

# تحلیل آماری بر اجکتورهای گازی تجهیزات تست ارتفاع موتورهای فضایی

در تحقیق حاضر تحلیل آماری اجکتور مورد استفاده در ۵۰ مورد تجهیزات تست ارتفاع در دنیا صورت گرفته است. اطلاعاتی از قبیل موقعیت اجکتور، سیال عامل، تولید سیال عامل، فشار و دمای کاری، حفاظت حرارتی و هزینه‌های ساخت و عملیاتی می‌تواند در صنایع فضایی در حال توسعه مفید واقع شود. بررسی‌ها نشان می‌دهد که در ۸۷٪ از تجهیزات، موقعیت نصب اجکتور به صورت مرکزی بوده است. همچنین، در ۷۶٪ از این تجهیزات از بخار آب به عنوان سیال عامل استفاده شده است. جهت حفاظت حرارتی اجکتورهای مرکزی، غالباً از سیستم خنک کاری با اسپری آب استفاده می‌شود. با توجه به منابع موجود، نرخ جرمی آب مورد استفاده برای خنک کاری گازهای احتراقی قبل از اجکتور در محدوده ۱/۸ تا ۳/۹ برابر نرخ جرمی گازهای احتراقی تولید شده توسط موتور در بازه تراست ۰/۱۱ تا ۲۰۴ کیلو نیوتن است. در اغلب تجهیزات تست موتورهای سوخت جامد و سوخت مایع به ترتیب از انباشت گر بخار و موتور مولد بخار به عنوان منبع تولید بخار آب استفاده شده است.

**واژه‌های کلیدی:** تجهیزات تست ارتفاع، دیفیوزر-اجکتور مافوق صوت، حفاظت حرارتی، سیال اولیه

## The Statistical Analysis of Gas Ejectors in High Altitude Test Facilities for Space Motors

*In the present research about 50 high altitude test facilities (HATFs) in the world and ejectors of them have been analyzed. Practical information such as type of the ejector, operating fluid, procedure of fluid generation, operating pressure and temperature, Thermal protection and costs of construction and operation can be useful in developing space industries. The present study shows that in 87% of the 50 HATFs, central ejectors and in 76% of them water steam have been used. Water spray cooling is often used to provide thermal protection for ejectors. Based on the available references, the water mass flow rate for cooling system is in the range of 1.8 to 3.9 times of the mass flow rate of exhaust gases of the engines with thrust in the range of 0.11 to 204 kN. To produce water steam, the HATFs for solid and liquid fuel engines frequently employ the steam accumulators and steam generators, respectively.*

**Keywords:** High Altitude Test Facility, Supersonic Diffuser-Ejector, Thermal Protection, Primary Fluid.

محسن حاتمی نسب<sup>۱\*</sup>، کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، پردیس دانشکده‌های فنی، دانشگاه تهران

نعمت‌اله فولادی<sup>۲</sup>، دکتری، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران

\*نویسنده مخاطب، آدرس: تهران، کدپستی: ۱۴۱۷۶۱۴۴۱۸

Mohsenhataminasab@yahoo.com

M. Hataminasab<sup>1\*</sup>, M. Sc., School of Mechanical Engineering, College of Engineering, University of Tehran

N. Fouladi<sup>2</sup>, PhD, Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center

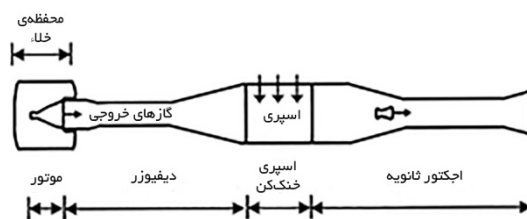
\*Corresponding Author, Postal Code: 1417614418, Tehran, IRAN

Mohsenhataminasab@yahoo.com

## مقدمه

در موتورهایی که برای ارتفاعات بالا طراحی می‌شوند، از نازل‌ها با نسبت انبساط بالا استفاده می‌شود تا عملکرد آن‌ها بهبود یابد. در صورت تست این موتورها در سطح زمین، جریان در داخل نازل دچار جدایش می‌شود و به همین علت ارزیابی دقیق عملکرد موتور امکان‌پذیر نخواهد بود. به این دلیل است که شبیه‌سازی شرایط ارتفاعی در تست‌های زمینی دارای اهمیت است. فشار محیط ارتفاعی مهم‌ترین پارامتر برای شبیه‌سازی است و باید به کمینه مقدار مقدار ممکن برسد تا شرایط خلأ ارتفاعی شبیه‌سازی شود [۱]. سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی دارای یک دیفیوزر مافوق صوت است که به کمک آن شرایط خلأ شبیه‌سازی می‌شود. در برخی از تست‌ها در سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی که فشار محفظه موتور به اندازه کافی بالا نباشد، ممکن است دیفیوزر مافوق صوت توانایی پمپاژ گازهای خروجی از موتور را نداشته باشد و برای تخلیه گازهای خروجی موتور به اتمسفر از یک سیستم دیفیوزر- اجکتور نیز استفاده شود. شکل ۱ نمونه‌ای از شماتیک یک سکوی تست را نشان می‌دهد. این سکو شامل محفظه خلأ، دیفیوزر مافوق صوت، محفظه خنک کاری و اجکتور است.

اجکتورها علاوه بر سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی، کاربردهای دیگری مانند سیستم‌های تهویه مطبوع و یخچال دارند [۲]. در صنایع شیمیایی و بیوشیمیایی از اجکتورها برای مکش سیالات خورنده و در پیل‌های سوختی نیز استفاده می‌شود [۳ و ۴].



شکل ۱- شماتیک سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی و تجهیزات تشکیل دهنده آن [۵].

اجکتور وسیله‌ای است که ممتوم جریان اولیه<sup>۱</sup> با انرژی جنبشی بالا را به جریان ثانویه<sup>۲</sup> گازهای خروجی از موتور مورد آزمایش می‌دهد. این انتقال ممتوم با استفاده از تزریق سیال اولیه سرعت بالا به سیال ثانویه که ساکن بوده و یا به آرامی در حال حرکت است، اتفاق می‌افتد [۶، ۷]. به عبارت دیگر، عملکرد اجکتور مشابه یک پمپ عمل می‌کند و وسیله‌ای است که یک جریان ثانویه را به دنبال جریان سرعت بالای خود که ناشی از انبساط گازهای محرک فشار بالاست، می‌کشد [۸]. اجکتورها

به دلیل سادگی و عدم وجود قسمت‌های متحرک در آن‌ها، کاربردهای بسیار دارند [۹]. اجکتورها نسبت به پمپ‌های خلأ دارای قابلیت اطمینان بالاتر، هزینه پایین‌تر، تعمیرات و نگهداری کم‌تری هستند [۱۰]. بررسی صورت گرفته به منظور شناخت بهتر سیستم‌های شبیه‌ساز شرایط ارتفاعی است. وجود پروژه‌های فضایی در کشور ایران حاکی از آن است که نیاز به بستری که بتوان شبیه‌سازی شرایط پروازی در فشارهای پایین را فراهم آورد، احساس می‌شود. سکوی تست شبیه‌ساز شرایط ارتفاعی موجود در کشورهای مختلف مانند آمریکا، انگلستان، فرانسه، ایتالیا، آلمان و ژاپن مورد بررسی قرار گرفته‌اند تا ضرورت و اهمیت استفاده از اجکتور در سکوی تست مشخص شود. در این راستا هدف اصلی رسیدن به جواب مناسب برای پنج موضوع زیر است:

- تعیین موقعیت اجکتور در سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی،
- تعیین نوع سیال مورد استفاده در اجکتور،
- حفاظت حرارتی از اجکتور،
- تعیین سیستم تولید بخار آب در اجکتورهایی که سیال عامل آن‌ها بخار آب است و
- برآوردی از هزینه‌های مرتبط با سیستم اجکتور با توجه به منابع و مراجع در دسترس.

## تبیین موضوع و انگیزه تحقیق

طرح سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی برای تست موتورهای فضایی شامل سیستم دیفیوزر- اجکتور و سیستم تأمین سیال مورد نظر است. مهم‌ترین پارامتر فشار محیط ارتفاعی است و بنابراین توسعه سخت‌افزاری شامل ایجاد فضا، امکانات و تجهیزاتی است که بتوان در زمان تست، کمینه فشار در اطراف نازل موتور را شبیه‌سازی کرد. بنابراین، باید پنج مورد بیان شده باید مشخص شود تا بتوان استفاده بهینه را از سیستم دیفیوزر- اجکتور کرد.

اولین موضوع تقسیم‌بندی مربوط به اجکتورهاست. با توجه به سرعت جریان اولیه، اجکتورها به سه دسته اجکتورهای مادون صوت، صوتی و مافوق صوت تقسیم می‌شوند [۹]. زمانی که جریان اولیه به صورت مافوق صوت است، اجکتور به نحوی مؤثر جریان ثانویه‌ای را مکش می‌کند و شرایطی نزدیک به شرایط خلأ ایجاد می‌شود [۶]. تقسیم‌بندی اصلی در ارتباط با موقعیت اجکتور است و به دو دسته مرکزی و حلقوی تقسیم می‌شود. در اجکتور تزریق مرکزی، جریان اولیه در امتداد خط مرکزی جریان ثانویه تزریق می‌شود. این اجکتور از نظر تولید راحت بوده و ساختار ساده‌ای دارد. بیش‌تر کاربردهای عملی

1. Primary Flow  
2. Secondary Flow

نیترژن و هوا معمولاً به صورت مرکزی قرار می‌گیرند [۱]. وزن مولکولی سیال به کار رفته در اجکتور، نقش مهمی را در تعیین نرخ جرمی مورد نیاز برای سیستم اجکتور دارد. هر چه میزان وزن مولکولی بیش‌تر باشد، نیاز به نرخ جرمی بیش‌تری در اجکتور است [۱۵]. بنابراین، سیال مورد استفاده از دو منظر در قیمت سیستم اجکتور تأثیرگذار خواهد بود. زیرا علاوه بر تجهیزات تولیدکننده سیال، نرخ جرمی سیال نیز در قیمت نهایی نقش خواهد داشت. استفاده از اجکتور هوا، علاوه بر این که نیاز به نرخ جرمی زیادی در مقایسه با سایر سیالات دارد، مشکلاتی نظیر پس‌سوزی<sup>۴</sup> نیز در سیستم به وجود می‌آورد که می‌تواند خسارات جبران‌ناپذیری به سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی وارد نماید. از بخار آب بیش‌ترین استفاده در اجکتورها می‌شود، زیرا علاوه بر بازدهی بالا و نیاز به نرخ جرمی کم‌تر در مقایسه با دیگر سیالات، قابلیت استفاده به صورت مرکزی و حلقوی را داراست و همچنین دارای سیستم تأمین ارزان‌تری می‌باشد [۱].

این پژوهش به منظور بررسی یک موتور انتقال مداری خاص از نوع سوخت جامد صورت گرفته است و مشخصات آن در جدول ۱ آورده شده است. اگرچه بررسی برای موتور مزبور بوده است، اما سیستم اجکتور قابلیت ارتقاء و استفاده در سایر موتورها را نیز خواهد داشت. با توجه به هدف بیان شده سعی بر آن بوده است تا اطلاعات مربوط به سکوهایی تست موجود در دنیا استخراج شود تا دانش کافی در این زمینه وجود داشته باشد. در ارتباط با پنج مبحث بیان شده، ابتدا در ارتباط با موارد مربوط به حفاظت حرارتی، نحوه تأمین بخار در اجکتورهای بخار و برآورد قیمت بحث خواهد شد و نهایتاً متناسب با اطلاعات موجود از سکوهایی تست در دنیا برآوردی صورت خواهد گرفت.

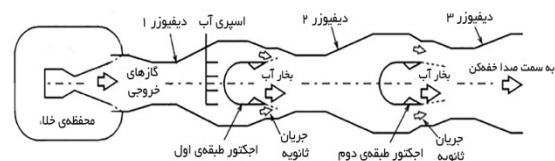
جدول ۱- مشخصات موتور سوخت جامد مورد نظر به منظور بررسی سیستم‌های اجکتور به کار رفته در تست موتورهای مشابه با آن.

مقدار	پارامتر
۲۰	تراست (kN)
۵۰ تا ۶۰	زمان سوزش (s)
۶۰	نسبت سطح
۵	نرخ جرمی گازهای خروجی (kg/s)
۳	فشار محفظه (MPa)

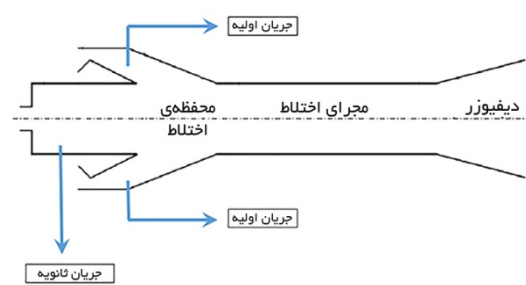
### ۱- طراحی اجکتور

طراحی اجکتور شامل حفاظت حرارتی اجکتور و نحوه تولید سیال اولیه و برآورد قیمت است. در ادامه هریک از این موارد به طور کامل شرح داده شده است.

به صورت اجکتور مرکزی هستند. با این وجود در برخی کاربردها مانند پمپ لیزرهای شیمیایی<sup>۳</sup> که جریان اولیه عبوری به طور مستقیم در معرض جریان داغ ثانویه است، به شدت سوزش آور بوده و باعث آسیب رسیدن به اجکتور می‌شود و در این مورد استفاده از اجکتور حلقوی توصیه می‌شود [۱۱]. همچنین در برخی کاربردها که بیشینه کردن ممتوم جریان ثانویه بسیار ضروری است، تحمیل و پیش‌رفتگی مرکزی جریان اولیه در جریان ثانویه منجر به افت ممتوم شدید می‌شود [۱۲]. شماتیکی از یک تجهیز تست ارتفاعی و اجکتور مرکزی در شکل ۲ نشان داده شده که مرتبط با یک سکوی تست در کشور ژاپن است. روش دیگر استفاده از تزریق حلقوی جریان اولیه است. با تزریق جریان اولیه از میان یک نازل حلقوی در دیوار داخلی مجرای جریان ثانویه، جریان ثانویه بدون اختلال شدید از میان جریان اولیه عبور می‌کند. مطابق با شکل ۳ در روش تزریق حلقوی هیچ انسدادی توسط جریان اولیه در جریان ثانویه اتفاق نمی‌افتد و جریان اولیه با یک زاویه ادغام، وارد محفظه اختلاط می‌شود. ادغام جریان عبوری در محفظه اختلاط برای نفوذ جریان اولیه به جریان ثانویه مطلوب است. با این حال زاویه ادغام باید ملایم باشد تا موجب افت فشار نشود [۱۳].



شکل ۲- شماتیک سکوی تست مرکز تحقیقاتی کاکودا ژاپن با بهره‌گیری از اجکتور مرکزی [۱۴].



شکل ۳- شماتیک نمونه‌ای از اجکتور حلقوی به همراه دیفیوزر گلوگاه- ثانویه [۱۱].

سیالات مورد استفاده در اجکتورها می‌توانند در دو حالت تراکم‌پذیر و تراکم‌ناپذیر باشند [۱۰]. سیالاتی از قبیل بخار آب، آب داغ، گاز نیترژن و هوا در اجکتورها مورد استفاده قرار می‌گیرند. اجکتورهای بخار آب و آب داغ معمولاً به دلیل ممتوم بالای آن‌ها، بازدهی بیش‌تری دارند. از اجکتورهای بخار آب می‌توان به صورت حلقوی نیز استفاده کرد. اجکتورهای

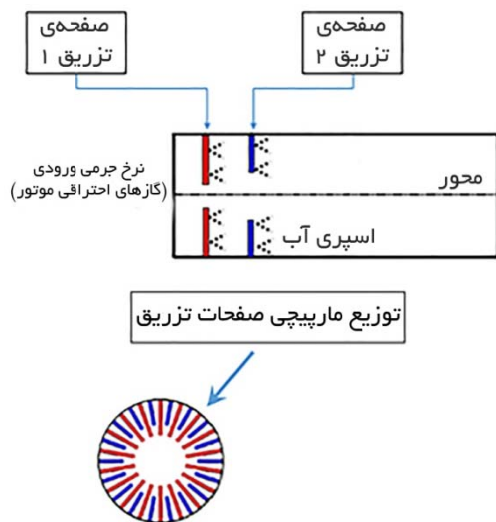
### حفاظت حرارتی اجکتور

در صورت آسیب دیدن یا عدم عملکرد مناسب اجکتور در سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی می‌تواند خسارات جبران‌ناپذیری بر سکوی تست وارد شود و در نتایج تست موتور تأثیرگذار باشد. گازهای دما بالای خروجی از موتور می‌تواند هم به اجکتور و هم به دیوارهٔ دیفیوزر آسیب برساند. معمولاً برای خنک‌کاری اجکتورها از اسپری آب به دلیل ظرفیت گرمایی بالای آب استفاده می‌شود. بررسی دیگری نشان می‌دهد زمانی که دما از ۵۰۰ تا ۱۱۰۰ کلین افزایش یابد، علاوه بر مشکلاتی که گاز داغ ایجاد می‌کند، فشار مکش در حدود ۳۰ تا ۴۵ میلی‌بار افزایش خواهد یافت [۱۵]. در کاری که بر روی یک موتور در مرکز تحقیقاتی کشور هند صورت گرفته است، دمای ۳۵۰۰ کلین مربوط به گازهای خروجی موتور را با استفاده از یک اسپری آب تا میزان ۵۷۶ کلین کاهش داده‌اند [۱۶]. در سیستم‌های جدید از مبدل حرارتی در قبل از اجکتور نیز استفاده می‌شود تا علاوه بر خنک‌کاری اجکتور، مقداری از جریان ثانویه را نیز کنداند<sup>۵</sup> یا چگالیده می‌کند و میزان مورد نیاز سیال اولیه و بار وارد بر اجکتور کاهش می‌یابد [۱۷]. روش خنک‌کاری پاششی نسبت به سایر روش‌ها مخصوصاً خنک‌کاری لایه‌ای<sup>۶</sup>، عملکرد بهتری دارد [۱۸]. در روش خنک‌کاری پاششی پارامترهای مختلفی مانند نرخ جرمی آب تزریقی، قطر انژکتور، طول محفظهٔ خنک‌کننده، توزیع انژکتورها و فشار تزریق تأثیرگذارند و باید مقدار مناسب هر کدام تعیین شود (شکل ۴) [۱۹].

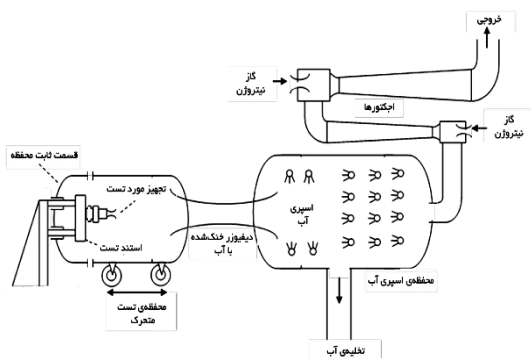
در روش ذکر شده انژکتورهای پاشش آب در مسیر گازهای داغ خروجی از موتور قرار دارند و خود صفحات نگهدارنده در معرض آسیب قرار می‌گیرند. دو روش برای جلوگیری از آسیب رسیدن به صفحات انژکتور وجود دارد. حالت اول استفاده از چیدمان عکس است که در آن انژکتورها در خلاف جهت جریان گازهای احتراقی موتور پاشش می‌کنند. در این حالت مشکل مربوطه به آسیب‌دیدگی صفحات برطرف می‌شود. نمونه‌ای از این نوع پاشش در مرکز تحقیقاتی گلن<sup>۷</sup> و در سکوی تست ACS وجود دارد که در شکل ۵ نشان داده شده است.

روش دیگر پاشش حلقوی جریان آب است. نمونه‌ای از این پیکربندی در سکوی تست NERVA استفاده شده است تا از قرارگیری انژکتورها در مسیر گاز داغ جلوگیری شود و نیازی به محافظت از خود صفحات وجود نداشته باشد. نمونه‌ای از پاشش حلقوی و نحوهٔ چیدمان و قرارگیری انژکتورها در شکل‌های ۶ و ۷ نشان داده شده است. معمولاً انژکتورها در قطرهای مختلف قرار دارند و برای هر قطر کلکتوری وجود دارد تا آب تزریق را تأمین

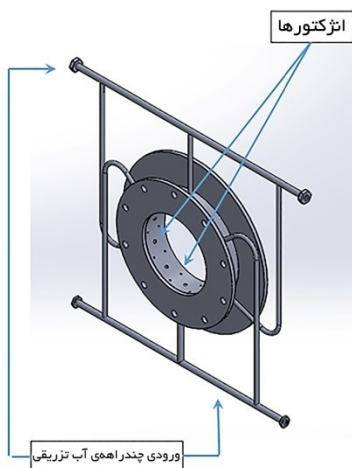
کند. همچنین، فشار تزریق مربوط به انژکتورها می‌تواند متفاوت باشد تا نفوذ آب به گازهای احتراقی خروجی از موتور بهتر صورت گیرد و خنک‌کاری بهبود یابد [۲۱].



شکل ۴- دیاگرام شماتیک مجرای خنک‌کن در سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی و نحوهٔ قرارگیری انژکتورها [۱۹].



شکل ۵- طرح شماتیک سکوی تست ACS در مرکز تحقیقاتی گلن آمریکا [۲۰].



شکل ۶- سیستم خنک‌کاری حلقوی به همراه ورودی چندراهی آب تزریقی در سه بعد.

۵. Condensate: آب ناشی از میعان، آب کنداندس یا چگالیده نام دارد

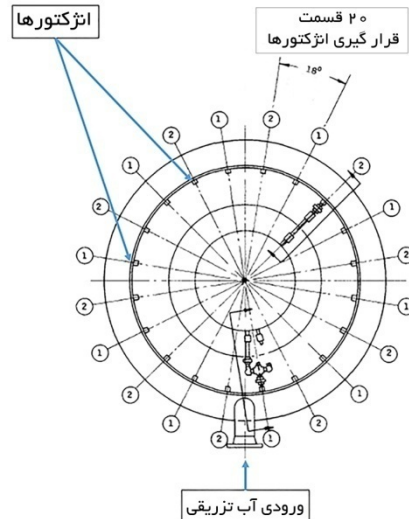
۶. Film Cooling

۷. Glenn Research Center

تحلیل آماری بر اجکتورهای گازی تجهیزات تست ارتفاع موتورهای فضایی

ارتفاعی استفاده می‌شود. در ارتباط با نحوه تأمین بخار آب و یا به عبارتی سیستم تولید بخار آب، تعیین نوع موتور (موتور سوخت جامد، سوخت مایع و کراژنیک) ضروری و لازم است. در موتورهای سوخت مایع یا کراژنیک با بستن شیرهای تزریق سوخت می‌توان احتراق را متوقف کرد و این در حالی است که در موتورهای سوخت جامد غیر ممکن است تا پیش از اتمام سوزش احتراق متوقف شود. از این رو، استفاده از سیستم تولید بخار آب برای تست موتورهای سوخت جامد باید قابلیت اطمینان بالایی داشته باشد. از طرف دیگر، مدت زمان احتراق موتورهای سوخت مایع نسبت به موتورهای سوخت جامد بیش‌تر است و نیازمند عملکرد طولانی‌مدت اجکتور است [۱]. به‌طور کلی، در استفاده از سیستم تولید بخار آب می‌بایست تضمین‌های زیر را در نظر گرفت:

- ۱- قابلیت اطمینان بالا در ارتباط با مسائل ایمنی مرتبط با تست موتورهای سوخت جامد و
  - ۲- مدت زمان عملکرد طولانی اجکتورها برای تست موتورهای سوخت مایع.
- با توجه به نیازهای گفته شده دو روش کلی برای تولید بخار آب توصیه می‌شود:
- الف) تولید بخار آب توسط یک دیگ بخار و ذخیره کردن آن در یک انباشتگر<sup>۹</sup> بخار
- در حالت کلی دو فرآیند ذخیره‌سازی و آزادسازی بخار آب در داخل انباشتگر صورت می‌گیرد (شکل ۸). در فرآیند ذخیره‌سازی، بخار آب توسط یک دیگ بخار تولید و در یک انباشتگر ذخیره می‌شود. بخار آب توسط یک دیگ بخار با فشار کاری بالاتر از فشار انباشتگر تأمین می‌شود. هنگامی که ورود بخار آب از دیگ بخار به انباشتگر، بخار آب خنک می‌شود و با آب و بخار آب موجود در داخل انباشتگر به حالت تعادل می‌رسد. با ادامه پیدا کردن فرآیند ذخیره‌سازی بخار آب در داخل انباشتگر، سطح آب و فشار آب و افزایش می‌یابد. زمانی که فشار داخل انباشتگر به بیشینه مقدار خود برسد، شیر ورودی بسته می‌شود و فرآیند ذخیره‌سازی در داخل انباشتگر پایان می‌پذیرد. فرآیند آزادسازی عکس فرآیند ذخیره‌سازی است. در فرآیند آزادسازی با باز شدن شیر خروجی، انباشتگر بخار آب مورد نیاز سیستم (اجکتور) را تأمین می‌کند. فشار انباشتگر بالاتر از فشار خط پایین دست می‌باشد و بخار اشباع تحت این شرایط به صورت خودکار آزاد می‌شود. با کاهش فشار در انباشتگر، نقطه جوش آب ذخیره‌شده نیز کاهش می‌یابد و آب اشباع مافوق گرم می‌شود. بخار آب زمانی که مصرف می‌شود، دوباره توسط آب ذخیره شده در داخل انباشتگر تولید می‌شود. آبی که به بخار آب



شکل ۷- نمایش تعداد انژکتورها در سیستم خنک کاری حلقوی سکوی تست NERVA در نمای دو بعدی [۲۱].

### نحوه تولید سیال اولیه و برآورد قیمت

در حالت کلی، مسائل اقتصادی انتخاب سیال را دیکته می‌کند. مطالعاتی در سال ۱۹۶۲ توسط مارشال و میکولا در مرکز تحقیقاتی پایگاه هوایی ادواردز<sup>۸</sup> بر روی سیستم‌های مختلف اجکتور صورت گرفت. اجکتورها برای مدت زمان عملکردی ۱۵۰ ثانیه برای تخلیه گازهای خروجی از موتور با نرخ جرمی حدود ۸۰۰ کیلوگرم در ثانیه، طراحی شده بودند [۲۲]. هزینه اولیه برآورد شده برای تأمین سیالات مختلف در جدول ۲ آورده شده است. نتایج نشان‌دهنده هزینه‌بر بودن اجکتورهای هوا و نیتروژن است.

جدول ۲- هزینه اولیه سیستم تأمین سیالات مختلف در اجکتور در سال ۱۹۶۲ [۲۲].

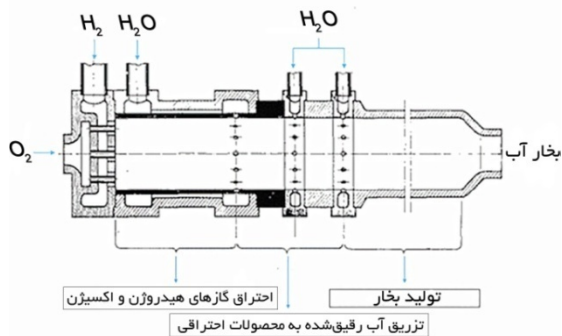
سیستم اجکتور خارج‌کننده	منبع توان	هزینه کلی (میلیون دلار)
اجکتور بخار آب	انباشتگر آب داغ	۱٫۷
اجکتور بخار آب	دیگ بخار فلش	۲٫۵
اجکتور بخار آب	محفظه احتراق گاز داغ	۰٫۸
اجکتور بخار آب	محفظه احتراق HYPROX	۰٫۴
اجکتور آب داغ	انباشتگر آب داغ	۰٫۹
اجکتور هوا	کمپرسورهای هوا	۷٫۹
اجکتور نیتروژن	بخارکننده نیتروژن مایع	۷٫۸

با توجه به خطرات و هزینه کم‌تر در اجکتورهای بخار آب، معمولاً از اجکتورهای بخار آب در سکوهایی تست شبیه‌ساز

9. Accumulator

8. Edwards Air Force

در صورت عملکرد نامناسب می‌تواند باعث آسیب رساندن به اجکتور شود و به همین علت است که قابلیت اطمینان پایین‌تری نسبت به سیستم انباشتگر دارد. هزینه سرمایه‌گذاری در این طرح نسبت به سیستم انباشتگر کم‌تر است، ولی توان مصرفی، هزینه‌های عملیاتی، تعمیرات و نگهداری این سیستم به مراتب بالاتر است [۱].

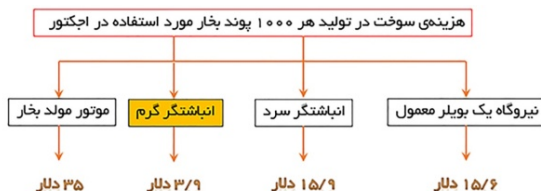


شکل ۹- شماتیک نمونه‌ای از موتور مولد بخار [۲۴].

در مؤسسه آرنولد ناسا در سال ۱۹۶۱، روش‌های مختلف تولید بخار آب برای سیستم اجکتور بیان و هزینه‌های اولیه و عملیاتی آن مشخص شده است. هزینه‌های اولیه و عملیاتی به ترتیب در جدول ۳ و شکل ۱۰ مشخص شده است. در انباشتگر گرم، آب داخل انباشتگر توسط یک پیش گرم‌کن<sup>۱۰</sup> قبل از تولید بخار آب توسط دیگ بخار، گرم می‌شود.

جدول ۳- هزینه اولیه روش‌های مختلف تولید بخار در سال ۱۹۶۱ مربوط به مؤسسه آرنولد [۲۵].

هزینه اولیه تأمین بخار برای اجکتور	
نیروگاه مربوط به یک دیگ بخار مرسوم	۳٫۵ میلیون دلار
سیستم انباشتگر بخار	۷۱۰ هزار دلار
سیستم موتور مولد بخار	۲۵۵ هزار دلار

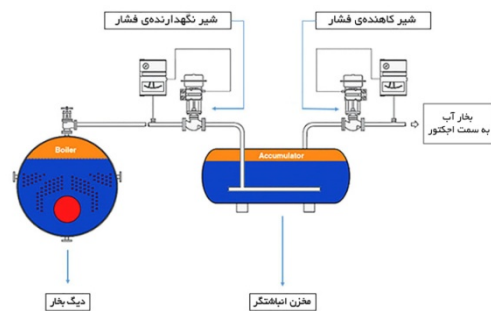


شکل ۱۰- هزینه‌های عملکردی روش‌های مختلف تولید بخار مربوط به مؤسسه آرنولد در سال ۱۹۶۱ [۲۵].

## نتایج و بحث

مطابق با ۵ موضوع مشخص شده در بخش مقدمه، اطلاعات

تبدیل می‌شود، کانی‌زدایی شده و نمک و مواد معدنی آن گرفته شده است. از این‌رو، بخار آب تمیز بوده و هیچ خطری از منظر آلودگی برای اجکتور ندارد. با این وجود، چندین ساعت زمان برای شارژ انباشتگر پیش از هر تست نیاز است. همچنین، مصرف بخار آب محدود به میزان آب ذخیره‌شده در داخل انباشتگر و فشار کاری سیستم اجکتور است. اگرچه به نظر می‌رسد سیستم انباشتگر بخار نیازمند هزینه و سرمایه‌گذاری اولیه بالایی است، ولی تعمیرات، نگهداری و هزینه‌های عملکردی آن کم‌تر از سیستم دیگر تولید بخار آب است [۱]. همچنین به دلیل کنترلی که بر روی انباشتگر وجود دارد، این سیستم قابلیت اطمینان بسیار بالایی دارد و در بسیاری از سکوها‌های شیبه‌ساز ارتفاعی برای تست موتورهای سوخت جامد مورد استفاده قرار گرفته است.



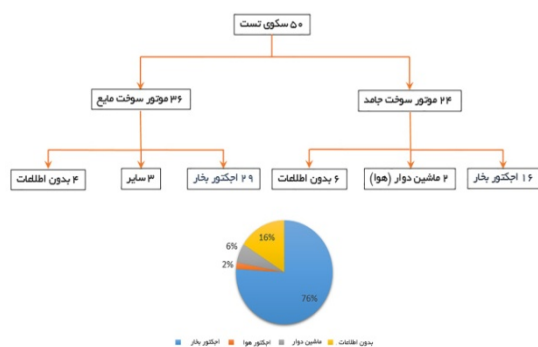
شکل ۸- طرح مربوط به سیستم انباشتگر و دیگ بخار [۲۳].

ب) تولید بخار آب با استفاده از یک موتور مولد بخار در این روش بخار آب توسط یک محفظه احتراق تولید و به‌طور مستقیم و هم‌زمان با تولید در اجکتور مصرف می‌شود. آب تحت فشار به داخل محفظه گازهای احتراقی تزریق و با گازهای دما بالای محفظه احتراق ترکیب می‌شود. نمونه‌ای از این موتورهای مولد بخار در شکل ۹ نشان داده شده است که با احتراق گازهای هیدروژن و اکسیژن عمل می‌کند و پس از تزریق آب به آن تولید بخار صورت می‌گیرد [۲۴]. در موتورهای مولد بخار از مواد نفتی یا الکل به‌عنوان سوخت و از نیتریک اسید یا اکسیژن مایع به‌عنوان اکسیدکننده نیز استفاده می‌شود. بخار آب تولیدی در این سیستم‌ها معمولاً توسط محصولات احتراقی آلوده می‌شود. سیستم مولد بخار کوچک‌تر از سیستم انباشتگر بخار است. این سیستم برای عملکرد به صورت مداوم مناسب است و به همین علت اغلب در سکوها‌های تست شیبه‌ساز ارتفاعی موتورهای سوخت مایع مورد استفاده قرار می‌گیرد. همچنین، امکان وجود میزان کمی اکسیژن نسوخته در موتور مولد بخار وجود دارد که می‌تواند از طریق اجکتور وارد سکوی تست و باعث ایجاد پدیده پس‌سوزی در سکوی تست شود. از طرفی، موتور مولد بخار خود یک موتور سوخت مایع است که

<sup>10</sup>Pre Heater

تحلیل آماری بر اجکتورهای گازی تجهیزات تست ارتفاع موتورهای فضایی

صورت مرکزی و حلقوی بیشترین کاربرد را در سکویهای تست شبیه‌ساز ارتفاعی دارند. مطابق با شکل ۱۳، بررسی ۵۰ سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی در دنیا نشان می‌دهد که در ۷۶ درصد این سکوها از اجکتورهای بخار بهره گرفته شده است. از ۵۰ سکوی تست بررسی شده، ۱۰ سکوی تست وجود دارد که توانایی تست هر دو نوع موتور (موتورهای سوخت جامد و سوخت مایع) را دارند. از این‌رو، از ۵۰ سکوی تست، ۲۴ مورد آن توانایی تست موتورهای سوخت مایع و ۳۶ مورد آن توانایی تست موتورهای سوخت جامد را دارا می‌باشند.



شکل ۱۳- اطلاعات مربوط به سیالات به کاررفته در اجکتور سکویهای تست شبیه‌ساز ارتفاعی در دنیا.

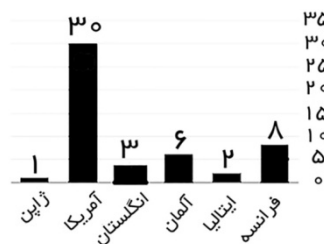
### حفاظت حرارتی اجکتور و سیستم خنک‌کاری

در ارتباط با سیستم خنک‌کاری و حفاظت حرارتی از اجکتور اطلاعات دقیقی در دسترس نیست. برای تعیین دقیق پارامترهایی مانند نوع سیستم خنک‌کاری، نرخ جرمی آب خنک‌کننده، طول محفظه خنک‌کننده، فشار تزریق، قطر انژکتورها و نحوه توزیع آن‌ها نیاز به بررسی و تحلیل بیش‌تری حس می‌شود. بررسی‌ها نشان می‌دهد که از روش خنک‌کاری پاششی نسبت به سایر روش‌ها بیش‌تر استفاده شده است. در ۱۱ مورد سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی در کشورهای چین، ژاپن، آمریکا و هند که بخشی از اطلاعات آن‌ها به دست آمده است، از روش پاشش آب برای سیستم خنک‌کاری استفاده شده است. مقدار نرخ جرمی آب تزریقی تأثیر زیادی در قیمت سیستم و نرخ جرمی سیال اولیه دارد. بررسی آماری حاضر نشان می‌دهد که برای موتورهای متنوع در بازه وسیعی از تراست‌ها (در محدوده ۰/۱۱ تا ۲۰۴ کیلونیوتن)، نرخ جرمی آب تزریقی در محدوده ۱/۸ تا ۳/۹ برابر نرخ جرمی گازهای خروجی از موتور و فشار تزریق در محدوده ۵/۵ تا ۱۰/۳ بار قرار گرفته است و این اعداد می‌توانند به طراحی دقیق‌تر سیستم خنک‌کاری کمک کنند.

### سیستم تولید بخار

در بخش قبل، دو سیستم متفاوت تولید بخار برای تأمین بخار

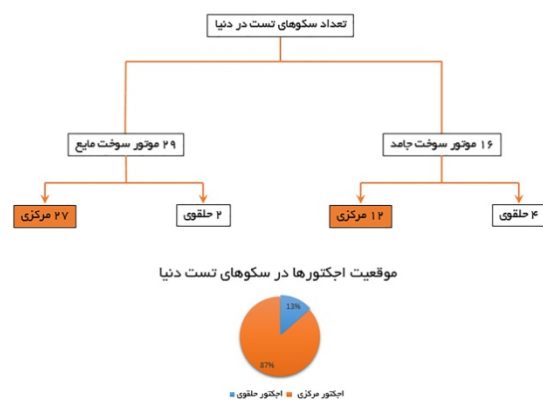
بیش از ۵۰ سکوی تست شبیه‌ساز ارتفاعی در کشورهای مختلف دنیا مانند آمریکا، انگلستان، ایتالیا، آلمان، فرانسه و ژاپن از مراجع [۱، ۲۶-۴۲] جمع‌آوری شده است. در شکل ۱۱ تعداد سکوی بررسی شده به تفکیک کشور مشخص شده است. با توجه به اطلاعات به دست آمده از سکویهای دنیا و بررسی مراجع موجود، نتیجه‌گیری در ارتباط با ۵ موضوع مطرح شده بیان می‌شود.



شکل ۱۱- تعداد سکویهای تست شبیه‌ساز ارتفاعی بررسی شده در کشورهای مختلف دنیا.

### موقعیت اجکتور

استفاده از اجکتور مرکزی به دلیل ساختار ساده و تولید راحت کاربرد بیش‌تری دارد. همچنین، بررسی‌های لویس و درابل نشان داده است که در شرایط عملکردی یکسان، اجکتورهای مرکزی شرایط خلاً بهتری در سکوی تست ایجاد می‌کنند [۴۳]. از طرفی، در ۴۵ سکوی تست در دنیا که اطلاعات موقعیت اجکتور آن‌ها موجود است، ۸۷ درصد آن‌ها از اجکتور مرکزی بهره برده‌اند. خلاصه‌ای از اطلاعات به دست آمده در ارتباط با موقعیت اجکتورها در شکل ۱۲ نشان داده شده است.



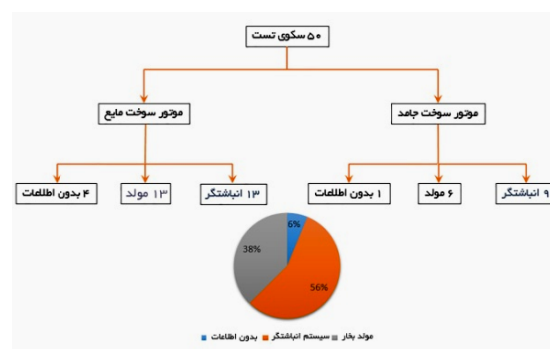
شکل ۱۲- اطلاعات مربوط به موقعیت اجکتورها در سکویهای تست شبیه‌ساز ارتفاعی در دنیا.

### نوع سیال اجکتور

مطابق با بررسی صورت گرفته سیالات به کار رفته در اجکتور سکویهای تست عموماً نیتروژن، هوا و بخار آب هستند. اجکتورهای بخار به دلیل قیمت کم‌تر و قابلیت استفاده به

ایجاد شرایط خلأ می‌تواند دلیلی بر استفاده بیش‌تر از این نوع اجکتورها باشد. موضوع دوم در ارتباط با سیال مورد استفاده در اجکتورها است. از میان سیالات مورد استفاده نظیر هوا، نیتروژن و بخار آب، در ۷۶٪ از تجهیزات تست ارتفاعی بررسی شده از اجکتورهای بخار آب استفاده کرده‌اند. سومین موضوع مورد نظر حفاظت حرارتی اجکتور است. اطلاعات دقیقی از سیستم خنک‌کاری و نحوه حفاظت حرارتی اکثر تجهیزات تست ارتفاع در دسترس نیست. با توجه به اندک اطلاعات به‌دست آمده، سیستم خنک‌کاری پاششی نسبت به سایر روش‌ها کاربرد بیش‌تری دارد و نرخ جرمی آب خنک‌کاری استفاده شده در محدوده ۱/۸ تا ۳/۹ برابر نرخ جرمی گازهای احتراقی خروجی از موتور قرار می‌گیرد. با توجه به این‌که در اکثر تجهیزات تست ارتفاع از اجکتور بخار آب استفاده شده است، مسئله چهارم در ارتباط با نحوه تولید بخار آب است. دو روش کلی موتور مولد بخار و انباشتگر بخار وجود دارد. به دلیل زمان طولانی تست موتورهای سوخت مایع و نیاز به تولید مداوم بخار آب، استفاده از موتور مولد بخار در تست موتورهای سوخت مایع توصیه می‌شود و در اکثر تجهیزات تست ارتفاع موتورهای سوخت مایع نیز استفاده می‌شود. استفاده از سیستم انباشتگر بخار در تست موتورهای سوخت جامد از ایمنی بالاتری برخوردار است. با توجه به اطلاعات به‌دست آمده از تجهیزات تست ارتفاع موتورهای سوخت جامد، با توجه به عدم اطلاعات در ۱۹٪ سکوها، ۴۴٪ سکوها از سیستم انباشتگر و ۳۷٪ آن‌ها از موتور مولد بخار بهره گرفته‌اند. مسئله پنجم در ارتباط با بحث هزینه‌های اولیه و عملکردی سیستم تولید سیال عامل اجکتور است. دلیل استفاده بیش‌تر از بخار آب در تجهیزات تست ارتفاع در دنیا، هزینه کم‌تر تولید آن نسبت به نیتروژن و هوا است. بحث هزینه به دو بخش هزینه‌های اولیه و عملکردی تقسیم می‌شود. مطابق به بررسی‌های صورت گرفته اگرچه هزینه اولیه سیستم انباشتگر بخار بالاتر از موتور مولد بخار است، اما هزینه‌های عملیاتی آن به مراتب کم‌تر می‌باشد. با توجه به بررسی‌های صورت گرفته در مورد موتور سوخت جامد مورد نظر، استفاده از اجکتور مرکزی با سیال عامل بخار آب که شامل سیستم انباشتگر بخار برای تولید بخار آب و سیستم خنک‌کاری پاششی برای محافظت از اجکتور است، در تجهیز تست شبیه‌ساز ارتفاع توصیه می‌شود. بررسی آماری صورت گرفته سیستم‌های مختلف استفاده شده در تجهیزات تست ارتفاع در دنیا نشان می‌دهد که انتخاب یک سیستم اجکتور مناسب برای تست هر موتور متناسب با نوع موتور، میزان نرخ جرمی گازهای احتراقی و زمان تست آن موتور است.

یک سیستم اجکتور معرفی شده است. در بررسی بیش از ۵۰ سکوی تست مشخص شد که در حدود ۵۶ درصد از استانداردهای خلأ موجود، از سیستم انباشتگر بخار استفاده می‌شود. همچنین، در تست ارتفاعی موتورهای سوخت جامد، در بیش‌تر سکوها از سیستم انباشتگر بخار استفاده شده است. ایمنی بالا و هزینه‌های عملیاتی، تعمیرات و نگهداری کم‌تر این سیستم باعث شده است تا بیش‌ترین استفاده را داشته باشد. در سیستم اجکتور برخی از سکوها شبیه‌ساز ارتفاعی از سیال عامل غیر از بخار آب استفاده شده است که اطلاعات آن‌ها در شکل ۱۳ آورده شده است. از این‌رو، اطلاعات شکل ۱۴ مربوط به سکوها تستی می‌شود که دارای اجکتور با سیال عامل بخار آب هستند. منظور از موارد بدون اطلاعات سکوها تستی شبیه‌ساز ارتفاعی است که سیال عامل آن‌ها از نوع بخار آب می‌باشد، اما در ارتباط با سیستم تأمین بخار آب آن‌ها اطلاعاتی در دسترس نیست.



شکل ۱۴ - سیستم‌های تأمین بخار استفاده شده در سکوها تست شبیه‌ساز ارتفاعی در دنیا.

## نتیجه‌گیری

پژوهش انجام شده به‌منظور تحلیل آماری تجهیزات تست ارتفاع سامانه‌های پيشران‌ش در کشورهای مختلف دنیا است تا اطلاعاتی در ارتباط با اجکتورها و سیستم‌های مختلف به‌کار رفته در این تجهیزات به دست آید. بررسی صورت گرفته به منظور رسیدن به یک طرح مناسب سیستم اجکتور و حفاظت حرارتی از آن برای تست موتور انتقال مداری مورد نظر است. پنج مسئله در ارتباط با سیستم اجکتور مطرح شده است. برای رسیدن به پاسخ مناسب برای پنج موضوع مورد نظر، بیش از ۵۰ مورد از تجهیزات تست ارتفاع موجود در کشورهای مختلف نظیر آمریکا، آلمان، انگلستان، ایتالیا، فرانسه و ژاپن مورد بررسی قرار گرفته است. موضوع اول در ارتباط با موقعیت سیستم اجکتور است. در ۸۷٪ تجهیزات تست ارتفاعی در دنیا از اجکتور مرکزی و تنها ۱۳٪ از اجکتورهای حلقوی استفاده شده است. ساختار ساده‌تر، تولید راحت‌تر و عملکرد بهتر اجکتورهای مرکزی در



[12] Karthick, S., Srisha, M.V.R., Jagadeesh, G. and Reddy, K.P.J., "Parametric Experimental Studies on Mixing Characteristics within a Low Area Ratio Rectangular Supersonic Gaseous Ejector", *Physics of Fluids*, Vol. 28, No. 7, 2016, pp. 1-26.

[13] Kim, S. and Kwon, S., "Starting Pressure and Hysteresis Behavior of an Annular Injection Supersonic Ejector", *AIAA Journal*, Vol. 46, No. 5, 2008, pp. 1039-1044.

[14] Kanda, T., Ogawa, Y., Sugimori, D. and Kojima, M., "Conceptual Design Model of High-Altitude Test Stand for Rocket Engines", *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 59, No. 3, 2016, pp. 161-169.

[15] Kumaran, R.M., Sundararajan, T., Manohar, D.R. and Dason, D., "Modeling of Two-Stage Ejector for High-Altitude Testing of Satellite Thrusters", *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 6, 2012, pp. 1398-1408.

[16] Kumaran, R.M., Sundararajan, T. and Manohar, D.R., "Simulations of High Altitude Tests for Large Area Ratio Rocket Motors", *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 2, 2013, pp. 433-443.

[17] Bruce Ralphin, R.J. and Vijin, C., "Optimization of Supersonic Ejector by Condensing Rocket Plume", *American Journal of Science and Technology*, Vol. 2, No. 4, 2015, pp. 116-123.

[18] Rao, B.N. and Reddy, K.V., "Performance of Cooling Hot Gas Discharge Spray Cooler with Flow Parameters Variation", *Indian Journal of Science and Technology*, Vol. 5, No. 5, 2012, pp. 2762-2764.

[19] Rajagopal, M. and Rajamanohar, D., "Modeling of an Exhaust Gas Cooler in a High-Altitude Test Facility of Large-Area Ratio Rocket Engines", *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 28, No. 1, 2014, pp. 04014049(1)- 04014049(9).

[20] Kubiak J.M. and Arnett, L.A., "Green Propellant Test Capabilities of the Altitude Combustion Stand at the NASA Glenn Research Center", *National Aeronautics and Space Administration*, Cleveland, Ohio, 2017.

[21] Margetts, M.J. and Geery, E.L., "Water Injection for Rapid Cooling of a Flow of Rocket Exhaust Gases", *AIAA 5<sup>th</sup> Propulsion Joint Specialist Conference*, No. 69-514, 1969.

[22] Goethert, B., "High Altitude and Space Simulation Testing", *ARS Journal*, Vol. 32, No. 6, 1962, pp. 872-882.

[23] Reinkenhof, J. and Schmucker, R.H., "H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Rocket Engine Steam Generator for Future Power Plants", *Journal of Energy*, Vol. 2, No. 2, 1978, pp. 100-105.

## مراجع

[1] Ducasse, P. "Rocket Altitude Test Facilities Register," *Advisory Group for Aerospace Research and Development Neuilly-Sur-Seine (FRANCE), North Atlantic Treaty Organization Advisory Group for Aerospace Research and Development*, AGARDograph No. 297, 1987.

[2] Aidoun, Z. and Ouzzane, M., "The Effect of Operating Conditions on the Performance of a Supersonic Ejector for Refrigeration", *International Journal of Refrigeration*, Vol. 27, No. 8, 2004, pp. 974-984.

[3] Balamurugan, S., Lad, M. D., Gaikar, V. G. and Patwardhan, A. W., "Hydrodynamics and Mass Transfer Characteristics of Gas-Liquid Ejectors", *Chemical Engineering Journal*, Vol. 131, No. 1, 2007, pp. 83-103.

[4] Zhu, Y., Li, Y. and Cai, W., "Control Oriented Modeling of Ejector in Anode Gas Recirculation Solid Oxygen Fuel Cell Systems", *Energy Conversion and Management*, Vol. 52, No. 4, 2011, pp. 1881-1889.

[5] Kumaran, M.R., Vivekanand, P.K. and Sundararajan, T., "Optimization of Second Throat Ejectors for High-Altitude Test Facility", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 3, 2009, pp. 697-706.

[6] Kim, S. and Kwon, S., "Experimental Determination of Geometric Parameters for an Annular Injection Type Supersonic Ejector", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 128, No. 6, 2006, pp. 1164-1171.

[7] Bruce Ralphin, R.J. and Brindha, C., "Investigation on the Feasibility of High Altitude Testing Facility for Flow Analysis", *International Journal of Innovation in Science and Mathematics*, Vol. 2, 2014, ISSN 2347-9051.

[8] Sathiyamoorthy, K., Iyengar, V.S. and Manjunath, P., "Annular Supersonic Ejector Design and Optimization", *American Society of Mechanical Engineers, in ASME 2012 Gas Turbine India Conference*, 2012.

[9] Chen, J., Wu, J., Wang, Z. and Lue, W., "The Effect of Secondary Flows on the Starting Pressure for a Second-Throat Supersonic Ejector", *Journal of Thermal Science*, Vol. 20, No. 6, 2011, pp. 503-509.

[10] Sun, D.W. and Eames, I.W., "Recent Developments in the Design Theories and Application of Ejectors: a Review", *Journal of the Institute of Energy*, Vol. 68, No. 475, 1995, pp. 65-79.

[11] Park, G., Kim, S. and Kwon, S., "A Starting Procedure of Supersonic Ejector to Minimize Primary Pressure Load", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 3, 2008, pp. 631-634.

- [34] Mills, A.K. and Arrighi, R.S., "B-1 and B-3 Test Stands", *NASA Glenn Research Center Report*, 21000 Brookpark Road, Cleveland, OH 44135, 2010.
- [35] Kudlac, M., Weaver, H. and Cmar, M., "NASA Plum Brook's B-2 test Facility-Thermal vacuum and propellant test facility", *American Institute of physics*, NASA Glenn Research Center, 2012.
- [36] Arrington, L. and Schneider, S., "Low thrust rocket test facility", *26th Joint Propulsion Conference cosponsored by the MAA, SAE, ASME, and ASEE*, NASA Technical Memorandum 103206, 1990.
- [37] Mitsubishi Heavy Industries Group, "High-altitude Performance Test Facility", Japanese High - Altitude Test Facilities, 2015.
- [38] White Sands Tests, "White Sands Test Facility Propulsion Test Stands", Report by NASA, 2017.
- [39] Beisler, M., "J-6 Test Stand", *National Rocket Propulsion Test Alliance (N.R.P.T)*, SDC Operations (228) 688-2525 Option 3, Alliance, Editor, 2017.
- [40] Beisler, M., "J-2A Test Stand", *National Rocket Propulsion Test Alliance (N.R.P.T)*, SDC Operations (228) 688-2525 Option 3, Alliance, Editor, 2017.
- [41] Beisler, M., "Spacecraft Propulsion Test Facility (B-2)", *National Rocket Propulsion Test Alliance (N.R.P.T)*, SDC Operations (228) 688-2525 Option 3, Alliance, Editor, 2017.
- [42] Lewis, G.E. and Drabble, J.S., "Ejector Experiments" NGTE R-151, *National Gas Turbine Establishment*, 1954.
- [24] Carman, C.T., "Development of a Gas Generator Using a Rocket-Type Combustor as the Heat Source," Arnold Engineering Development Center, Air Force Systems Command, United States Air Force, ARO Project No. 106045, Project 6950, 1962.
- [25] Heil, M., "Rocket Testing at AEDC", Report by NASA, Arnold Engineering Development Center, United State of America, 2017.
- [26] Schäfer, K., Zimmermann, H. and Kruhsel, G., "Altitude Simulation Bench for VINCI Engine", in *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2003.
- [27] Solfanelli, G., Rose, L.D. and Porcu, E., "A New Simulated Altitude Facility for Space Motor Tests", in *18th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference*, 1982.
- [28] Beisler, M., "J-3 Test Stand", *National Rocket Propulsion Test Alliance (N.R.P.T)*, SDC Operations, Vol. 228, 688-2525 Option 3, Alliance, Editor, 2017.
- [29] Beisler, M., "J-4 Cutaway", *National Rocket Propulsion Test Alliance (N.R.P.T)*, SDC Operations (228) 688-2525 Option 3, Alliance, Editor, 2017.
- [30] Roux, J. and McCay, T., "Spacecraft Contamination: Sources and Prevention", *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 91, 1984.
- [31] Beisler, M., "J-5 Test stand", *National Rocket Propulsion Test Alliance (N.R.P.T)*, SDC Operations (228) 688-2525 Option 3, Alliance, Editor, 2017.
- [32] Dunham, J.R., "J-6 Large Rocket Motor Test Facility", *Arnold Air Force Base*, Editor, 2013.
- [33] Lyndon, B., "Propulsion 400 Area Large Altitude Simulation System", *National Aeronautics and Space Administration*, White Sands Test Facility, 2017.