنجی آن با دمای آدیباتیک حاصل از قانون بقای انرژی (تبادل آنتالپی رابطه ۱۲)، اثر فشار محفظه واکنش بر نرخ تجزیه آمونیاک و به تبع آن بر دمای آدیباتیک محصولات در شرایط تعادل ترمودینامیکی مشخص می‌شود. در عمل، انتخاب دمای آدیباتیک حاصل از تجزیه کامل آمونیاک به عنوان حدس اولیه در هر تکرار، همگرایی سریع محاسبات را تضمین خواهد کرد.

در شکل ۱۵، نمودار تغییرات نرخ تجزیه آمونیاک و دمای آدیباتیک محصولات برحسب تغییرات فشار محفظه واکنش در شرایط تعادل ترمودینامیکی نشان داده شده است.



شکل ۱۵- نمودار تغییرات نرخ تجزیه آمونیاک و دمای آدیباتیک برحسب فشار محفظه واکنش در شرایط تعادل ترمودینامیکی

همان‌طور که مشاهده می‌شود، با افزایش فشار محفظه واکنش تا ۲۰۰ bar، نرخ تجزیه آمونیاک ۱۰ درصد کاهش و دمای آدیباتیک محصولات از ۸۶۵ تا حدود ۹۵۰ کلوین افزایش یافته است. با توجه به آنکه از تجزیه هر مول گاز آمونیاک، دو مول گاز نیتروژن و هیدروژن تولید می‌شود، طبق اصل لوشاتولیه، افزایش فشار محفظه موجب جابجایی نقطه تعادل شیمیایی واکنش به سمت تجزیه کمتر آمونیاک می‌شود. از طرف دیگر، با توجه به آنکه واکنش تجزیه آمونیاک یک فرآیند گرماگیر است؛ در فشار محفظه واکنش بالاتر، انرژی کمتری به منظور تجزیه آمونیاک صرف شده و دمای آدیباتیک محصولات افزایش می‌یابد.

$$\frac{P_{NH_3}}{P_{N_2}^{0.5} P_{H_2}^{1.5}} = K_P(T) \quad (31)$$

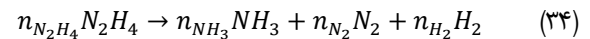
در رابطه ۳۱،  $K_P(T)$  ثابت تعادل فشار به عنوان تابعی از دما و  $P_i$  فشار جزئی گونه‌های شیمیایی می‌باشند. ثابت تعادل فشار در واکنش تجزیه آمونیاک برحسب دمای آدیباتیک به صورت رابطه ۳۲ نشان داده می‌شود.

$$K_P \approx 1.09 \times 10^{-6} \exp\left(\frac{6290}{T}\right) \quad (32)$$

فشار محفظه واکنش برحسب مجموع فشارهای جزئی محصولات با استفاده از رابطه ۳۳ محاسبه می‌گردد.

$$P = P_{NH_3} + P_{N_2} + P_{H_2} \quad (33)$$

معادله واکنش تجزیه هیدرازین برحسب چگالی مولی گونه‌ها به صورت رابطه ۳۴ بازنویسی می‌شود.



در رابطه ۳۵، قانون بقای گونه‌ها مورد استفاده قرار گرفته است.

$$\begin{aligned} H: 4n_{N_2H_4} &= 3n_{NH_3} + 2n_{H_2} \\ N: 2n_{N_2H_4} &= n_{NH_3} + 2n_{N_2} \end{aligned} \quad (35)$$

با تقسیم طرفین رابطه ۳۵ و به کارگیری قانون گاز کامل به صورت  $Pv = nRT$ ، رابطه ۳۶ بازنویسی می‌گردد.

$$2 = \frac{3P_{NH_3} + 2P_{H_2}}{P_{NH_3} + 2P_{N_2}} \quad (36)$$

روابط ۳۱، ۳۳ و ۳۶ تشکیل یک دستگاه از معادلات با فشارهای جزئی گونه‌های آمونیاک، نیتروژن و هیدروژن به عنوان مجهولات این دستگاه می‌دهند.

به منظور حل دستگاه معادلات مذکور، پارامتر نسبت فشار جزئی آمونیاک ( $Z$ ) به صورت رابطه ۳۷ تعریف می‌گردد.

$$\frac{P_{NH_3}}{P} = Z \quad (37)$$

با استفاده از رابطه ۳۷، نسبت فشار جزئی سایر گونه‌ها و همچنین ثابت تعادل فشار به صورت رابطه ۳۸ محاسبه می‌شوند.

$$\begin{aligned} \frac{P_{NH_3}}{P} &= Z \\ \frac{P_{N_2}}{P} &= \frac{2-Z}{6} \Rightarrow K_P(T) = \frac{\frac{Z}{P}}{\left(\frac{P_{N_2}}{P}\right)^{0.5} \left(\frac{P_{H_2}}{P}\right)^{1.5}} \end{aligned} \quad (38)$$

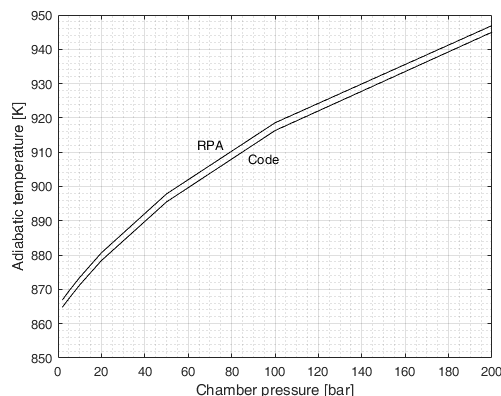
$\frac{P_{H_2}}{P} = \frac{4-5Z}{6}$   
با استفاده از قانون گاز کامل و جایگذاری آن در معادله واکنش تجزیه کامل هیدرازین (رابطه ۱۰)، نسبت فشار جزئی گونه آمونیاک ( $Z$ ) برحسب نرخ تجزیه آمونیاک ( $x$ ) به صورت رابطه ۳۹ محاسبه می‌گردد.

در شرایط تعادل ترمودینامیکی و در محدوده فشار کاری تراسترهای تک پیشرانه هیدرازینی کوچک (که معمولاً بین ۱۰ bar الی ۲۰ bar است)، دمای آدیباتیک محصولات حدود ۱۰ درجه سانتی گراد و نرخ تجزیه آمونیاک حدود ۱ درصد بر حسب فشار محفظه واکنش تغییر می کنند.

با توجه به اثر کم فشار محفظه واکنش بر نرخ تجزیه آمونیاک و دمای آدیباتیک، می توان از اثر فشار بر سرعت مشخصه خروجی نیز صرف نظر نمود. این نتیجه مهمی است که به طراح برای انتخاب مقدار نقطه عملکردی فشار محفظه واکنش رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازینی کمک می نماید.

### اعتبارسنجی

به منظور مقایسه و اعتبارسنجی نتایج این پژوهش، از نمودار تغییرات دمای آدیباتیک حاصل از نتایج کد بر حسب فشار محفظه واکنش استفاده شده است. نتایج به دست آمده توسط برنامه کامپیوتری تحلیل پیشرانس راکت NASA CEA [۱۸]، در شکل ۱۶ ارائه شده است. دمای آدیباتیک به دست آمده از NASA CEA تقریباً در تمامی فشارها، ۲ درجه کلونین (یا کمتر از ۰/۲٪) از دمای محاسبه شده از کد فعلی بیشتر است. این خطا نسبت به متوسط دمای گازها قابل چشم پوشی است. دلیل این اختلاف دما، استفاده از مراجع مختلف برای خواص مواد یا خطای برازش است.



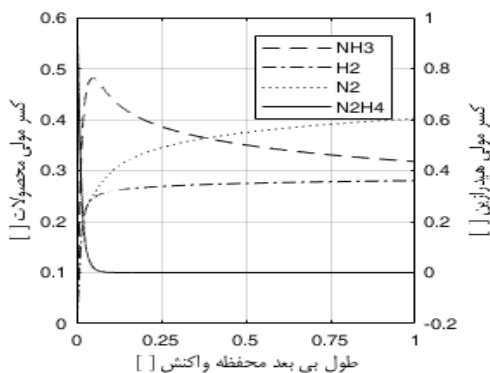
شکل ۱۶- نمودار تغییرات دمای آدیباتیک بر حسب فشار محفظه واکنش با استفاده از نتایج کد و برنامه کامپیوتری تحلیل پیشرانس راکت

### تحلیل یک بعدی

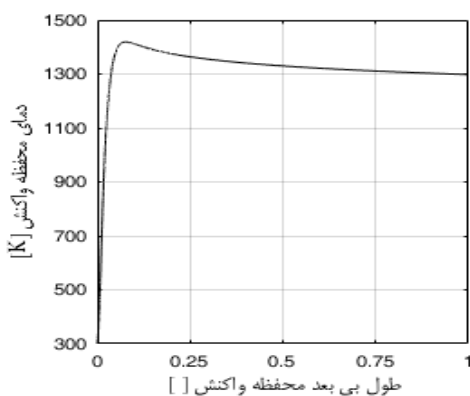
نمودار تغییرات کسر مولی گونه های شیمیایی حاصل از تحلیل یک بعدی با استفاده از ثابت نرخ واکنش های همگن و ناهمگن تجزیه هیدرازین و آمونیاک بر حسب طول بی بعد محفظه واکنش در شکل ۱۷ نشان داده شده است.

همان طور که در شکل ۱۶ نشان داده شده است، در ۱۰ درصد ابتدایی محفظه واکنش، هیدرازین به طور کامل تجزیه شده و کسر

در شکل ۱۷، نمودار تغییرات دمای آدیباتیک محصولات با استفاده از رابطه قانون بقای انرژی بر حسب طول بی بعد محفظه واکنش نشان داده شده است. همان طور که در شکل ۱۸ ملاحظه می شود، دمای آدیباتیک محصولات در ۱۰ درصد ابتدایی محفظه واکنش (بستر کاتالیست)، به بیشترین مقدار ۱۴۲۰ کلونین می رسد. پس از آن، با شروع واکنش تجزیه جزئی آمونیاک، دمای آدیباتیک کاهش یافته و در انتهای محفظه واکنش به مقدار ۱۳۰۰ کلونین رسیده است.



شکل ۱۷- نمودار تغییرات کسر مولی هیدرازین و محصولات بر حسب طول بی بعد محفظه واکنش



شکل ۱۸- نمودار تغییرات دمای آدیباتیک محفظه واکنش بر حسب طول بی بعد محفظه واکنش

### نتیجه گیری

رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازینی، گونه ای از تراسترهای شیمیایی مایع می باشند که با توجه به سطح نیروی تراست، مقدار ضربه ویژه و

رسید. در شرایط تعادل ترمودینامیکی، آمونیاک تقریباً به طور کامل تجزیه شده و افزایش فشار محفظه واکنش موجب کاهش نامحسوس نرخ تجزیه آمونیاک و به تبع آن افزایش کوچک دمای آدیاباتیک محصولات گازی می‌گردد.

با در نظر گرفتن سینتیک واکنش‌های شیمیایی، روند تغییرات غلظت گونه‌ها و توزیع دما در راستای طول محفظه واکنش و برحسب ثابت نرخ واکنش‌های همگن و ناهمگن تجزیه هیدرازین و آمونیاک قابل محاسبه می‌باشد؛ بنابراین می‌توان مشخصات محصولات در هر مقطع و نیز عملکرد رانشگر تک‌پیشران را بدون پیش فرض تعادلی به دست آورد.

در ۱۰ درصد ابتدایی محفظه واکنش، هیدرازین به طور کامل تجزیه شده و کسر مولی آمونیاک به بیشترین مقدار ۰/۴۶۵ می‌رسد. پس از آن، با شروع واکنش تجزیه جزئی آمونیاک، کسر مولی آن کاهش یافته و در انتهای بستر کاتالیست به مقدار ۰/۳۱۷ رسیده است. همچنین، دمای آدیاباتیک محصولات در ۱۰ درصد ابتدایی محفظه واکنش (بستر کاتالیست)، به بیشترین مقدار ۱۴۲۰ کلین می‌رسد. پس از آن، با شروع واکنش تجزیه جزئی آمونیاک، دمای آدیاباتیک کاهش یافته و در انتهای محفظه واکنش به مقدار ۱۳۰۰ کلین رسیده است.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- [1] A.R. Rezaieha, Design and Manufacturing a Laboratory Example of Pulsed Plasma Thruster, [M.Sc. Thesis], Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, 2015 (in persian).
- [2] M. Martinez-Sanchez, and P. Lozano. "16.522 Space Propulsion," Massachusetts Institute of Technology: MIT Open Course Ware, <https://ocw.mit.edu>. Spring, 2015.
- [3] E. W. Schmidt, *Hydrazine and Its Derivatives: Preparation, Properties, Applications*. J. Wiley, 1984.
- [4] W. Ley, K. Wittmann, and W. Hallmann. *Handbook of Space Technology*, Wiley, 2009.
- [5] V. Shankar, K. Anantha Ram, and K. A. Bhaskaran. "Prediction of the concentration of hydrazine decomposition products along a granular catalytic bed," *Acta astronautica* 11, no. 6, pp. 287-299, 1984.
- [6] J. Parker, D. Thunnissen, J. Blandino, and G. Ganapathi. "The preliminary design and status of a hydrazine millinewton thruster development," In *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, p. 2596, 1999.
- [7] A. Oren, and C. Gutfinger. "Performance evaluation of an augmented hydrazine thruster," In *36th*

رژیم عملکردی منحصر به فردشان، غالباً بیشترین کاربری را در حوزه پیشران‌های مأموریت‌های فضایی دارا می‌باشند.

هدف از این مقاله، ایجاد و توسعه یک کد مبتنی بر روابط ترمودینامیک و دینامیک گاز در نرم‌افزار متلب است که به منظور تحلیل آدیاباتیک محفظه واکنش تراسترهای تک‌پیشران هیدرازینی به صورت صفر بعدی با استفاده از نرخ تجزیه آمونیاک به عنوان یک متغیر مستقل در شرایط تعادلی و غیر تعادلی و به صورت یک بعدی با استفاده از ثابت نرخ واکنش‌های همگن و ناهمگن هیدرازین و آمونیاک مورد استفاده قرار گرفته است. همچنین، مشخصه‌های عملکردی یک رانشگر تک‌پیشران هیدرازینی یک نیوتنی نظیر نیروی تراست، ضربه ویژه و سرعت مشخصه خروجی برحسب دمای آدیاباتیک محفظه واکنش به صورت نظری بررسی شده است.

در این راستا، اثر انبساط حرارتی گلوگاه نازل بر فشار محفظه واکنش، نیروی تراست و دبی جرمی پیشران و اثر فشار محفظه واکنش بر نرخ تجزیه آمونیاک و به تبع آن بر دمای آدیاباتیک محفظه واکنش در شرایط تعادل ترمودینامیکی مورد مطالعه قرار گرفته است. می‌توان نتیجه گرفت که با فرض تجزیه کامل هیدرازین و با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، دمای آدیاباتیک محفظه واکنش از ۱۶۴۵ تا ۸۷۵ کلین کاهش می‌یابد. با کاهش دمای محفظه واکنش، جرم مولکولی محصولات از حدود  $0.19 \frac{kg}{mol}$  تا  $0.1 \frac{kg}{mol}$  کاهش و نسبت ظرفیت گرمایی ویژه محصولات افزایش می‌یابند.

در حالت ایده‌آل، سرعت مشخصه خروجی تنها تابعی از دمای آدیاباتیک و نسبت ظرفیت گرمایی ویژه می‌باشد. ترکیب تغییرات این دو عامل به گونه‌ای است که در نرخ تجزیه آمونیاک ۳۰ درصد، یک سرعت مشخصه خروجی بهینه (در حدود ۱۳۴۰ متر بر ثانیه) حاصل می‌گردد. ضریب تراست، ضربه ویژه و نیروی تراست نیز با افزایش نرخ تجزیه آمونیاک، کاهش می‌یابند.

نشان داده شده است که با افزایش قطر گلوگاه نازل از ۰/۸۵ درصد (متناظر با تجزیه کامل آمونیاک) تا ۲/۴ درصد (متناظر با عدم تجزیه آمونیاک) به سبب انبساط حرارتی، تغییرات دبی جرمی پیشران از حدود ۲/۲۵ تا ۷ درصد و تغییرات نیروی تراست از ۲/۲۱ تا ۶/۸ درصد افزایش می‌یابد. همچنین، تغییرات فشار محفظه واکنش از ۲/۰۳ تا ۲/۷۴ درصد افزایش و پس از آن، تا ۰/۵۳ درصد کاهش می‌یابد. فشار محفظه واکنش در تغییرات قطر گلوگاه نازل ۱/۸۲ درصد (متناظر با نرخ تجزیه آمونیاک ۳۷ درصد) به بیشترین مقدار ۱۵/۴۱ bar می‌رسد.

چنانچه زمان ماند آمونیاک در بستر کاتالیست به منظور تجزیه کامل در مقایسه با دیگر زمان مشخصه‌های سامانه نظیر زمان مشخصه واکنش‌ها و زمان مشخصه انتقال حرارت به صورت نامحدود فرض گردد، محصولات گازی ناشی از تجزیه هیدرازین به همراه آمونیاک باقی مانده متناسب با فشار محفظه واکنش به تعادل خواهند

- Characteristic Length," In *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, p. 4162, 2015.
- [13] S. Krishnamachary, S. Krishna Mohan, S. G. Kulkarni, D. Jayaraman, M. Raghavendra Rao, L. Dev Singh, and Sai Krishna Prasad. "Propellant Grade Hydrazine in Mono/Bi-propellant Thrusters: Preparation and Performance Evaluation," *Defence Science Journal*, vol. 65, no. 1, pp. 31-38, 2015.
- [14] W. J. Larson, G. N. Henry, and R. W. Humble, eds. *Space propulsion analysis and design*, McGraw-Hill, 1995.
- [15] R. E. Sonntag, C. Borgnakke, G. J. Van Wylen. & G. J. Van Wylen., *Fundamentals of thermodynamics.*, New York: Wiley., 1668.
- [16] B. J. McBride, M. J. Zehe, and S. Gordon. "NASA Glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species," *Technical Publication (TP)*, 2002.
- [17] A. S. Kesten., "Analytical Study of catalytic reactors for hydrazine decomposition," *Quarterly Progress Report*, UARL 1966.
- [18] S. Gordon and B. J. McBride, "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications," I. Analysis, NASA, RP-1311, 1994.
- AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, p. 3761, 2000.
- [8] D. I. Han, C. Y. Han, and H. D. Shin. "Empirical and Computational Performance Prediction for Monopropellant Hydrazine Thruster Employed for Satellite," *Journal of Spacecraft and Rockets* 46, no. 6, pp. 1186-1195, 2009.
- [9] A. E. Makled, and H. Belal. "Modeling of hydrazine decomposition for monopropellant thrusters," In *13th International Conference on Aerospace Sciences & Aviation Technology*, p. 22, 2009.
- [10] C. H. Hwang, S. N. Lee, S. W. Baek, C. Y. Han, S. K. Kim, and M. J. Yu. "Effects of catalyst bed failure on thermochemical phenomena for a hydrazine monopropellant thruster using Ir/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> catalysts," *Industrial & Engineering Chemistry Research* 51, no. 15, pp. 5382-5393, 2012.
- [11] B. Hou, X. Wang, T. Li, and T. Zhang. "Steady-state behavior of liquid fuel hydrazine decomposition in packed bed," *AIChE Journal*, vol. 61, no. 3, pp. 1064-1080, 2015.
- [12] J. S. Kim, H. Jung, S. H. Bae, D. S. Bae, and J. H. Kim. "Performance Evaluation of a 70 N Hydrazine Thruster According to the Variation of