



DOI: 10.22034/ijche.2022.318164.1160



DOR: 20.1001.1.17355400.1401.21.124.6.4

This journal is an open access journal licensed under an Attribution-NonCommercial-NoDerivatives 4.0 International license (CC BY-NC-ND 4.0).

Modeling, Design and Testing of Space Thruster Type Hydrazine Monopropellant for the Low Propulsion and the Application of Satellite Status Change

H. Ebrahim¹, Sh. Ghanbari Pakdehi², S. A. Alavi^{3*}

1- Ph. D. Student of Chemical Engineering, Islamic Azad University, Science and Research Branch, Tehran, Iran

2- Associate Professor of Chemical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

3- Assistant Professor of Chemical Engineering, Islamic Azad University, Science and Research Branch, Tehran, Iran

Email: seideabulhasan@gmail.com

Abstract

In the present study, a space thruster system type monopropellant has been modeled and designed so as to create a Five-Newton thrust force (propulsion) and specific impulse of 220 seconds, with the usage of adjusting motion or changing the position of the satellite. This model consists of two major parts including a catalytic reactor with hydrazine feed, 15% nickel catalyst based on gamma alumina and a convergent-divergent nozzle. The catalytic reactor model is a fixed bed, one-dimensional, steady state and adiabatic with heterogeneous decomposition reactions. The process functions by performing two heterogeneous decomposition reactions of hydrazine and ammonia and converting to light gases (hydrogen and nitrogen) with high temperatures. Subsequently, the thrust force will be obtained by the evolution of the gas from bed and nozzle. The catalyst is made up of wet impregnation method and the required characteristics are specified by quantitative, qualitative and thermal analysis tests. The outcomes of modelling include mass, energy, kinetic, physical and chemical variables in the space propulsion. It is also considered as one of the important advantages of designing the measurement and predicting the variables. So as to determine the performance and validity of the model, indicators such as the thrust force, specific impulse, bed pressure drop and the minimum of ammonia decomposition has been scrutinized with the same kinetic and operating conditions in the designing and experimental model (in atmospheric conditions and static). The obtained results are consistent and have been verified.

Received: 4 December 2021

Accepted: 8 March 2022

Page Number: 84-106

Keywords:

Heterogeneous
Decomposition,
Modeling,
Hydrazine,
Adiabatic,
Thruster,
Monopropellant

Please Cite this Article Using:

Ebrahim, H., Ghanbari Pakdehi, Sh., Alavi, S. A., "Modeling, Design and Testing of Space Thruster Type Hydrazine Monopropellant for the Low Propulsion and the Application of Satellite Status Change", Iranian Chemical Engineering Journal, Vol. 21, No. 124, pp. 84-106, In Persian, (2023).



مدلسازی، طراحی و تست رانشگر فضایی نوع تک پیشرانه هیدرازینی برای نیروی تراست کم و کاربرد تغییر وضعیت ماهواره

حسین ابراهیم^۱، شهرام قنبری پاکدهی^۲، سید ابوالحسن علوی^{۳*}

۱- دانشجوی دکتری تخصصی مهندسی شیمی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

۲- دانشیار مهندسی شیمی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- استادیار مهندسی شیمی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، تهران، ایران

پیام نگار: seideabulhasan@gmail.com

چکیده

در این پژوهش یک سیستم پیشرانش فضایی نوع تک پیشرانه برای ایجاد نیروی تراست پنج نیوتنی و ضربه ویژه ۲۲۰ ثانیه با کاربرد تنظیم حرکت یا تغییر وضعیت ماهواره مدلسازی و طراحی گردیده است. این مدل از دو بخش اصلی شامل یک راکتور کاتالیستی با خوراک هیدرازین، کاتالیست نیکل ۱۵ درصد بر پایه گاما آلومینا و یک نازل همگرا-واگرا تشکیل شده است. راکتور مدل کاتالیستی، بستر ثابت، یک بعدی، جریان پایدار و آدیاباتیک با واکنش‌های تجزیه هتروژنی است. عملکرد فرایند با انجام دو واکنش تجزیه هتروژنی هیدرازین و آمونیاک و تبدیل به گازهای سبک هیدروژن و نیتروژن با دمای بالا بوده، سپس با خروج گاز از بستر و نازل نیروی رانش حاصل می‌گردد. کاتالیست از روش اشباع‌سازی مرطوب ساخته شده و ویژگی‌های لازم با آزمایش‌های آنالیز کمی، کیفی و حرارتی تعیین می‌گردد. نتایج مدلسازی شامل متغیرهای جرم، انرژی، سینتیکی، فیزیکی و شیمیایی در رانشگر فضایی است. از مزیت‌های مهم این طراحی اندازه‌گیری و پیش‌بینی متغیرها است. برای تعیین عملکرد و درستی مدل طراحی و آزمایشی (در شرایط اتمسفری و استاتیک) در شاخص‌هایی مثل نیروی رانش، ضربه ویژه، افت فشار بستر، حداقل مقدار تجزیه آمونیاک با شرایط سینتیکی و عملیاتی یکسان مورد بررسی قرار گرفت. نتایج حاصل تطابق مناسب داشته و مورد تأیید می‌باشند.

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۱۳
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۲/۱۷
شماره صفحات: ۸۴ تا ۱۰۶

کلیدواژه‌ها:

تجزیه هتروژنی،
مدلسازی،
هیدرازین،
آدیاباتیک،
رانشگر،
تک پیشرانه

* تهران، دانشگاه آزاد اسلامی واحد علوم و تحقیقات، دانشکده نفت و مهندسی شیمی، گروه مهندسی شیمی

استناد به مقاله:

ابراهیم، ح.، قنبری پاکدهی، ش.، علوی، س. ا. ح.، "مدلسازی، طراحی و تست رانشگر فضایی نوع تک پیشرانه هیدرازینی برای نیروی تراست کم و کاربرد تغییر وضعیت ماهواره"، نشریه مهندسی شیمی ایران، سال بیست و یکم، شماره ۱۲۴، صص. ۱۰۶-۸۴، (۱۴۰۱).

۱. مقدمه

بطور کلی برای تنظیم حرکت یا تغییر وضعیت ماهواره‌ها در مدارهای فضایی نیاز به یک نیروی رانش یا پیشرانش فضایی بوده تا ماهواره طبق برنامه در مدار فضایی معین حرکت نماید. برای این منظوراز سیستم‌های پیشرانش یا رانشگر فضایی برای ایجاد نیروی رانش (تراست) و ضربه ویژه مورد نظر در ماهواره‌ها استفاده گردیده تا در موقعیت‌های فضایی مشخص فعالیت نماید.

برای این منظور سیستم‌های رانش یا پیشرانش فضایی زیادی با توجه به شرایط کاربردی (مثل علمی- پژوهشی، مخابراتی و صنعتی) طراحی و ساخته شده است، که هر یک از این سیستم‌ها دارای ویژگی و کاربردهای مختلف در انجام فعالیت‌ها می‌باشند.

در این تحقیق ابتدا به معرفی مباحث اصلی و محوری در طراحی و مدل‌سازی سیستم‌های پیشرانش فضایی مثل انواع سیستم‌های پیشرانش، سوخت‌ها، راکتور کاتالیستی، مکانیزم واکنش‌های تجزیه و کاربردها با توجه به فعالیت‌های انجام گرفته می‌پردازیم. سپس مدل مورد نظر را با توجه به شرایط کاربردی انتخاب نموده و در بخش‌های دیگر به تشریح مراحل و جنبه‌های مدل‌سازی و طراحی می‌پردازیم. در نهایت نتایج حاصل با نتایج آزمایشی مورد بررسی و مقایسه قرار می‌گیرند.

۱-۱ انواع و کاربرد سیستم‌های پیشرانش

در خصوص نوع سیستم پیشرانش فضایی تفاوت اصلی در مقادیر عملکردی مثل نیروی رانش یا تراست نیرو و ضربه ویژه و کل بوده که وابسته به نوع خوراک رانشگر است. در جدول (۱) طبقه‌بندی رانشگرها بر اساس مشخصات اصلی و کاربردی مثل نیروی رانش و ضربه ارائه شده است. بیشترین نیروی پیرانش مربوط به سوخت‌های جامد و هیبریدی بوده و کمترین آن مربوط به سوخت‌های گاز سرد است.

در حال حاضر رانشگر فضایی شیمیایی مایع نوع تک پیشرانه به دلیل عوامل ویژه و شرایط مناسب همچون سطح نیروی تراست، رانش پایدار، ضربه ویژه و خصوصیات منحصر بفرد عملکردی در شرایط فضایی و محدوده کاربردی، نسبت به دیگر تراسترها دارای جایگاه خاص و متداول می‌باشد [۲]. این رانشگرهای فضایی به دلیل عدم حضور یک ماده اکسید کننده و جایگزین آن با کاتالیست برای انجام واکنش‌های تجزیه، تراستر یا رانشگر تک پیشرانه نامیده شده است.

۱-۲ انواع سوخت‌های پیشرانه

در مورد انتخاب سوخت یا خوراک سیستم رانشگر فضایی از ترکیب‌هایی مثل نیترو متان، اتیلن اکسید، دی اکسید کربن مایع،

جدول ۱. تفاوت عملکردی انواع رانشگرهای فضایی [۱].

Table 1. Functional differences of types of space thrusters [1].

System Type	Specific Impulse Sec	Density Specific $kg.sec/m^3$	Thrust N
Cold gas Thrusyer	60-250	$(1.0 - 2.2) \times 10^4$	(0.01 - 50)
Mono-Propellant Thruster	130-280	$(1.5 - 3.0) \times 10^5$	(0.5 - 500)
Bi-Propellant Thruster	300-450	$(3.4 - 5.5) \times 10^5$	$(0.1 - 1.2) \times 10^7$
Solid propulsion	260-300	$(4.4 - 5.1) \times 10^5$	$(10 - 1.3) \times 10^7$
Hybrid propulsion	290-350	$(2.6 - 4.2) \times 10^5$	$(10 - 1.3) \times 10^7$

استحکام کششی بوده، و مقاوم در برابر تغییر شکل، اکسیداسیون و خوردگی است [۵].

همچنین کاتالیست ایریدیوم دارای سطح ویژه یا فعالیت بالایی بوده و نوع حفره و سایت پذیری و انتخاب پذیری آن در جهت انجام واکنش تجزیه هتروژنی با درصد تبدیل مناسب و دفع محصولات به جریان سیال عملکرد خوبی دارد. در خصوص پوشش کاتالیست از عناصر یا فلزات نجیب همچون ایریدیوم، پلاتینیم و نقره و یا از ترکیب دو عنصری مثل ایریدیوم - پلاتینیم و پلاتینیم - نیکل در مرحله بعد استفاده از فلزات غیر نجیب مثل نیکل و آهن و ترکیباتی مثل کربن یا نیتريد مولیبدن استفاده گردیده است [۷،۶]. همچنین برای پایه کاتالیست استفاده از گاما آلومینا و نانو فیبر کربن به دلیل ویژگی مناسب متداول می‌باشد [۹،۸].

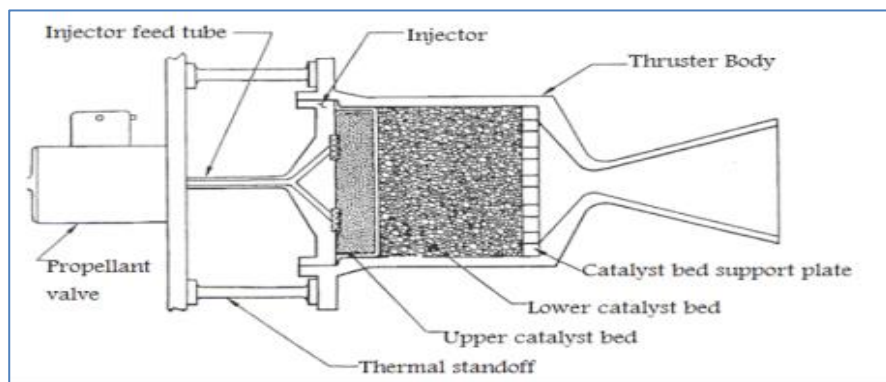
۴-۱ مکانیزم‌های واکنش‌های تجزیه

در اینجا نظر به کاربرد سیستم رانشگر فضایی تک پیشرانه هیدرازینی با توجه به انتخاب مدل طراحی، مکانیزم واکنش کاتالیستی هیدرازین را بررسی می‌نماییم. در خصوص مکانیزم واکنش‌های تجزیه هتروژنی با خوراک هیدرازین با توجه به نوع کاتالیست، شرایط دمایی و محصولات واکنش‌ها متفاوت است. برای مثال کاتالیست ایریدیوم حدود ۳۰ درصد بر پایه آلومینا در شرایط دمایی محیطی تا دمایی حدود ۱۰۰ درجه سلسیوس ابتدا هیدرازین به آمونیاک و نیتروژن تبدیل شده و بعد آمونیاک طی یک واکنش هتروژنی به نیتروژن و هیدروژن تبدیل می‌گردد [۱۰،۱۱].

استفاده شده است. انتخاب هریک از این سوخت‌ها وابسته به ویژگی‌های شیمیایی و فیزیکی مناسب مثل پایداری نسبی، عملکرد مناسب و محصولات غیر سمی است. در خصوص تک پیشرانه‌ها استفاده متداول از هیدرازین است. هیدرازین نسبت به دیگر ترکیبات به دلیل، محصولات تجزیه پاک (نیتروژن و هیدروژن)، دمای تجزیه هتروژنی پایین، چگالی نزدیک به آب، واکنش‌های تجزیه سریع در حضور کاتالیست و ایجاد نیروی رانش و ضربه ویژه کاربرد بسیاری دارد. در شکل (۱) قسمت‌های مختلف یک رانشگر فضایی تک پیشرانه هیدرازینی نشان داده شده است [۲،۳].

۳-۱ نوع و کاربرد راکتور کاتالیستی

بخش مهم در رانشگرهای فضایی با استفاده از راکتور کاتالیستی، انتخاب جنس و نوع کاتالیست است. در این راکتورها کاتالیست با خوراک واکنش داده و گازهایی با دمای بالا تولید می‌شود. این گازها پس از عبور از نازل نیرویی ایجاد نموده که از آن جهت پیشرانش استفاده می‌گردد. پژوهش‌های زیادی در زمینه ساخت و استفاده از انواع کاتالیست‌ها در این نوع رانشگرها انجام گرفته است، به خصوص در مورد ساخت کاتالیست برای رانشگرهای تک پیشرانه هیدرازینی می‌باشد. در حال حاضر بهترین کاتالیست برای رانشگرهای تک پیشرانه استفاده از ایریدیوم بر پایه آلومینا بوده که دارای خواص و ویژگی‌های مناسبی برای واکنش هتروژنی و خود به خودی و خود احيایی می‌باشد [۴]. این کاتالیست خصوصياتی همچون دمای نقطه جوش و ذوب بالا، هدایت حرارتی و ظرفیت گرمایی ویژه بالا، انبساط حرارتی کم و خواص فیزیکی و مکانیکی مناسب همچون



شکل ۱. تصویر شماتیک بخش‌های اصلی یک سیستم رانش تک پیشرانه [۱].

Figure 1. Schematic illustration of the main parts of, a space propulsion type Monopropellant system [1].

کاتالیستی در تجزیه هیدرازین بوده و شامل بخش‌هایی مثل محاسبه و اندازه گیری نیروی تراست با موازنه جرم و انرژی و تعیین تغییرات جرمی گاز واکنشگر و محصولات و دمای جریان گاز و کاتالیست به طول بستر راکتور می‌باشد. برای این منظور سینتیک تجزیه هیدرازین و آمونیاک و آنتالپی اجزای گاز و نیز ضرایب انتقال جرم بین سطح کاتالیست و ضریب انتقال حرارت جابجایی با استفاده از روابط تجربی و محاسباتی تعیین گردیده است.

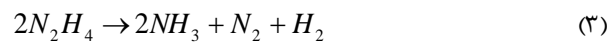
۲- تحقیق دیگر توسط اسچولز و گانتز^[۱۵] برای یک تراستر هیدرازینی با کاتالیست ایریدیوم بر پایه گاما آلومینا و تولید نیروی رانش N ۲۰ مدل‌سازی و شبیه‌سازی شده است. که سینتیک و ثابت واکنش‌های تجزیه هیدرازین و آمونیاک و هیدروژن و معادله انرژی در فاز گاز و ضرایب انتقال حرارت جابجایی در جریان سیال و تغییرات کسر مولی اجزای سیال به طول بستر تعیین و مورد بررسی و مطالعه قرار می‌گیرند.

۳- تحقیق بعدی توسط ماکلد^[۱] انجام گرفته است، که در مورد مدل‌سازی واکنش تجزیه هیدرازین در یک تراستر تک پیشرانه با کاتالیست ایریدیوم و بر پایه گاما آلومینا است. در این تحقیق پارامترهای موثر بستر کاتالیستی مثل مقدار ضربه ویژه و کل و افت فشار و عامل بار گذاری (نسبت دبی جرمی به سطح مقطع بستر) و میزان درصد تجزیه واکنش هتروژنی آمونیاک نسبت به طول بستر در راکتور کاتالیستی محاسبه و مورد مطالعه قرار می‌گیرد.

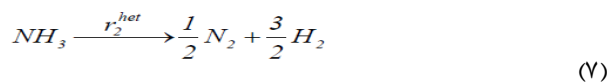
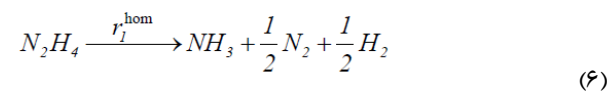
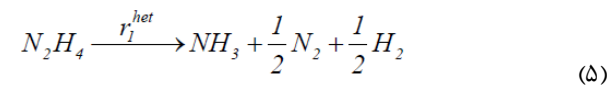
۴- تحقیق دیگری توسط دونگ هان و چونگ هان^[۱۶] انجام گرفت. که در مورد عملکرد تراستر تک پیشرانه هیدرازینی با کاتالیست ایریدیوم ۳۲ درصد وزنی بر پایه آلومینا برای ایجاد ضربه ویژه در محدوده ۲۲۱-۲۰۲ ثانیه و نیروی تراست حدود یک تا پنج نیوتن است. روابط تجربی برای محاسبه دما و فشار راکتور و دبی جرمی خوراک بستر بر مبنای فشار ورودی بستر بدست آمده است، و با استفاده از روش شبیه‌سازی عددی روابطی برای محاسبه پارامترهای فیزیکی در بستر مثل ظرفیت گرمایی ویژه، ویسکوزیته، آنتروپی و آنتالپی را بر حسب تغییرات دمایی بستر محاسبه می‌گردد.



در شرایط دمایی هیدرازین از ۱۰۰ تا حدود ۲۳۰ سلسیوس ابتدا هیدرازین به آمونیاک و نیتروژن و هیدروژن تبدیل شده و بعد آمونیاک توسط یک واکنش به نیتروژن و هیدروژن تبدیل می‌گردد[۱۲].



همچنین وقتی دمای هیدرازین ورودی به بستر راکتور کاتالیست خیلی بالا باشد، بخشی از هیدرازین در جریان گاز به صورت تجزیه حرارتی و در یک واکنش هموژنی به آمونیاک و نیتروژن و هیدروژن تبدیل می‌گردد[۱].



واکنش تجزیه هتروژنی هیدرازین یک واکنش گرمازا و واکنش تجزیه هتروژنی آمونیاک واکنش گرماگیر است. از اینرو کنترل سرعت واکنش‌ها و نوع کاتالیست در فرایند مهم می‌باشد.

۵-۱ تحقیقات و فعالیت‌های کاربردی

بطور خلاصه به مهمترین نتایج تحقیقات و فعالیت‌ها در بخش‌های مختلف یک سیستم پیشرانش فضایی در مقالات می‌پردازیم:

۱- در خصوص مقاله‌های منتشره شده اولین مطالعه موجود در زمینه تجزیه و تحلیل عددی تراستر کاتالیستی هیدرازینی توسط کستن^[۱۳،۱۴] است. این تحقیق در مورد محاسبات و روش‌های تحلیلی برای اندازه گیری خصوصیات راکتورهای

2. Gunter Schulz

3. Mackled

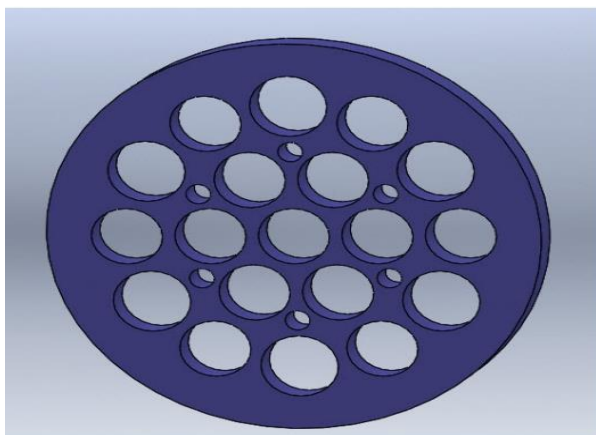
4. Dong in Han-Cho Young Han

1. Kesten



شکل ۲. تصویر نمونه ساخته شده مدل طراحی و آزمایشی شامل نازل و راکتور رانشگر فضایی.

Figure 2. Sample image made of design and experimental model including nozzle and space thruster reactor.



شکل ۳. تصویر توری ساخته شده برای عبور جریان گاز و محافظ کاتالیست.

Figure 3. Grid image made to pass gas flow and catalyst shield.

هیدرازینی (N_2H_4) از مخزن فشرده سازی وارد راکتور کاتالیستی بستر ثابت شده و با کاهش فشار از حالت مایع تبدیل به گاز گردیده. سپس طی دو مرحله هیدرازین تبدیل به گازهای سبک و دما بالا می گردد. در مرحله اول ابتدا هیدرازین جذب سطح (و کمی داخل) کاتالیست شده و طی یک واکنش هتروژنی گرمازا (-152 KJ/mole) تجزیه و تبدیل به آمونیاک و نیتروژن می گردد. مرحله دوم آمونیاک در یک واکنش تجزیه هتروژنی گرماگیر ($+83/5 \text{ KJ/mole}$) تبدیل به گازهای سبک هیدروژن و نیتروژن می شود [۱۸] در این فرایند مخلوط گازهای سبک به دلیل دمای بالا و جرم مولکولی پایین و سرعت بالا از بستر کاتالیستی عبور کرده و وارد نازل

۵- پژوهش دیگر توسط مدرسوگ و والنسا^۱ [۱۷] انجام پذیرفته است، که در خصوص اثر تغییر در انرژی فعالیت واکنشها در تجزیه کاتالیستی هیدرازین با آنتالپی جذب محصولات بوده و بر اساس معادلات روش BOC-MP مورد بررسی و مطالعه قرار گرفته است، در این روش آنتالپی جذب گونه های حاوی بیش از یک اتم روی سطح کاتالیزوری و انرژی فعال سازی را برای مراحل تفکیک اولیه یا نو ترکیب پیش بینی می نماید.

۱-۶ انتخاب مدل کاربردی

بررسی و مطالعه پژوهش های منتشر شده در زمینه مدل سازی و طراحی رانشگرهای فضایی نوع تک پیشرانه نشان میدهد، استفاده از داده های حاصل از مدل سازی به منظور طراحی و تست سیستم رانشگر فضایی با شرایط عملیاتی واقعی گزارش نگردیده است. به بیان دیگر کاربرد مدل سازی و طراحی منجر به حصول داده هایی که بتوان با تحلیل آنها معیارهای لازم جهت طراحی و ساخت بوده، حاصل نمی گردد. از اینرو در این تحقیق برای ایجاد نیروی پیشرانش ۵ نیوتنی با ضربه ویژه حدود ۲۲۰ ثانیه یک سیستم پیشرانش فضایی (به شرح مراحل زیر) مدل سازی، طراحی و آزمایش می گردد. در نهایت نتایج مدل طراحی با آزمایشی مورد ارزیابی و مقایسه قرار می گیرد.

۲. توصیف فرایند تجزیه کاتالیستی هیدرازین:

در این پژوهش یک سیستم پیشرانش فضایی نوع تک پیشرانه هیدرازینی برای ایجاد نیروی رانش ۵ نیوتنی و ضربه ویژه ۲۲۰ ثانیه با کاربرد تغییر وضعیت و انتقال مداری ماهواره مدل سازی و طراحی شده و در شرایط اتمسفری به صورت استاتیک آزمایش می گردد. مشخصات راکتور مدل طراحی و خوراک ورودی در جدول (۲)، نمونه ساخته شده مدل طراحی و آزمایشی شامل نازل و راکتور رانشگر فضایی نوع تک پیشرانه هیدرازینی در شکل (۲) و همچنین در شکل (۳) توری نگهدارنده کاتالیست و برای عبور جریان یکنواخت گاز به درون بستر راکتور نشان داده شده است.

- سیستم رانش کاربردی شامل یک راکتور کاتالیستی بستر ثابت، نازل همگرا- واگرا، مخزن فشارسازی سوخت و تزریق کننده است. در این سیستم رانش ابتدا پیشرانه

1. J. E. de Medeiros - P. Valenca

جدول ۲. مقادیر اولیه خوراک، راکتور و کاتالیست بستر.

Table 2. Initial values of feed, reactor and bed catalyst.

Row	Title	Unit	Model Values of 5N
1	Feed Temperature	°C	110
2	Initial bed Temperature	°C	50
3	Reactor Diameter	mm	14.0
4	Reactor Length	mm	50
5	Bed Pressure	Bar	5.0
6	Percentage of Empty Bed Space	%	55.78
7	Intensity of Feed Mass flow	gr/Sec	2.3
8	Catalyst Material	%	Al ₂ O ₃ /Ni:15
9	Spherical Catalyst Diameter	Mm	2.4
10	Catalyst Porosity Percentage	%	36.3
11	Catalyst hole Diameter	mm	10.044
12	Catalyst Density	Kg/m ³	1530
13	Reactor Body Thickness	mm	1.30

- محاسبه سینتیک تجزیه هتروژنی هیدرازین و آمونیاک و شار مولی اجزای گاز در بستر کاتالیستی راکتور، بر اساس موازنه انتقال جرم در سطح و درون کاتالیست و متغیرهای ضریب انتقال جرم، ضریب نفوذ درون کاتالیست (که بصورت‌های نفوذ مولکولی یا حفره‌ای و یا مؤثر بوده و وابسته به قطر حفره کاتالیست متخلخل به مقدار نسبت طول مسیر آزاد متوسط مولکولی و اختلاف غلظت اجزا در سطح کاتالیست است) و سطح ویژه کاتالیست محاسبه می‌گردد [۲۴-۲۶].

- در این طراحی معادلات دیفرانسیلی حاکم بر سیستم در فازها با مقادیر اولیه و شرایط مرزی معین طبق جدول (۳) توسط موازنه انتقال جرم و انرژی در فازهای گاز و کاتالیست به شرح زیر و جدول (۴) بدست می‌آید:

همگرا- واگرا در انتهای بستر گردیده، و نیروی رانش به طرف جلو حاصل می‌گردد.

- انرژی لازم برای تجزیه هتروژنی آمونیاک در مرحله دوم بوسیله انرژی حاصل از تجزیه هتروژنی هیدرازین در مرحله اول که یک واکنش گرمازا بوده، با فرض سیستم آدیاباتیک تهیه می‌گردد.

- نوع کاتالیست کاربردی نیکل ۱۵ درصد بر پایه گاما آلومینا $\gamma - Al_2O_3 / Ni$ است. که متخلخل و در سطح آن تعداد زیادی حفره با قطرهای بسیار کوچک جهت نفوذ و سطح تماس بیشتر هیدرازین به داخل کاتالیست است.

- نوع جریان سیال در راکتور بستر ثابت کاتالیستی به صورت حالت پایدار، یک بعدی (در جهت محوری)، با واکنش‌های هتروژنی و بدون اتلاف حرارت (آدیاباتیک) است، بطوریکه گرادیان غلظت با سرعت زیاد در سطح و مقداری جزئی درون کاتالیست‌های کروی متخلخل در فاز جامد (بویژه در سطح کاتالیست) انجام می‌گردد، در این حالت غلظت هیدرازین در سطح کاتالیست بسیار ناچیز است [۱۹]، لذا کنترل کننده سرعت ابتدا میزان نرخ تجزیه هیدرازین بوده که خیلی سریع است، سپس با انجام واکنش هتروژنی تجزیه آمونیاک در کاتالیست، بر اساس نرخ تجزیه آمونیاک و انتقال محصولات به جریان فاز گاز می‌باشد [۲۰].

- شار انتقال حرارت در راکتور با توجه به همزمانی انتقال جرم و حرارت بر روی بستر کاتالیستی از مجموع انتقال حرارت توسط اختلاف دمای کاتالیست از طریق هدایت و جابجایی با جریان گاز (یا اختلاف دمای سیستمی) و انتقال حرارت بوسیله آزاد شدن (یا انحلال) حرارتی در اثر انتقال جرم از فازها محاسبه می‌گردد [۲۱، ۲۲].

- شار انتقال جرم در این راکتور در یک ضخامت فیلمی بسیار نازک اطراف کاتالیست بوده، در این صورت مقدار ماده تجزیه شده در مقایسه با آنچه از لایه عبور می‌کند بسیار کمتر است، دلیل آن واکنش سریع تجزیه مواد (هیدرازین و آمونیاک) توسط کاتالیست بخصوص در سطح کاتالیست متخلخل است [۲۳].

$$D_{KA} \times \frac{\rho_f}{R^2} \times \frac{\partial}{\partial r} \left[r \times \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{C_{i,s}}{\rho_f} \right) \right] + R_{W,i} \times \rho_S = 0 \quad (15)$$

برای محاسبه ضریب نفوذ موثر در کاتالیست در حالت مولکولی بوسیله $D_{e,i}$ در دمای کاتالیست [۹]، حالت حفره ای توسط $D_{K,i}$ ، حالت نفوذ موثر ترکیبی با محاسبه D_i و برای ضریب نفوذ متوسط در کاتالیست D_{KA} با استفاده از روابط مخلوط گازها حاصل می‌گردد [۱۴].

$$\frac{1}{D_i} = \frac{1}{D_{e,i}} + \frac{1}{D_{K,i}} \quad (16)$$

۳. با موازنه انتقال انرژی در فاز گاز در جهت طول محوری راکتور و در حالت پایدار تا سطح کاتالیست داریم:

$$\frac{\partial}{\partial Z} \left(K_c \frac{\partial T}{\partial Z} \right) - \rho_f \times U_Z \times C_p \times \frac{\partial T}{\partial Z} - a_v \times h_c \times (T_g - T_s) = 0 \quad (17)$$

با فرض اینکه انتقال حرارت هدایتی در برابر انتقال انرژی توسط جریان سیال در فاز گاز ناچیز باشد:

$$\rho_f \times U_Z \times C_p \times \frac{\partial T}{\partial Z} + (a_v \times h_c \times (T_g - T_s)) = 0 \quad (18)$$

۴. برای محاسبه معادله انرژی فاز جامد با فرض سیستم در حالت پایدار بوده و حرارت تولید شده در درون کاتالیست بر اثر جذب و واکنش شیمیایی بوده، برای هر جزء به صورتی است که حرارت تولید شده در فیلم با حرارت خروجی بطور جابجایی برابر می باشد از اینرو با موازنه انتقال انرژی در کاتالیست داریم:

$$(1 - \varepsilon_B) \times \sum_i [(-\Delta H_{f,i}) \times R_{W,i}] \times \rho_S + (a_v \times h_f \times (T_s - T_g)) = 0 \quad (19)$$

جدول ۳. شرایط مرزی در فازها.

Table 3. Boundary conditions in phases.

$z = 0: C_i = C_i^0, T_g = T_g^0$	(۸)
$X = 0: \frac{d}{dX} \left(\frac{C_{i,s}}{\rho_f} \right) = 0$	(۹)
$X = 1: \rho_f \times \frac{D_{KA}}{r_p} \times \frac{d}{dX} \left(\frac{C_{i,s}}{\rho_f} \right) = K_c \times (C_i - C_{i,s}^s)$	(۱۰)
$X = \frac{r}{r_p}$	(۱۱)

۱. با موازنه انتقال جرم جزء i در فاز گاز تا سطح کاتالیست در جهت طول محوری راکتور و با فرض ناچیز بودن نفوذ مولکولی در برابر جریان توده سیال و در حالت جریان پایدار برابر است با:

$$D_{e,i} \times \frac{\partial^2 C_i}{\partial Z^2} - U_Z \times \frac{\partial C_i}{\partial Z} + K_c \times a_v \times (C_i - C_{i,s}^s) = 0 \quad (12)$$

با توجه به شار جریان و فرضیات داریم:

$$G \times \frac{\partial}{\partial Z} \left(\frac{C_i}{\rho_f} \right) + K_c \times a_v \times (C_i - C_{i,s}^s) = 0 \quad (13)$$

ضریب نفوذ موثر مولکولی $D_{e,i}$ در جریان و دمای گاز است [۱۸].
۲. با موازنه انتقال جرم جزء i در کاتالیست‌های کروی در جهت شعاعی و با فرض سرعت اجزا در برابر نفوذ مولکولی ناچیز داریم:

$$D_{KA} \times \frac{1}{R^2} \times \frac{\partial}{\partial r} \left(r \times \frac{\partial C_{i,s}}{\partial r} \right) + R_{W,i} \times \rho_S = 0 \quad (14)$$

با استفاده از دانسیته توده سیال خواهیم داشت:

جدول ۴. معادلات دیفرانسیلی جرم و انرژی در فازها.

Table 4. Differential equations of mass and energy in phases

$\frac{dy_i}{dZ} + \frac{K_C \times a_v \times \rho_f}{G} \times (y_i - y_{i,s}^s) = 0$	(۲۰)
$\frac{dT_g}{dZ} + \frac{h_c \times a_v}{G \times C_p} \times (T_g - T_s) = 0$	(۲۱)
$\rho_f \times \frac{D_{KA}/C_t}{r_p^2 \times X^2} \frac{d}{dX} (X^2 \times \frac{d}{dX} (\frac{y_{i,s}}{\rho_f})) + (R_{w,i} \times \rho_s) = 0$	(۲۲)
$T_g - T_s = -\frac{\rho_s \times (1 - \varepsilon_B)}{h_c \times a_v} \sum_i R_{w,i} \times (-\Delta H_{f,i})$	(۲۳)

$$\left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{2}{K}} - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{K+1}{K}} - \frac{A_1 \times (K-1)}{A_2 \times (K+1)} = 0 \quad (۲۷)$$

یک معادله غیرخطی است و با استفاده از روش حل عددی در نرم افزار حل می گردد. در مرحله بعد سرعت خروجی جریان گاز از نازل را بدست آورده، سپس با کاربرد فشار بستر راکتور و خروجی نازل توان رانشگر فضایی محاسبه می گردد. برای محاسبه سرعت خروجی از نازل داریم [۲۷]:

$$U_2 = \left(\frac{2 \times K}{K-1} \times R \times T_g \times \left(1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{K-1}{K}} + U_1^2\right)\right)^{0.5} \quad (۲۸)$$

با استفاده از سرعت جریان سیال در خروجی نازل و دبی جرمی جریان توان رانشگر فضایی طبق رابطه زیر بدست می آید:

$$POW = \frac{m_0 \times U_2^2}{2} \quad (۲۹)$$

۳. مدل سینتیک واکنش ها

مدل سینتیک واکنش تجزیه هتروژنی هیدرازین روی کاتالیست نیکل ۱۵ درصد بر پایه گاما-آلومینا با توجه به شرایط دمایی خوراک متفاوت است. در محدوده دمایی محیطی تا ۱۰۰ سلسیوس مطابق واکنش (۱۷) انجام می گردد:



در این حالت هیدرازین به گاز نیتروژن و هیدروژن تبدیل می گردد. در محدوده دمایی ۱۰۰ تا حدود ۲۳۰ درجه سلسیوس مطابق روابط (۱) و (۲) بوده و طی دو مرحله ابتدا هیدرازین به آمونیاک و نیتروژن تبدیل شده و بعد آمونیاک نیز توسط یک واکنش هتروژنی به نیتروژن و هیدروژن مطابق رابطه تجزیه می گردد [۲۸].

در این پژوهش محاسبه سینتیک واکنش تجزیه هتروژنی هیدرازین و آمونیاک از موازنه انتقال جرم برای تغییرات غلظت در حالت پایدار در سطح و درون کاتالیست استفاده می گردد. تمامی محاسبه ها با

دمای ماکزیمم کاتالیست با مشتق گیری از معادله انرژی در فاز جامد نسبت به طول محوری راکتور، ضرایب نفوذ از معادله استفان-ماکسول^۱، نفوذ در کاتالیست بوسیله قوانین فیک^۲ و اثر نفوذ در مرزها بوسیله معادلات جرم و انرژی توصیف و محاسبه می گردد. ظرفیت گرمایی ویژه و دانسیته و ویسکوزیته مخلوط گازها و پارامترهای فیزیکی تابعی از ترکیب گاز و دما است. برای تعیین ضربه ویژه و نیروی رانش فضایی با استفاده از سرعت جریان سیال در بستر راکتور کاتالیستی و دانسیته و جرم ملکولی متوسط اجزای گاز به شرح زیر محاسبه می شود [۲۷]:

$$U_1 = \frac{m_0}{A_r \times \rho_g} \quad (۲۴)$$

$$Isp = g^{-1} \times \sqrt{\frac{2 \times K \times T_g}{(K-1) \times M_t}} \quad (۲۵)$$

$$F = Isp \times m_0 \times g \quad (۲۶)$$

برای محاسبه افت فشار بستر از رابطه ارگان^۳ استفاده گردیده، و برای محاسبه توان سیستم رانش ابتدا فشارهای بستر راکتور و خروجی نازل محاسبه گردیده، بعد فشار بستر راکتور از اختلاف فشار ورودی به افت فشار بستر و فشار خروجی نازل در حالت جریان سیال ایزنتروپیک با استفاده از رابطه (۱۴) بدست می آید [۲۷]:

1. Stefan Maxwell
2. Fick Rules
3. Ergun Equation

۲-۳ محاسبه سینتیک هتروژنی آمونیاک

با استفاده از موازنه انتقال جرم از جریان گاز به سطح و درون کاتالیست رابطه تغییرات غلظت آمونیاک بدست می‌آید، در این حالت تجمع غلظت آمونیاک در سطح کاتالیست با مجموع تجزیه و تولید آمونیاک در کاتالیست و انتقال جرم از کاتالیست برابر است:

$$-\frac{dC_{NH_3S}}{dt} = -r_{het.NH_3} + r_{proDUCT,NH_3} + (N_{NH_3} \times a_V) \quad (35)$$

سرعت تولید آمونیاک بر مبنای تجزیه هیدرازین برابر است با:

$$r_{pro.NH_3} = r_{het.N_2H_4} \times \frac{M_{NH_3}}{M_{N_2H_4}} \quad (36)$$

مقدار شدت انتقال جرم آمونیاک در بستر کاتالیست از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$N_{NH_3} = K_{C,NH_3} \times (C_{NH_3,gas} - C_{NH_3,Solid}) \quad (37)$$

در حالت جریان پایدار تجمع غلظت آمونیاک صفر بوده و با استفاده از رابطه (۳۴) سینتیک تجزیه آمونیاک حاصل می‌گردد:

$$r_{het.NH_3} = \frac{3}{r_C \times \rho_S} \times \left[\left(\frac{K_{C,N_2H_4}}{M_{NH_3} / M_{N_2H_4}} \times (C_{N_2H_4,gas} - C_{N_2H_4,Solid}) \right) + \left(K_{C,NH_3} \times (C_{NH_3,gas} - C_{NH_3,Solid}) \right) \right] \quad (38)$$

سینتیک واکنش‌های تجزیه هتروژنی به عواملی مثل شعاع و دانسیته کاتالیست، جرم مولکولی و غلظت هیدرازین و آمونیاک در سطح کاتالیست و جریان گاز و نیز ضریب انتقال جرم واکنشگرها وابسته می‌باشد. در خصوص روابط سینتیک تجزیه هیدرازین و آمونیاک به طور معمول غلظت آنها درون کاتالیست ناچیز بوده و روابط (۳۴) و (۳۸) به صورت زیر ساده می‌گردد:

$$r_{het.N_2H_4} = \frac{3 \times K_{C,N_2H_4}}{r_C \times \rho_S} \times (C_{N_2H_4,gas}) \quad (39)$$

فرض عدم وجود واکنش شیمیایی هموزنی در جریان سیال در فاز گاز و وجود واکنش شیمیایی هتروژنی در سطح و درون کاتالیست، عملکرد آدیاباتیک راکتور کاتالیستی، گرمای آزاد شده توسط واکنش هتروژنی تجزیه هیدرازین برای تجزیه هتروژنی آمونیاک، همزمانی پدیده‌های انتقال جرم و حرارت، تغییرات جرم و انرژی مربوط به نفوذ از یک لایه موثر با ضخامت نازک در اطراف کاتالیست، عدم نفوذ مولکولی در جریان سیال در فاز گاز و سرعت سیال در فاز جامد درون کاتالیست بسیار ناچیز حاصل می‌گردد [۳۱-۲۹].

با توجه به شعاع بسیار کوچک گرانول‌های کاتالیست مقادیر غلظت اجزای گاز در سطح و درون کاتالیست یکسان بوده و کاتالیست از سطح تا مرکز کاتالیست در دمایی یکنواخت فرض می‌گردد. این فرض برای ساده‌سازی محاسبه‌ها بوده و باعث ایجاد خطای بسیار ناچیز و بی‌تأثیر است.

۳-۱ محاسبه سینتیک هتروژنی هیدرازین

با استفاده از موازنه انتقال جرم از جریان گاز به سطح و درون کاتالیست رابطه تغییرات غلظت هیدرازین بدست می‌آید، در این حالت تجمع غلظت هیدرازین در سطح کاتالیست با مجموع تجزیه و تولید هیدرازین در کاتالیست و انتقال جرم از کاتالیست برابر بوده و تولید هیدرازین در کاتالیست صفر می‌باشد:

$$-\frac{dC_{N_2H_4S}}{dt} = -r_{het.N_2H_4} + r_{productN_2H_4} + (N_{N_2H_4} \times a_V) \quad (31)$$

$$a_V = \frac{A}{V} = \frac{3}{r_C} \quad (32)$$

مقدار شدت انتقال جرم هیدرازین از رابطه زیر بدست می‌آید:

$$N_{N_2H_4} = K_{C,N_2H_4} \times (C_{N_2H_4,gas} - C_{N_2H_4,Solid}) \quad (33)$$

در حالت جریان پایدار تجمع غلظت هیدرازین صفر بوده و از رابطه (۳۱) سینتیک تجزیه هیدرازین حاصل می‌گردد:

$$r_{het.N_2H_4} = \frac{3 \times K_{C,N_2H_4}}{r_C \times \rho_S} \times (C_{N_2H_4,gas} - C_{N_2H_4,Solid}) \quad (34)$$

در آون در دمای ۱۲۰ درجه سلسیوس قرار گیرد. مرحله سوم برای کلسینه کردن کاتالیست $\gamma - Al_2O_3 / Ni$ ، باید در هوا به مدت ۲ ساعت در دمای ۵۵۰ درجه سلسیوس قرار گیرد. فرایند کلسیناسیون یک تصفیه حرارتی است که مواد آمورف و یا سایر مواد جامد درون کاتالیست در دمای زیر نقطه ذوب و در فشار اتمسفر حرارت داده شده، تا با ایجاد تجزیه گرمایی و حذف فازهای ناپایدار یا انتقال فاز، عملکرد آن زیاد گردد. در فرایند کلسینه کردن کاتالیست با حرارت دادن ترکیبات میانی که به حالت جامد و یا کریستالی مانع کارایی مناسب بوده حذف می‌گردد به عبارتی کاتالیست یک تصفیه حرارتی برای عاری شدن از ترکیبات بلوری و یا ناخالصی می‌گردد. مرحله چهارم هیدروژناسیون کاتالیست است، حداقل زمان لازم برای هیدروژنه کردن مدت ۲ ساعت می‌باشد. این فرایند باعث بهبود عملکرد و اثر بخشی بیشتر کاتالیست در سینتیک واکنش‌های هتروژنی و تسریع واکنش است. در واقع این فرایند شیمیایی با گاز هیدروژن باعث عاری‌سازی از ترکیبات آلی موجود می‌باشد.

در این پژوهش برای تعیین و شناسایی ویژگی‌های کمی و کیفی کاتالیست ساخته شده از آزمون‌های آنالیز استاندارد شامل XRF, XRD, SEM TGA+DTA, DSC, MAP, EDX, BET استفاده گردیده، که در شکل‌های (۲) تا (۹) و جدول‌های (۵) و (۶) مورد بررسی قرار می‌گیرد:

۱- برای تعیین درصد و شناسایی کیفی عناصر پایه و پوشش کاتالیست از آزمون XRF استفاده گردیده است، در این خصوص پوشش کاتالیست حاوی حدود ۱۵ درصد نیکل و بقیه آلومینا بوده و همچنین درصدی بسیار جزئی شامل آهن، کلسیم و مس می‌باشد.

۲- برای شناسایی ساختار کریستالی شامل پایه و کاتالیست ساخته شده از آزمون XRD استفاده گردیده است. مطابق شکل (۴) که در قله‌های پیک در زوایای ۳۷ و ۴۶ و ۶۷ درجه بطور واضح مشخص و با توجه به پیک‌های یکسان با آلومینا نشان دهنده ساختار کریستالی مناسب و به صورت تک فاز است.

۳- برای تعیین سطح ویژه کاتالیست نیکل بر پایه آلومینا $\gamma - Al_2O_3 / Ni$ ، میزان درصد تخلخل یا فضای خالی کاتالیست، متوسط قطر حفره‌ها و حجم کل حفره‌ها از

$$r_{het, NH_3} = \frac{3}{r_c \times \rho_s} \times \left[\left(\frac{K_{C, N_2H_4}}{M_{NH_3} / M_{N_2H_4}} \times C_{N_2H_4, gas} \right) + (K_{C, NH_3} \times C_{NH_3, gas}) \right] \quad (40)$$

برای تعیین سینتیک واکنش‌ها لازم است ضریب انتقال جرم و حرارت در راکتور کاتالیستی بستر ثابت حاصل گردد، که از روابط تشابه چیلتون-کلبرون استفاده گردیده است. ضریب انتقال جرم برای حرکت سیال روی کاتالیست کروی با فرض محدوده تغییرات عدد رینولدز بین ۹۰ تا ۴۰۰۰ و عدد اشمیت ۰/۶ مطابق زیر محاسبه می‌گردد [۳۲]:

$$J_D = \frac{2.06}{\epsilon_b} \times Re^{-0.575} \quad (41)$$

$$Sh = J_D \times Re \times Sc^{\frac{1}{3}} \quad (42)$$

$$K_C = \frac{J_D \times U_g}{Sc^{\frac{2}{3}}} \quad (43)$$

$$h_c = \frac{2.06}{\epsilon_b} \times Re^{-0.575} \times C_p \times \rho_g \times U_1 \times Pr^{\frac{2}{3}} \quad (44)$$

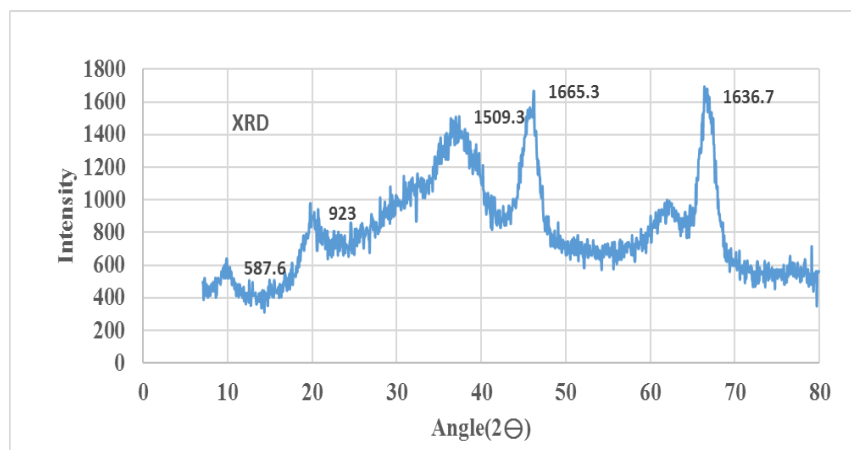
۴. روش ساخت و تعیین مشخصات کاتالیست

در این تحقیق از کاتالیست نیکل بر پایه گاما-آلومینا به دلیل مزیت‌هایی مثل نقطه ذوب و جوش بالا، هدایت حرارتی و ظرفیت گرمایی ویژه مناسب، استحکام و سختی مکانیکی خوب و بهای ارزان و دسترسی مناسب به نسبت ایریدیوم که کاتالیستی کمیاب و بسیار گران بوده استفاده گردیده است. همچنین از گاما آلومینا به دلیل ساختار کریستالی و متخلخل با ذرات بسیار ریز، سطح ویژه و مقاومت دمایی بالا و حفاظت کاتالیستی مناسب با سطح مقطع و فعالیت مناسب به عنوان پایه کاتالیست استفاده شده است [۳۳، ۳۴].

برای ساخت کاتالیست نیکل بر پایه گاما آلومینا $\gamma - Al_2O_3 / Ni$ از روش اشباع‌سازی مرطوب استفاده می‌گردد. این روش ساخت شامل چهار مرحله اصلی است. در مرحله اول گرانول‌های گاما آلومینا Al_2O_3 را با محلول آبدار $Ni(NO_3)_2 \cdot 6H_2O$ در دمای محیط اشباع‌سازی نموده تا جاییکه در این فرایند ترکیب کاتالیست $\gamma - Al_2O_3 / Ni$ تشکیل می‌گردد. مرحله دوم برای خشک کردن کاتالیست $\gamma - Al_2O_3 / Ni$ ، باید برای به مدت ۱۲ ساعت

کاتالیست از آزمون EDX استفاده گردیده است. مطابق نتایج جدول (۶) و شکل (۵) در ترازهای L تا K به عبارتی محدوده $K\alpha$ عناصر آلومینیوم و اکسیژن و در ترازهای M تا L به عبارتی محدوده $L\alpha$ تنها نیکل وجود دارد که در واقع پوشش خوبی از نیکل بر روی پایه کاتالیست قرار گرفته است.

آزمون BET استفاده گردیده است. نتایج این آزمون در جدول (۵) نشان داده شده است، همانطور که مشاهده می‌شود سطح فعالیت کاتالیست حدود ۸۴ مترمربع بر گرم گزارش گردیده است.
۴- برای تعیین درصد وزنی عناصر کاتالیست به صورت نقطه‌ای و وضعیت توزیع و خلوص مواد شیمیایی و معدنی در



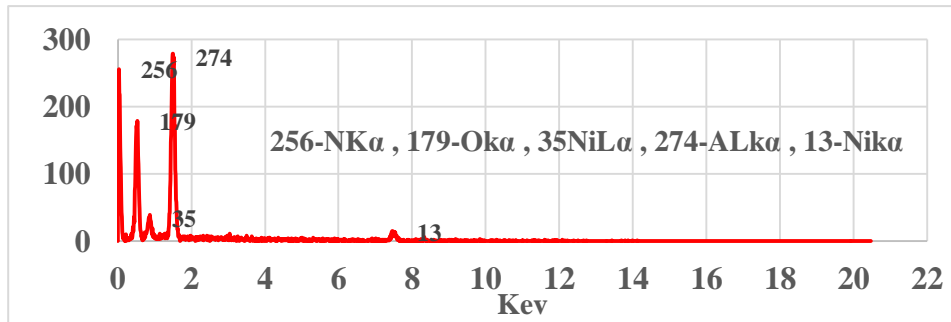
شکل ۴. تعیین ساختار کریستالی کاتالیست با استفاده از آزمون XRD.

Figure 4. Determination of the crystal structure of the catalyst using XRD test.

جدول ۵. مساحت سطح و حفره فعالیت گرانول کاتالیست نیکل ۱۵ درصد بر پایه گاما آلومینا.

Table 5. Surface and cavity area of 15% nickel catalyst granule activity based on gamma alumina.

Name	Value	Unit
Catalyst		
Initial diameter	2	mm
Second diameter	4	mm
Dead volume	15.36	[cm ³]
Standard volume	9.779	[cm ³]
Porosity	36.3	%
$a_{p,BET}$	0.1578	[cm ³ g ⁻¹]
Pore		
Mean pore diameter	10.044	[nm]
Total pore volume	0.1578	[cm ³ g ⁻¹]



شکل ۵. ترکیب درصد عناصر کاتالیست نیکل بر پایه آلومینا با آنالیز EDX.

Figure 5. Composition of the percentage of nickel catalyst elements based on alumina with EDX analysis.

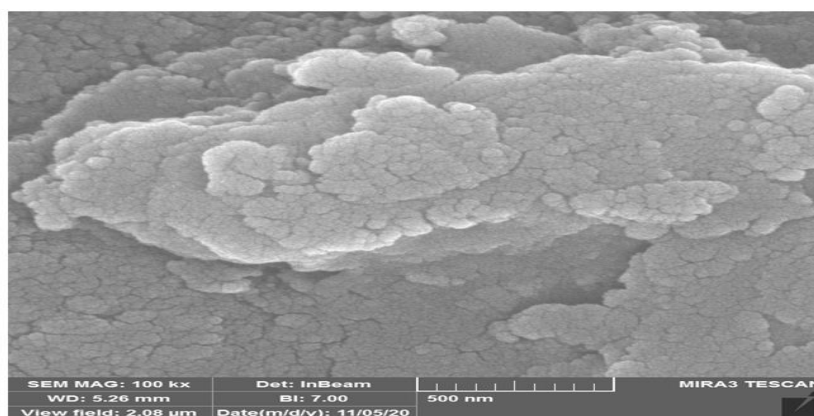
جدول ۶. نتایج ترکیب درصد عناصر کاتالیست نیکل بر پایه آلومینا با آنالیز EDX.

Table 6. Results of combining the percentage of nickel catalyst elements based on alumina with EDX analysis.

Elt	Line	Int	K	Kr	W%	A%	ZAF	Pk/Bg
N	Ka	3.4	0.0366	0.0206	5.79	8.13	0.3558	10.57
O	Ka	113.2	0.4475	0.2521	53.3	65.49	0.4729	157.41
Al	Ka	281.4	0.3897	0.2195	32.22	23.47	0.6812	71.03
Ni	Ka	11.8	0.1262	0.0711	8.68	2.91	0.8183	4.74
			1	0.5632	100	100		

مورد بررسی قرار گرفته، به دلیل سطوحی ناهموار و یا غیر یکنواخت مطلوب بوده و بیانگر ساختاری ظاهری مناسب جهت تجزیه هتروژنی هیدرازین و آمونیاک می‌باشد.

۵- برای بررسی شکل ظاهری و ویژگی‌های ساختاری سطح کاتالیست مطابق شکل (۶) از آزمون SEM استفاده گردیده است در این تصاویر با دو دقت ۵۰۰ نانومتر و ۱۰ میکرومتر به صورت سه بعدی سطح و لایه‌های سطحی کاتالیست



شکل ۶. ساختار ظاهری کاتالیست آلومینا با روش SEM و مقیاس ۵۰۰ nm.

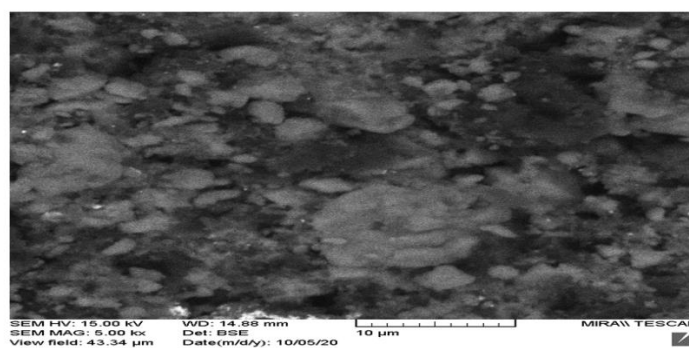
Figure 6. Appearance structure of alumina catalyst by SEM method and 500nm scale.

می‌رسد. منحنی تغییرات حاصل در هر دو حالت آزمایش نزدیک بوده، اما شیب منحنی در حضور هوا در محدوده ۱۵۰ تا ۳۵۰ سلسیوس به دلیل واکنش کاتالیست با هوا کمی بیشتر است. در نتیجه کاتالیست در دمای حداکثر فرایند (۹۸۷ سلسیوس) اندازه گیری شده فاقد تخریب و دارای مقاومت حرارتی و عملکرد خوبی می‌باشد.

۸- برای تعیین رفتار دمایی و تغییرات فازی کاتالیست با دما مثل واکنش‌های گرمازا یا گرماگیر، دمای نقطه ذوب، دمای کریستالی شدن و تغییرات فیزیکی از آزمون آنالیز حرارتی دیفرانسیلی DTA استفاده گردیده است. طبق شکل (۹) کاتالیست در دو حالت با هوا و نیتروژن از دمای محیطی تا دمای ۱۳۵۰ درجه سلسیوس مورد افزایش دمایی قرار می‌گیرد، در هر دو حالت کاتالیست فاقد تغییرات فیزیکی و گرمایی مثل نقطه ذوب و تبلور است.

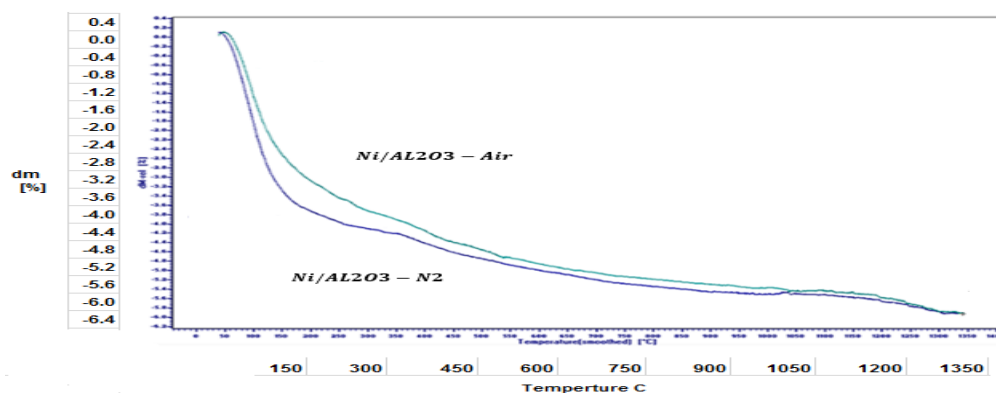
۶- برای تعیین پراکندگی ذرات از آزمون MAP استفاده گردیده است. با استفاده از این روش میزان فراوانی ذرات در سطح کاتالیست بررسی و مطابق شکل (۷) با دو دقت ۵۰۰ نانومتر و ۱۰ میکرومتر تصویر برداری گردیده و پراکندگی ذرات و حفره‌های سطحی کاتالیست نشان داده شده است.

۷- برای تعیین پدیده‌های شیمیایی مثل تجزیه و جذب سطحی کاتالیست با دما از آنالیز ترموگراویمتری TGA استفاده گردیده، اساس این روش کاهش وزن با افزایش دما بوده و طبق شکل (۸) کاتالیست آزمون در دو حالت با هوا و نیتروژن از دمای محیطی تا دمای ۱۳۵۰ درجه سلسیوس تحت افزایش دما قرار می‌گیرد. کاتالیست تا دمای حدود ۵۲۰ درجه سلسیوس کلسینه شده و کاهش وزنی حدود ۴/۵ درصدی دارد و این کاهش وزن کاتالیست در دمای ۱۳۵۰ درجه سلسیوس و بدون تخریب به حدود ۵/۵ درصد



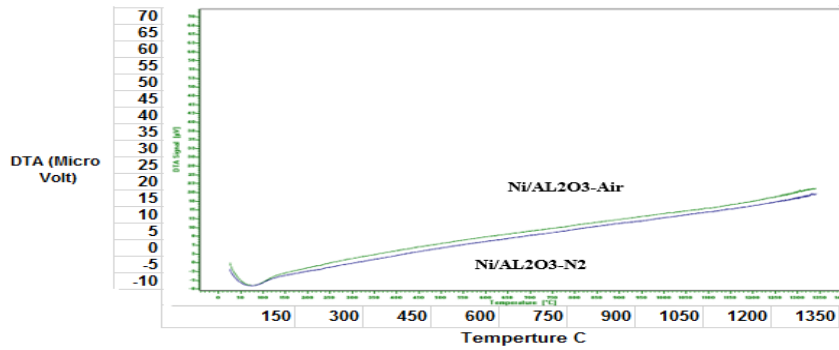
شکل ۷. تصاویر سطح کاتالیست نیکل بر پایه آلومینا با آنالیز MAP مقیاس ۵۰۰ nm.

Figure 7. Alumina based nickel catalyst surface images with 500nm scale MAP analysis.



شکل ۸. تغییرات وزنی کاتالیست نیکل بر پایه گاما آلومینا با آنالیز حرارتی TGA.

Figure 8. Weight changes of nickel catalyst based on gamma alumina by TGA thermal analysis.

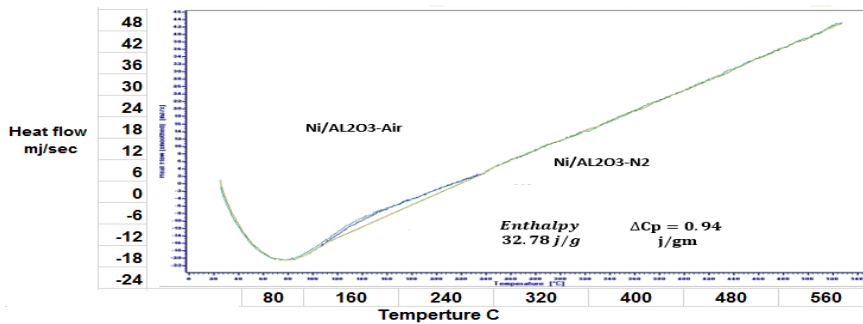


شکل ۹. پدیده‌های حرارتی کاتالیست نیکل بر پایه گاما آلومینا با آنالیز DTA.

Figure 9. Thermal phenomena of nickel catalyst based on gamma alumina by DTA analysis.

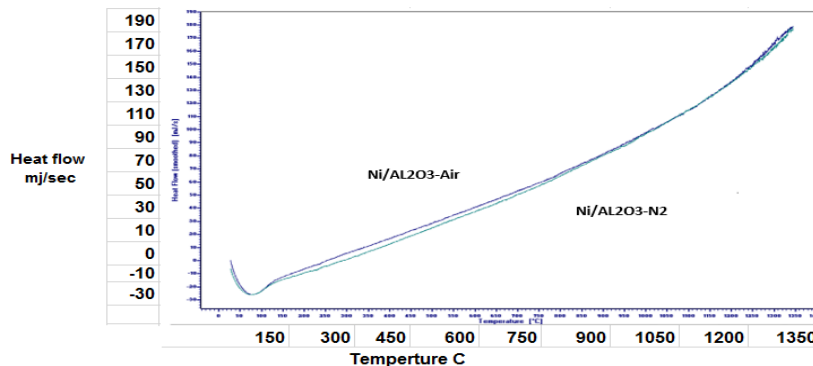
سلسیوس واکنش گرمایی در هر دو حالت آنالیز با هوا و نیتروژن وجود آمده است. مقدار آنتالپی واکنش ۳۲/۷۸ ژول بر گرم است. در شکل (۱۱) کاتالیست در دو حالت با هوا و نیتروژن از دمای محیطی تا ۱۳۵۰ سلسیوس تحت گرما قرار گرفته، و فاقد واکنش‌های گرمازا و گرماگیر و دیگر پیک‌ها در اثر افزایش دما است.

۹- برای تعیین تغییرات شیمیایی بر اساس اختلاف انرژی با دما مثل آنتالپی واکنش‌های گرمازا یا گرماگیر و ظرفیت گرمایی ویژه، با استفاده از پیک‌های منحنی با افزایش دما از آزمون آنالیز گرماسنجی روشی DSC استفاده شده است. همانطور که در شکل (۱۰) نشان داده شده ابتدا کاتالیست تا دمای ۵۲۰ سلسیوس برای عملکرد مناسب در فرایند کلسینه می‌گردد، در کلسیناسیون بین دماهای حدود ۱۱۰ تا ۲۴۰



شکل ۱۰. تغییرات گرمایی کاتالیست نیکل بر پایه گاما آلومینا با آنالیز DSC تا دمای ۵۳۰ درجه سلسیوس.

Figure 10. Heat changes of nickel catalyst based on gamma alumina by DSC analysis up to 530 °C.



شکل ۱۱. تغییرات گرمایی کاتالیست نیکل بر پایه گاما آلومینا با آنالیز DSC.

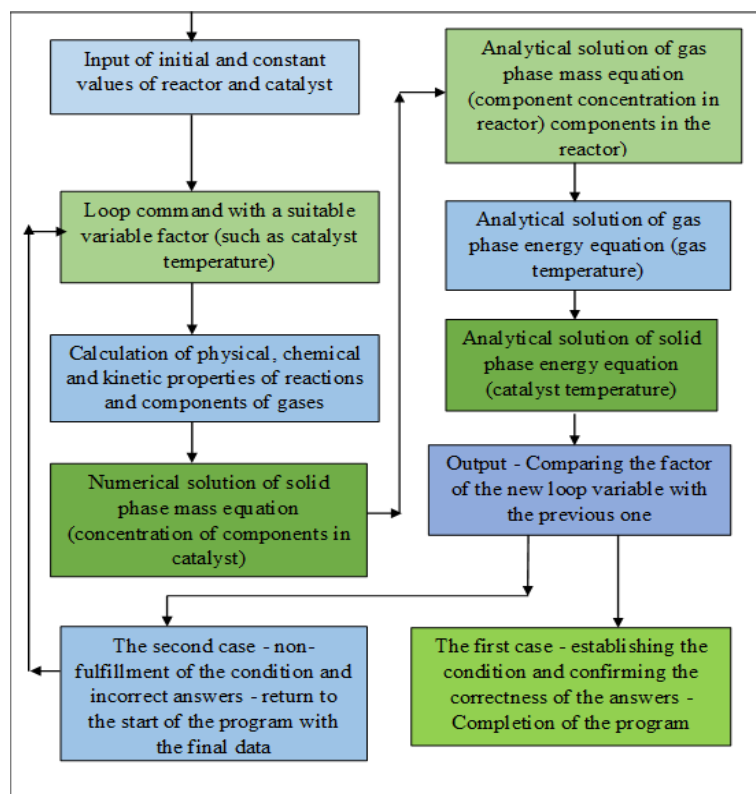
Figure 11. Heat changes of nickel catalyst based on gamma alumina by DSC analysis.

معادلات جرم و انرژی فاز گاز با شرایط مرزی معلوم و داده‌ها و مشخصات راکتور و بستر (طبق جدول (۲)) با استفاده از دستور انتگرال‌گیری از معادلات در نرم‌افزار حل گردیده در نهایت در مرحله چهارم معادله دیفرانسیلی انرژی فاز جامد حل می‌گردد. چنانچه نتایج دارای صحت و دقت مورد نظر باشند، معادلات برای نقطه بعدی حل می‌شوند، در غیر اینصورت نتیجه جدید به عنوان پیش فرض مجدد در مرحله اول قرار می‌گیرد. این حلقه برای هر نقطه چندین مرتبه تکرار می‌شود. در این تحقیق تعداد ۱۰۰ نقطه با فاصله نیم میلی‌متر برای طول ۵۰ میلی‌متری بستر راکتور منظور گردیده است (تعداد نقاط انتخابی است و محدودیت در تعداد ندارد). از مزایای حل با نرم افزار، حل همزمان معادلات دیفرانسیلی با حداقل خطا در تمامی محاسبه‌ها، رسم منحنی تغییرات جرم و انرژی در فازهای راکتور، شناخت واقعی از خواص شیمیایی و فیزیکی فرایند در زمان انجام واکنش‌ها و تعیین متغیرهای برای طراحی رانشگر فضایی است.

۵. روش حل معادلات حاکم

در این مدل‌سازی سیستم رانش فضایی نوع تک پیشرانه هیدرازینی با راکتور کاتالیستی، بستر ثابت و آدیاباتیک، معادلات حاکم بر راکتور در فازها با مقادیر اولیه و شرایط مرزی معین توسط موازنه جرم و انرژی در فازهای گاز و کاتالیست با در نظر گرفتن همزمانی انتقال جرم و انرژی بدست آمده و توسط برنامه نویسی در نرم‌افزار به طور همزمان حل گردیده، به طوریکه حل معادلات دیفرانسیلی به صورت تحلیلی بوده و تنها برای حل معادله غیر خطی جرم فاز جامد از روش عددی حجم محدود استفاده می‌گردد.

برای حل معادلات دیفرانسیلی حاکم بر سیستم، ابتدا طول راکتور به تعداد زیادی نقاط تقسیم گردیده، سپس به ترتیب در هر نقطه در جهت طول محوری بستر راکتور تا انتهای بستر معادلات و روابط با استفاده از برنامه ریزی و طراحی در نرم‌افزار (MATLAB- R2017a) مطابق فلوجارت در شکل (۱۲) حل شده و متغیرها در فازهای راکتور حاصل می‌گردند [۳۵]. به این ترتیب در مرحله اول معادله دیفرانسیلی جرم فاز جامد و سپس در مرحله دوم و سوم به ترتیب



شکل ۱۲. نمودار مراحل کلی حل معادلات و روابط حاکم بر سیستم رانش فضایی با برنامه نویسی در نرم‌افزار.

Figure 12. Diagram of general steps of solving equations and relations governing the space drift system with programming in software.

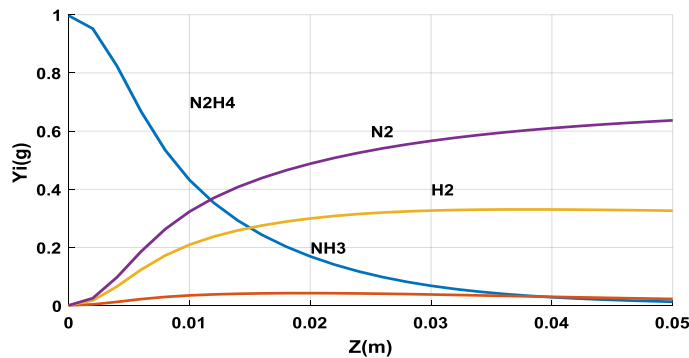
۶. نتایج مدل رانشگر فضایی تک پیشرانه

نتایج مدل‌سازی و طراحی سیستم رانش فضایی تک پیشرانه هیدرازینی با واکنش‌های تجزیه هتروژنی هیدرازین و آمونیاک در یک راکتور کاتالیستی بستر ثابت با کاتالیست نیکل ۱۵ درصد بر پایه گاما آلومینا با محصولات نیتروژن و هیدروژن برای مقادیر اولیه خوراک (جدول (۲))، راکتور و کاتالیست بستر حاصل گردیده و طبق شکل‌های (۱۳) تا (۲۰) نشان داده شده است.

شکل (۱۳) منحنی تغییرات کسر مولی اجزای واکنشگر و محصولات را در جریان سیال نسبت به طول بستر راکتور نشان داده و بیانگر کاهش شدید خوراک در ابتدای بستر و افزایش محصولات تا انتهای بستر با افزایش سینتیک واکنش تجزیه آمونیاک و تجزیه حداکثر آن به نیتروژن و هیدروژن است. در خصوص تغییرات دمایی جریان سیال و کاتالیست در بستر طبق شکل (۱۳)، دمای کاتالیست از ۵۰ سلسیوس در ابتدای بستر با یک شیب زیاد که حاصل واکنش بسیار

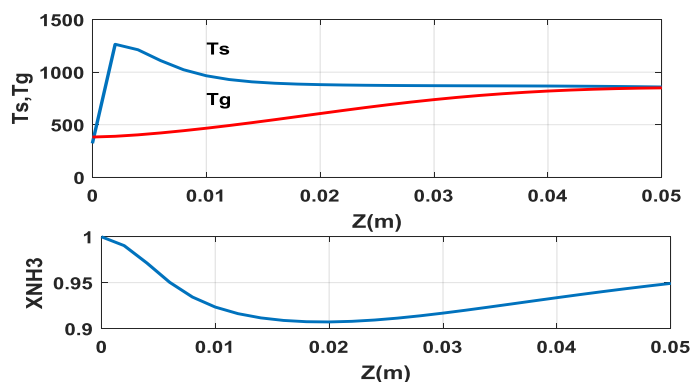
سریع گرمای تجزیه هتروژنی هیدرازین بوده افزایش یافته و به یک نقطه دمای حداکثر حدود ۹۷۰ سلسیوس می‌رسد، سپس با افزایش تولید آمونیاک و واکنش هتروژنی آمونیاک که یک واکنش گرماگیر بوده، شیب تغییرات دمایی نسبت به طول بستر کاهش می‌یابد. همچنین دمای جریان گاز در ابتدای بستر از ۱۱۰ سلسیوس تا انتهای بستر به دلیل افزایش دمای کاتالیست و گرمای واکنش هیدرازین با یک شیب ملایم زیاد شده و در انتهای بستر به دمای کاتالیست نزدیک شده و به دمای تعادلی (دمای حدود ۸۵۰ سلسیوس) می‌رسد.

با توجه به شکل (۱۴) ابتدا با شروع تولید آمونیاک حاصل تجزیه هیدرازین، باعث کاهش شیب منحنی درصد تجزیه آمونیاک تا طول ۲۰ میلی‌متر بستر گردیده و به مقدار حداقل ۹۰ درصد برسد، سپس با از بین رفتن هیدرازین نسبت به طول بستر، تجزیه آمونیاک به مقدار ۹۴ درصد برسد.



شکل ۱۳. تغییرات کسر مولی اجزای گاز بر حسب طول بستر.

Figure 13. Changes in molar fraction of gas components in terms of bed length.

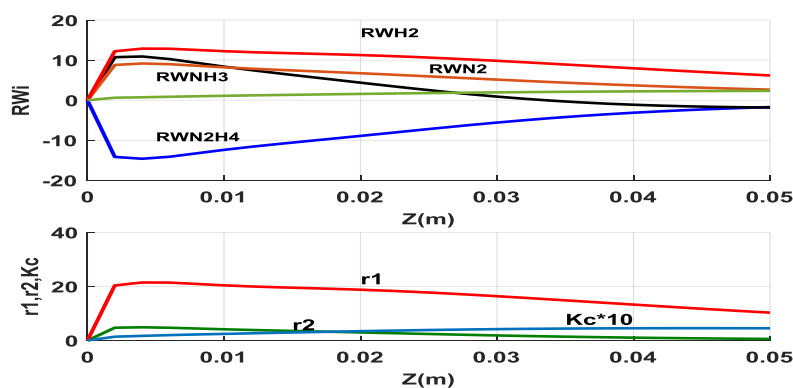


شکل ۱۴. تغییرات دمای گاز و کاتالیست و میزان تجزیه آمونیاک بر حسب طول بستر راکتور.

Figure 14. Changes in gas and catalyst temperature and rate of ammonia decomposition in terms of reactor bed length.

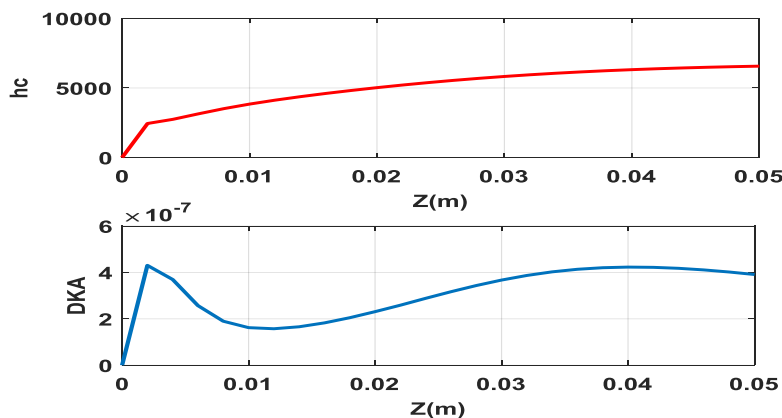
در خصوص تغییرات ضریب انتقال حرارت جابجایی از جریان گاز به کاتالیست (طبق شکل ۱۶)) به دلیل وابستگی مستقیم به دما، با افزایش دمای جریان گاز تا انتهای بستر زیاد می‌گردد. برای تعیین ضریب نفوذ در کاتالیست، بصورت‌های نفوذ مولکولی و حفره‌ای و یا موثر با توجه به قطر حفره کاتالیست متخلخل به مقدار نسبت طول مسیر آزاد متوسط مولکولی و اختلاف غلظت اجزا در سطح کاتالیست می‌باشد. همانطور که در شکل (۱۶) تغییرات ضریب نفوذ مؤثر درون کاتالیست در جهت طول محوری راکتور نشان داده شده، در ابتدای بستر تجزیه کاتالیستی هیدرازین در سطح کاتالیست و داخل کاتالیست به دلیل افزایش نفوذ صعودی بوده و سپس ضریب نفوذ به دلیل کاهش هیدرازین و افزایش آمونیاک اطراف کاتالیست کم می‌گردد. در مرحله بعد بوسیله تجزیه آمونیاک ضریب نفوذ مؤثر زیاد گردیده و باعث افزایش سینتیک آمونیاک می‌شود.

در خصوص تغییرات سینتیک واکنش‌های تجزیه هتروژنی هیدرازین و آمونیاک (شکل ۱۵))، سرعت واکنش تجزیه هیدرازین در ابتدا بستر خیلی زیاد بوده که با کاهش خوراک در انتهای بستر به صفر می‌رسد. برای سرعت واکنش تجزیه هتروژنی آمونیاک، در ابتدای بستر با تشکیل آمونیاک زیاد گردیده، سپس با تجزیه آمونیاک به نیتروژن و هیدروژن سرعت واکنش نسبت به طول بستر کاهش می‌یابد. در مورد تغییرات ضریب انتقال جرم از جریان گاز به کاتالیست که وابسته به دما و سینتیک واکنش‌ها بوده، با افزایش دمای کاتالیست تا انتهای بستر زیاد می‌گردد، با توجه به اینکه نفوذ به درون کاتالیست متخلخل بسیار کم است ضریب نفوذ ملکولی و انتقال جرم هم به درون کاتالیست در مقابل انتقال جرم و نفوذ به درون جریان گاز کم می‌باشد. همچنین سینتیک واکنش‌ها وابسته به ضریب انتقال جرم و ضریب نفوذ از کاتالیست به جریان گاز است.



شکل ۱۵. تغییرات سینتیک اجزای گاز و ضریب انتقال جرم بر حسب طول بستر.

Figure 15. Changes in the kinetics of gas components and mass transfer coefficient according to the length of the bed.



شکل ۱۶. تغییرات ضریب نفوذ مؤثر در کاتالیست و ضریب انتقال حرارت جابجایی بر حسب طول بستر راکتور.

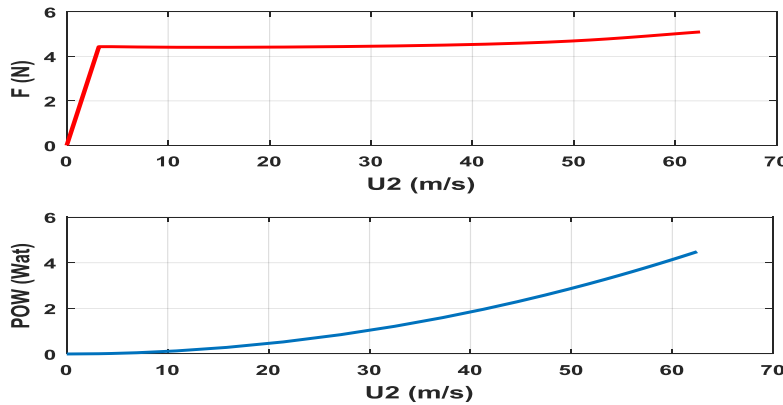
Figure 16. Changes in the effective diffusion coefficient in the catalyst and the transfer heat transfer coefficient according to the length of the reactor bed.

سبک نیتروژن و هیدروژن در یک روند نزولی تا انتهای بستر کاهش می‌یابد. این تغییرات در ابتدای بستر راکتور به دلیل وجود سرعت بالا و گرمازای هیدرازین، شیب تندتر می‌باشد.

در شکل (۱۹) همانطور که مشاهده گردیده، تغییرات فشار به طول بستر راکتور کاتالیستی به دلیل افت فشار حاصل از برخورد جریان سیال با کاتالیست و کاهش فشار حاصل از تبدیل مایع به گاز هیدرازین تا انتهای بستر حدود نیم بار کاهش فشار ایجاد می‌گردد. در مورد فشار خروجی از نازل در ابتدا به دلیل سرعت پایین جریان گاز صعودی بوده، سپس با افزایش سرعت جریان گازهای خروجی از نازل با یک شیب ثابت کاهش می‌یابد، این مقدار به کمتر از ۰/۰۰۲ بار می‌رسد.

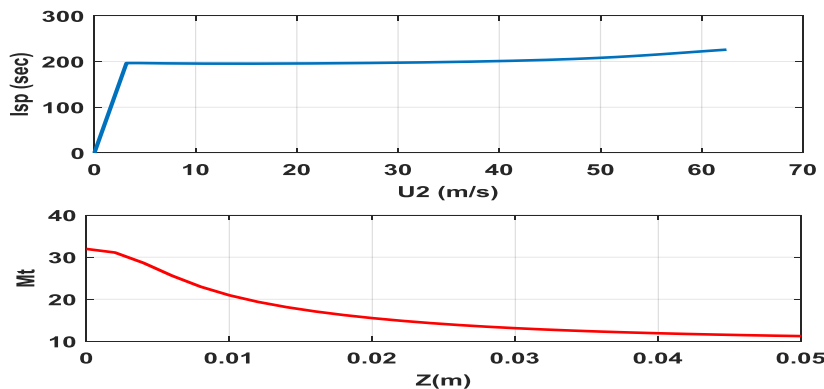
در خصوص تغییرات نیروی رانش (طبق شکل (۱۷)) با افزایش سرعت در خروجی نازل با یک شیب تند افزایش یافته، سپس با یک شیب ملایم تا رسیدن به نیروی رانش ۵ نیوتنی زیاد می‌گردد. همچنین توان رانشگر با یک روند صعودی با افزایش سرعت گازها در خروجی نازل تا انتها زیاد می‌شود.

در خصوص تغییرات ضربه ویژه با سرعت در خروجی نازل همانند نیروی رانش به صورت افزایشی بوده، شکل (۱۸) این روند را به خوبی نشان می‌دهد. در نهایت ضربه ویژه به بیش از ۲۲۰ ثانیه می‌رسد. برای تغییرات جرم مولکولی جریان سیال نسبت به طول محوری راکتور همانطور که قابل پیش بینی است با انجام واکنش‌های تجزیه هتروژنی هیدرازین و آمونیاک و تبدیل به گازهای



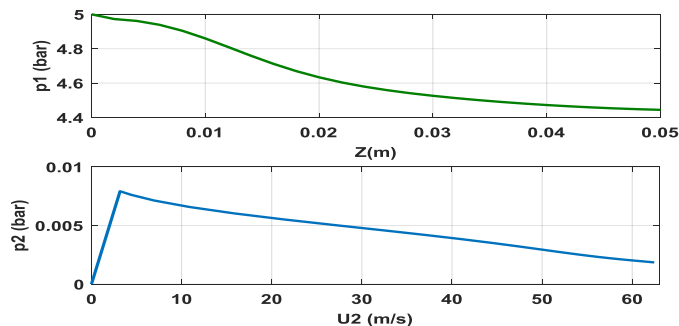
شکل ۱۷. تغییرات نیروی رانش و توان رانشگر فضایی بر حسب سرعت خروج گاز از نازل.

Figure 17. Changes in thrust force and space thrust power in terms of gas outlet speed from the nozzle.



شکل ۱۸. تغییرات ضربه ویژه به سرعت خروجی نازل و جرم ملکولی جریان گاز به طول راکتور.

Figure 18. Special shock changes in nozzle output velocity and molecular mass of gas flow along the reactor.



شکل ۱۹. تغییرات فشار به سرعت در خروجی نازل و فشار به طول راکتور.

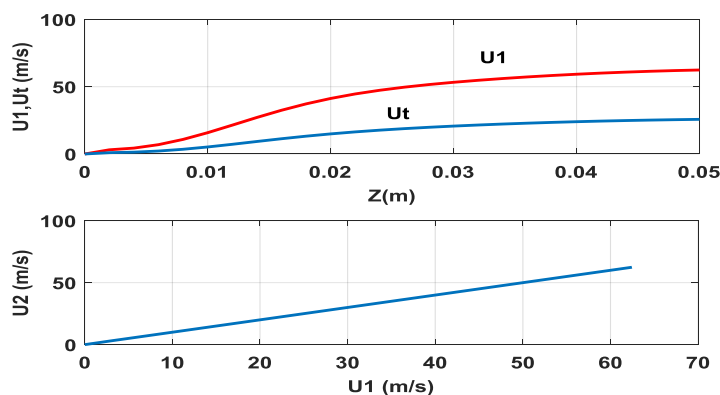
Figure 19. Pressure changes rapidly at the nozzle outlet and pressure across the reactor.

استاتیک در شرایط اتمسفری) نتایج در شرایط عملیاتی، سینتیکی و مشخصات فنی یکسان مورد مطالعه و مقایسه قرار گرفته است، برخی از مقادیر اندازه گیری شده در جریان سیال (فاز گاز) و کاتالیست (فاز جامد) در جدول (۷) نشان داده شده است، که اندازه گیری ترکیب درصد گازهای خروجی از بستر راکتور با استفاده از آنالیز GC با گاز هلیوم است. نتایج بدست آمده با شاخص های ارزیابی عملکرد سیستم شامل حداقل میزان درصد تجزیه آمونیاک، حداقل کسر مولی هیدرازین در خروجی بستر راکتور (کمتر از یک درصد) و حداکثر دمای کاتالیست (حدود ۹۷۲ سلسیوس) کمتر از رسیدن به دمای تخریب کاتالیست (مقاوم در برابر تخریب تا دمای حداقل ۱۳۵۰ سلسیوس طبق آزمایش TGA در شکل (۸))، مقدار افت فشار ناچیز (کمتر از مقدار حداکثر نیم بار) برای نیروی رانش ۵ نیوتنی با ضربه ویژه بیش از ۲۲۰ ثانیه مطابقت داشته است.

برای تعیین تغییرات سرعت در بستر ثابت راکتور کاتالیستی و سرعت در گلوگاه و خروجی نازل همگرا-واگرا که در شکل (۲۰) مشاهده گردیده، سرعت جریان گاز در راکتور از ابتدای بستر تا گلوگاه نسبت به طول محوری راکتور روند صعودی داشته که این شیب در ابتدا به دلیل انجام واکنش تجزیه هتروژنی هیدرازین شیب تند و سپس ملایم می گردد. همچنین تغییرات سرعت خروجی از نازل با افزایش سرعت در بستر با یک شیب تند و ثابت افزایش می یابد. این افزایش همراه با روند صعودی نیروی رانش و توان رانشگر فضایی است.

۷. تعیین درستی عملکرد رانشگر فضایی

برای تعیین میزان درستی یا صحت و دقت نتایج حاصل از مدل طراحی سیستم رانش فضایی نوع تک پیشرانه هیدرازینی با کاتالیست ۱۵ درصد نیکل بر پایه گاما آلومینا و آزمایشی (به صورت



شکل ۲۰. تغییرات سرعت خروجی از نازل به سرعت در راکتور و سرعت جریان گاز در راکتور و گلوگاه نازل به طول راکتور.

Figure 20. Changes in the velocity of the outlet from the nozzle to the speed in the reactor and the speed of gas flow in the reactor and the nozzle throat to the length of the reactor.

جدول ۷. مقایسه نتایج مدل سینتیکی و تجربی در خروجی بستر راکتور و نازل با کاتالیست نیکل ۱۵ درصد بر پایه گاما آلومینا.

Table 8. Comparing the results of kinetic and experimental model at the output of catalytic reactor bed with and 15% gamma alumina -based nickel catalyst

ROW	Measuring parameters	UNIT	Model results	Results of the experiment	Percentage error
1	The amount of ammonia decomposition	%	92.7	90.0	-3.00
2	The amount of hydrazine output	%	0.46	0.5	8.00
3	Amount of ammonia output%	%	3.2	3.5	8.57
4	The amount of hydrogen output	%	63.7	62.0	-2.74
5	The amount of nitrogen output	%	32.64	64.0	4.00
6	Exhaust gas temperature	C	577.4	568.5	-1.57
7	Catalyst bed temperature	C	586.5	575.5	-1.91
8	Maximum catalyst temperature	C	987.5	972.0	-1.59
9	Bed outlet pressure	Bar	4.44	4.50	1.33
10	Thrust force	N	5.09	5.00	-1.80
11	Special impact	Sec	226	220	-2.73
12	Bed pressure drop	bar	0.46	0.50	.00

۸. نتیجه گیری

در این تحقیق یک سیستم رانش یا رانشگر فضایی نوع تک پیشرانه هیدرازینی با کاتالیست نیکل ۱۵ درصد بر پایه گاما آلومینا برای ایجاد نیروی پیشرانش ۵ نیوتنی و ضربه ویژه ۲۲۰ ثانیه برای یک ماهواره جهت تغییر وضعیت فضایی مدل سازی و طراحی گردید. بررسی و ارزیابی نتایج حاصل از مدل طراحی و آزمایشی بیانگر میزان مناسب از درستی عملکرد سیستم رانشگر فضایی بوده، به عبارتی تأیید کننده صحت و دقت نتایج در تمامی مراحل مدل سازی و طراحی بویژه انتخاب نوع و جنس کاتالیست و راکتور، معادلات حاکم بر سیستم، سینتیک واکنش ها، شرایط عملیاتی و برنامه نویسی با کارایی مناسب برای حل همزمان معادلات و روابط در فازهای راکتور و تعیین متغیرها با شرایط و فرض ها می باشد. در نهایت مدل سازی و طراحی سیستم رانشگر فضایی نوع تک پیشرانه هیدرازینی با کاتالیست نیکل بر پایه گاما آلومینا برای تغییر وضعیت فضایی ماهواره از نظر علمی و کاربردی مورد تأیید قرار گرفت.

۹. علامت های اختصاری

description	UNIT	the sign
The ratio of the catalyst surface to the volume of the reactor unit	$m_p^2 \times m_r^{-3}$	a_v
Mass ratio to reactor surface	$Kg \times m_r^{-2} \times S^{-1}$	G
Specific heat capacity of gas components	$J \times K_g^{-1} \times K^{-1}$	C_p
Concentration of fluid components in the gas phase	$mol \times m_g^{-3}$	C_i
Concentration of fluid components in solid phase (catalyst)	$mol \times m_g^{-3}$	$C_{i,s}$
Concentration of fluid components at the common phase boundary	$mol \times m_g^{-3}$	$C_{i,s}^s$
Effective (average) diffusion coefficient in the catalyst	$m_g^{+3} \times m_p^{-1} \times S^{-1}$	D_{KA}
Heat transfer coefficient from gas to solid (catalyst)	$W \times m_g^{-2} \times K^{-1}$	h_c

- State of Supported Iridium in a Hydrazine Decomposition Catalyst", Journal of Catalysis. Vol. 29, pp. 31-39, (1973).
- [6] Xiaowei, Ch., Tao, Zh., Pinliang Y., Mingyuan, Zh., Weicheng, W., Liangen, X., Tao, L., Xiaodong, W., Can, L., "A novel catalyst for hydrazine decomposition: molybdenum carbide supported on", Chinese Academy of Sciences. P. O. Box 110, Dalian 116023, (2002).
- [7] Xiaowei, C., Zhang, T., "Catalytic Decomposition of Hydrazine Over Supported Molybdenum Nitride Catalysts in a Monopropellant Thruster", J. Catalysis Letters. Vol. 79, Nos, (2002).
- [8] Oliaee, S. N., "Catalyst Development and the Structure Dependent Properties for Hydrazine Decomposition", A Dissertation Presented to The Graduate Faculty of the University of Akron. August, (2016).
- [9] Vieira, R., Bastos, D. T., Netto, M., Ledouxa, J., Huua, C. P., "Hydrazine Decomposition Over Iridium Supported on Carbon Nanofibers Composite for Space Applications", Chinese Academy of Sciences. P. O. Box 110, Dalian 116023, (2005).
- [10] Janga, I. J., Shina, H. S., Shina, N. R., Kima, S. H., "Macro Porous-Mesoporous Alumina Supported Iridium Catalyst for Hydrazine Decomposition", Catalysis Today. Vol. 185, pp. 198-204, (2012).
- [11] Conture, j. p., Pannetier, G., "Hydrazine Decomposition Over a Supported Iridium Catalyst", Journal of Catalysis. Vol. 24, pp. 434-445, (1973).
- [12] Baek, S. W., Han, C. Y., "Effects of Catalyst Bed Failure on Thermochemical Phenomena for a Hydrazine Monopropellant Thruster Using Ir/Al₂O₃ Catalysts", Industrial & Engineering Chemistry Research (I&EC). Vol. 51, pp. 5382-5393, (2012).
- [13] Kesten, A. S., "Analytical Study of Catalytic Reactors for Hydrazine Decomposition", Third Annual Progress Report. Contract No. NAS 7-458, (1969).
- [14] Kesten, A. S., "Analytical Study of Catalytic Reactors for Hydrazine Decomposition", Second Annual Progress Report. Contract No. NAS 7-458, (1968).
- [15] Gunter, S. E., Deppner, H. G., "Modelling and Simulation of Monopropellant Hydrazine Thrusters for Spacecraft Position Control", J. Chem. Eng. Technol. pp. 426-432, (1989).
- [16] Han, D. I., Han, C. Y., Dong, H. S., "Empirical and Co-Mputational Performance Prediction for Monopropellant Hydrazine Thruster Employed for Satellite", Journal of Spacecraft and Rockets. Vol. 46, p. 6, (2009).
- [17] Medeiros, J. E., Valenca, G. P., "Kinetic Analysis of the Catalytic Decomposition of Hydrazine", Braz. J. Chem. Eng. Vol.15, p. 2, June, (1998).

Mass transfer coefficient from gas to solid	$m_g^3 \times m_i^{-2} \times S^{-1}$	K_C
Enthalpy of gas components at medium gas temperature	$J \times mol^{-1}$	$\Delta H_{f,i}$
Molar fraction of gas components in the catalyst	$mol_i \times mol_{tot}^{-1}$	$y_{i,S}$
Mole fraction of gas components in the gas phase	$mol_i \times mol_{tot}^{-1}$	y_i
Reactor bed pressure	<i>bar</i>	P_1
Nozzle outlet pressure	<i>bar</i>	P_2
Spherical catalyst radius	<i>m</i>	r_C
The ratio of the production speed of gas components at the catalyst level to the catalyst density	$\frac{m_g^{-4} \times K \times S}{m_{cat}^{-3} \times K_{g(cat)}}$	$R_{w,i}$
Catalyst temperature (solid phase)	$^{\circ}C$	T_S
Fluid temperature (gas phase)	$^{\circ}C$	T_g
Reactor length	m_r	Z
The ratio of gas volume to reactor volume	$m_g^3 \times m_r^{-3}$	ϵ_b
Catalyst density	$Kg_{(cat)} \times m_p^{-3}$	ρ_S
The dimensionless ratio of the catalyst radius	-	X
The ratio of specific heat capacity at constant pressure to constant volume	-	K
Effective (average) diffusion coefficient in the gas	$m_g^{+2} \times S^{-1}$	$D_{e,i}$

مراجع

- [1] Mackled, A. E., Belal, H., "Modeling of Hydrazine Decomposition for Monopropellant Thrusters", Aerospace Sciences & Aviation Technology (ASAT). Vol. 13, pp. 26-28, May, (2009).
- [2] Wernimont, J., "System Trade Parameter Comparison of Monopropellants: Hydrogen Peroxide Vs Hydrazine and Others", Joint Propulsion Conference & Exhibit. pp. 9-12, California, July, (2006).
- [3] Price, T. W., Evans, D. D., "The Status of Monopropellant Hydrazine Technology", National Aeronautics and Space Administration (NAS). Contract No. NAS 7-100, February, (1968).
- [4] Schmidt, M., "The Decomposition of Hydrazine in the Gas Phase and over an Iridium Catalyst", Zeitschrift fur Physikalische Chemie. p. 227, (2013).
- [5] Escard, J., Ircha, J., Leclbre, C., Conture, J. P., "The

- [18] Tan, A. Y., Prushen, B. D., Guin, J. A., "Mass Transfer in Non-Uniform Packaging ", *AICHE J.* Vol. 21, p. 396, (1975).
- [19] Satterfield, C. N., "Mass Transfer in Heterogeneous Catalysis", M. I. T. Press. Cambridge Mass, (1970).
- [20] Shain, S. S., "A Note on Multi-Component Publishing", *AICHE J.* Vol. 7, p. 17, (1961).
- [21] Bergman, P. D., Lowell, B., "Uniform Flux Heat Transfer to Gas at Gentle Forced Convection in a Circular Tube", *AICHE J.* Vol. 12, pp. 648-655, July (1966).
- [22] Friend, W. L., Metzner, A. B., "Turbulent Heat Transfers Inside Pipes and Analogy Between Heat Transfer, Mass and Momentum ", *AICHE J.* Vol. 4, p. 393, (1958).
- [23] Rose, P. M., Kintner, R. C., "Mass Transfer from Large Oscillating Droplets", *AICHE J.* Vol. 12, pp. 530-534, (1966).
- [24] Scott, D. S., Dullien, F. A. L., "Transient and Steady State, Free and Natural Convection, Numerical Solutions: Part II. The Area Inside a Horizontal Cylinder", *AICHE J.* Vol. 8, p. 713, (1962).
- [25] Rothfield, L. B., "Concentration Fluctuations in a Stirred Baffled Vessel", *AICHE J.* Vol. 9, p. 19, (1963).
- [26] Evans, R. B., Watson, B. M., Mason, E. A., "Gaseous Diffusion in Porous Media at Uniform Pressure", *J. Chem. Phys.* Vol. 33, p. 2076, (1961).
- [27] Sanchez, M. M., Lozano, P., "Session12: Monopropellant Thrusters", *Aeronautics and Astronautics. 16.522 Space Propulsion Spring*, (2015).
- [28] Pakdehi, S. G., Rasoolzadeh, M., "Comparison of Catalytic Behavior of Iridium and Nickel Nano catalysts for Decomposition of Hydrazine", *Procedia Materials. Science J.* Vol. 11, pp. 749-753, (2015).
- [29] Bird, R. B., Stewart, W. E., Lightfoot, E. N., "Transport Phenomena", Wiley, New York, (1960).
- [30] Wilke, C. R., Chang, P., "Gaseous Diffusion in Porous Media at Uniform Pressure", *AICHE J.* Vol. 1, p. 264, (1955).
- [31] Danckwerts, P. V., "Gas-Liquid Reaction", McGraw-Hill Company, New York, (1970).
- [32] Treybal, R. E., "Mass Transfer Operations", Third Edition, Translators Publications, Tehran, Section 3, pp. 71-77, In Persian, (1996).
- [33] Sungsik, L., Chaoyang, F., Tianpin, W., Scott, L. A., "Hydrazine Decomposition over Irn/Al₂O₃ Model Catalysts Prepared by Size-Selected Cluster Deposition", *J. Phys. Chem. Department of Chemistry. University of Utah. Salt Lake City. Utah* 84112. Vol. 109, pp. 381-388, (2005).
- [34] Wucherer, E. J., Timothy, C., Stiefel, M., "Hydrazine Catalyst Production-Sustaining S-405 Technology", NTRS.39th Joint AIAA. Document ID 20030066232, September, (2013).
- [35] MATLAB Software, Protected by U.S and International Patents, R2017a, 9.2.0.538062, February, (2017).