



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 4, No. 2, pp.: 24-36
2025

DOI:
10.22034/jssta.2024.460844.1168

Article Info

Received: 2024-06-03
Accepted: 2024-11-20

Keywords

Launch Vehicle Design,
Non-Linear Regression,
Velocity losses, Launch
Vehicle Path Simulation

How to Cite this article

Amirhossein Adami, et al. "Introducing new analytical equations of tandem launch vehicle velocity lost using non-linear regression", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 4 (2), p.: 24-36, 2025.

Introducing new analytical equations of tandem launch vehicle velocity lost using non-linear regression

Amirhossein Adami^{1*}, Mehran Nosratollahi², Alireza Ahmadi³
Ali Reza Arvaneh⁴

- ¹ Malek Ashtar University of Technology, Aerospace Department, Tehran, Iran
adami_amir@mut.ac.ir
- ² Malek Ashtar University of Technology, Aerospace Department, Tehran, Iran
nosratollahi@mut.ac.ir
- ³ Malek Ashtar University of Technology, Aerospace Department, Tehran, Iran
arahmadispace@gmail.com
- ⁴ Malek Ashtar University of Technology, Aerospace Department, Tehran, Iran
alirezarn99@gmail.com
* Corresponding Author

Abstract

In this research, the importance of accurately calculating launch vehicle velocity losses and the factors influencing them is discussed. Input data from 15 launch vehicles from various countries, encompassing different numbers of stages, orbital altitudes, and payload masses, were collected. The optimal pitch programs were extracted, and velocity losses due to Earth's gravity, propulsion, and drag were calculated and presented using precise path simulation software. Subsequently, three analytical equations to estimate velocity losses were derived using non-linear regression methods, offering a viable alternative to path simulation during the conceptual design phase of launch vehicles. These equations were validated using data from two launch vehicles including, Safir and Epsilon, which were not used as dataset in non-linear regression model. The accuracy of the algorithm was confirmed, with a maximum error of 12% and an average error of less than 6%.



ارائه روابط جدید تحلیلی افت سرعت‌های پرتابگر با طبقات متوالی با استفاده از رگرسیون غیر خطی

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال چهارم، شماره ۰۲، صفحه ۲۴-

۳۶

پاییز و زمستان ۱۴۰۳

امیرحسین آدمی^{۱*}، مهران نصرت‌الهی^۲، علیرضا احمدی^۳، علیرضا آروانه^۴

۱- دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاه هوافضا - adam_i_amir@mut.ac.ir

۲- دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاه هوافضا - nosratolahi@mut.ac.ir

۳- دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاه هوافضا - arahmadispace@gmail.com

۴- دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاه هوافضا - alireza37183@gmail.com

* نویسنده مسئول

DOI:

10.22034/jsssta.2024.460844.1168

چکیده

در این پژوهش ابتدا به اهمیت محاسبه دقیق تلفات سرعت پرتابگر و همچنین عوامل موثر بر آن‌ها پرداخته شد. داده‌های ورودی ۱۵ پرتابگر ساخته شده توسط کشور مختلف در سراسر دنیا با تنوع در تعداد مراحل، ارتفاع مداری و جرم محموله جمع‌آوری گردید و به وسیله نرم‌افزار دقیق شبیه‌سازی مسیر، برنامه زاویه پیچ بهینه آنها استخراج و همچنین تلفات سرعت ناشی از گرانش زمین، پیشرانش و درگ محاسبه و آرایه شده است. در ادامه، با استفاده از روش رگرسیون غیرخطی، سه رابطه تحلیلی با خطای قابل قبول جهت تخمین تلفات سرعت‌ها استخراج و معرفی شده است که می‌تواند جایگزین استفاده از کد شبیه‌سازی مسیر در فاز طراحی مفهومی پرتابگرها گردد. این روابط توسط اطلاعات دو پرتابگر خارج از داده‌های آماری استفاده شده در رگرسیون شامل سفیر و اسیلون، مورد ارزیابی قرار گرفته و صحت سنجی الگوریتم با حداکثر خطای ۱۲٪ و میانگین خطای کمتر از ۰.۶٪ مورد تایید قرار گرفته است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۳/۱۴

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۳۰

واژه‌های کلیدی

طراحی ماهواره‌بر، رگرسیون غیر خطی، تلفات سرعت، شبیه‌سازی مسیر ماهواره‌بر

نحوه استناد به این مقاله

امیرحسین آدمی و همکاران، "ارائه روابط جدید تحلیلی افت سرعت‌های پرتابگر با طبقات متوالی با استفاده از رگرسیون غیر خطی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد چهارم، شماره دوم، صفحات ۲۴-۳۶، ۱۴۰۳.

۱- مقدمه

طراحی بهینه پرتابگر از جمله موضوعات حیاتی در مهندسی هوافضا به شمار می‌رود. پرتابگرها وظیفه انتقال ماهواره‌ها به مدارهای مورد نظر را بر عهده دارند و به دلیل پیچیدگی‌های فراوان در مسیر پرتاب و مانورهای مداری، نیازمند بهینه‌سازی دقیق در طراحی و شبیه‌سازی مسیر هستند. بهینه‌سازی طراحی به منظور افزایش کارایی، کاهش هزینه‌ها و تضمین موفقیت مأموریت از اهمیت بالایی برخوردار است.

طراحی بهینه پرتابگر شامل تحلیل و بهینه‌سازی زیرسیستم‌های مختلف مانند سازه، پیشرانش، سیستم‌های کنترل و هدایت، مسیر و مدیریت حرارتی است. این فرآیند باید به گونه‌ای باشد که توانایی حمل بار مورد نظر به مدار تعیین شده را با بالاترین کارایی و کمترین هزینه تضمین نماید. عوامل مختلفی مانند وزن، سوخت، مسیر پرتاب، و شرایط محیطی در این بهینه‌سازی نقش دارند. هدف اصلی در طراحی بهینه، دستیابی به حداکثر کارایی با استفاده از منابع محدود و همچنین تضمین ایمنی و پایداری پرتابگر است [1].

شبیه‌سازی دقیق مسیر پرتابگر به منظور اطمینان از صحت و دقت مراحل پرتاب، جلوگیری از خطاهای احتمالی، و کاهش هزینه‌های مرتبط با آزمایش‌های فیزیکی انجام می‌شود. با استفاده از شبیه‌سازی می‌توان سناریوهای مختلف را بررسی و تحلیل کرده و بهترین مسیر و استراتژی پرتاب را انتخاب نمود.

شبیه‌سازی مسیر پرتابگر یکی از مراحل حیاتی در طراحی و اجرای مأموریت‌های فضایی است که به دلیل پیچیدگی‌های ذاتی و نیاز به دقت بالا، فرآیندی زمان‌بر و دشوار به شمار می‌رود. این فرآیند شامل مدل‌سازی ریاضی و محاسباتی دقیق از دینامیک حرکت پرتابگر در طول مسیر پرواز است که استفاده از کد شبیه‌سازی مسیر را سخت و زمان‌بررسی آنکه آیا این طرح به مدار می‌رسد یا نه را افزایش می‌دهد. عوامل مختلفی منجر به زمان‌بر شدن شبیه‌سازی مسیر پرتابگر می‌شود که به طور خلاصه عبارتند از:

۱- مدل‌سازی دقیق دینامیک پرتاب: شبیه‌سازی مسیر نیازمند مدل‌سازی دقیق دینامیک پرتاب است که شامل تعاملات پیچیده بین نیروهای آیرودینامیکی، جاذبه زمین، مقاومت هوا، و نیروی پیشران می‌شود. این مدل‌ها باید با دقت بالایی تنظیم شوند تا بتوانند رفتار واقعی پرتابگر را پیش‌بینی کنند.

۲- محاسبات سنگین عددی: شبیه‌سازی مسیر پرتابگر نیازمند حل معادلات دیفرانسیل پیچیده و محاسبات عددی سنگین است. این محاسبات برای هر لحظه از زمان پرتاب انجام می‌شوند و به دلیل نیاز به دقت بالا، بسیار زمان‌بر هستند.

۳- تعدد سناریوهای مختلف: برای اطمینان از صحت شبیه‌سازی و ارزیابی تمامی شرایط ممکن، نیاز به شبیه‌سازی سناریوهای مختلف وجود دارد. این شامل تغییرات در شرایط اولیه پرتاب، تغییرات آب و هوایی، و خطاهای احتمالی در سیستم‌های پرتابگر است. هر یک از این سناریوها نیازمند شبیه‌سازی جداگانه‌ای است که زمان و منابع بیشتری را می‌طلبد.

۴- بهینه‌سازی مسیر: فرآیند بهینه‌سازی مسیر که هدف آن یافتن بهترین مسیر پرتاب با کمترین مصرف سوخت و حداکثر کارایی است، نیازمند تکرارهای متعدد شبیه‌سازی و تنظیم پارامترهای تنظیم برنامه زاویه پیچ^۱ است. این فرآیند به دلیل تکراری بودن و نیاز به دقت بالا، بسیار زمان‌بر است [2].

افت سرعت پرتابگر ناشی از سه عامل کلی درگ، پیشران و گرانش می‌باشد که به هر کدام در ادامه پرداخته می‌شود:

۱. افت سرعت ناشی از درگ در پرتابگرها

افت سرعت ناشی از درگ یکی از عوامل مهم در کاهش سرعت پرتابگرها در هنگام پرتاب به فضا است. درگ به نیروی مقاومتی اشاره دارد که بر اثر برخورد با مولکول‌های هوا بر جسمی که در حال حرکت در جو زمین است وارد می‌شود. این نیرو باعث کاهش سرعت پرتابگر و نیاز به مصرف بیشتر سوخت برای غلبه بر آن می‌شود. مقاومت جوی یا درگ باعث می‌شود پرتابگر برای حفظ و افزایش سرعت خود نیاز به مصرف سوخت بیشتری داشته باشد. این امر می‌تواند هزینه‌های مأموریت را افزایش دهد و بر طراحی کلی پرتابگر تأثیر بگذارد. به منظور کاهش درگ و افت سرعت ناشی از آن، مهندسان تلاش می‌کنند تا طراحی آیرودینامیکی پرتابگر را بهبود بخشند. این شامل طراحی شکل بدنه پرتابگر به گونه‌ای است که مقاومت هوا را به حداقل برساند و جریان هوا را به صورت هموار و بدون آشفتگی هدایت کند. درگ عمدتاً در مراحل اولیه پرتاب، زمانی که پرتابگر در حال عبور از جو غلیظ زمین است، تأثیرگذار است. با افزایش ارتفاع و کاهش چگالی هوا، تأثیر درگ کاهش می‌یابد. بنابراین، محاسبات دقیق افت سرعت در این مراحل اولیه بسیار حیاتی است. درگ با افزایش سرعت به صورت غیرخطی افزایش می‌یابد، به ویژه زمانی که سرعت پرتابگر به سرعت صوت (ماخ ۱) نزدیک شود. طراحی پرتابگر باید به

¹ Pitch

۱-۱- مروری بر ادبیات

عموما در اکثر مراجع مشاهده می‌شود که تلفات سرعت تخمین زده شده به صورت عددی ثابت در نظر گرفته می‌شود که وابسته به هیچ یک از پارامترهای طراحی پرتابگر از جمله ارتفاع مدار، جرم محموله و ... نیست، بنابراین از دقت کافی برخوردار نبوده و به همین جهت امکان بروز مشکل در مراحل بعدی طراحی بالاتر خواهد رفت.

با توجه اهمیت تحلیل افت‌های سرعت ماهواره مهندسان و محققان همواره در پژوهش خود برای طراحی بهینه پرتابگر به تحلیل و محاسبه این تلفات پرداخته‌اند که در ادامه به آن‌ها اشاره خواهد شد:

طبق مرجع [4] مسائل مربوط به تعیین تلفات سرعت مشخصه و افزایش ارتفاع پرواز مرحله دوم پرتابگرهای سه مرحله‌ای مورد توجه قرار گرفته است. در مرجع [5] یک چارچوب بهینه‌سازی ارائه شده است که هم بهینه‌سازی مسیر و هم طبقه‌بندی را به روشی یکپارچه نشان می‌دهد. در این پژوهش میزان افت سرعت در مرحله از پرتابگر به صورت جدا محاسبه و ارائه می‌گردد. در مرجع [6] روشی برای طبقه‌بندی بهینه پرتابگر قابل استفاده مجدد با در نظر گرفتن تلفات سرعت پیشنهاد شد. مرجع [7] بر اساس معادله حرکت فضایی ساده شده پرتابگر، رابطه بین شتاب رانش و اضافه بار برقرار کرده و سپس رانش موتور را با روش حداقل مربعات عامل فراموشی شناسایی کرده و رابطه بین رانش شناسایی شده و رانش واقعی را به صورت خطی برازش داده شده و در نهایت خطاهای افت رانش ارائه گردید. طبق مرجع [8] در زمینه تعیین تقریبی تلفات سرعت و موقعیت یابی مرحله اول پرتابگر تحقیقاتی ارائه گردید. در مرجع [9] به بهینه‌سازی طراحی و تحلیل پارامتری یک پرتابگر کوچک با موتور هیبریدی پرداخته شده است. در بخشی از این پژوهش به محاسبه و تحلیل تلفات سرعت پرتابگرها نیز اشاره شده است. مطابق مرجع [10] الگوریتم طراحی پرتابگر به روش سرعت لازم ارائه گردید. در این پژوهش نیز تلفات سرعت پرتابگر مورد بررسی قرار گرفته است.

بر اساس مطالعات صورت گرفته در منابع می‌توان دریافت که اولاً سعی در تخمین مقادیر افت سرعت‌ها در روند طراحی پرتابگر مهمترین بخش از مدلسازی است و ثانياً تلاش برای کمینه نمودن این افت‌ها برای حداکثر سازی کارایی پرتابگر وظیفه اصلی الگوریتم‌های طراحی بهینه است.

عموما تلفات سرعت به سه روش محاسبه می‌گردند. روش اول در نظرگرفتن ضریبی ثابت برای تلفت سرعت است. طبق

گونه‌ای باشد که بتواند این تغییرات را مدیریت کرده و افت سرعت را به حداقل برساند استفاده از شبیه‌سازی‌های کامپیوتری و ابزارهای پیشرفته برای محاسبه و پیش‌بینی میزان درگ در مراحل مختلف پرتاب اهمیت بالایی دارد. این محاسبات به مهندسان کمک می‌کند تا طراحی بهینه‌تری برای پرتابگر ارائه دهند و از کارایی و موفقیت مأموریت اطمینان حاصل کنند.

در نهایت عواملی مانند شرایط جوی، دما و فشار هوا نیز بر میزان درگ تأثیرگذار هستند. این عوامل باید در محاسبات و طراحی پرتابگر مدنظر قرار گیرند تا تأثیرات محیطی به درستی مدیریت شوند.

۲. افت سرعت ناشی از گرانش در پرتابگرها

افت سرعت ناشی از گرانش پر سهم‌ترین افت در رسیدن به مدار است. نیروی گرانش زمین بر هر جسمی که از سطح آن بلند می‌شود، تأثیر می‌گذارد و باعث کاهش سرعت و افزایش نیاز به انرژی برای غلبه بر این نیرو می‌شود. نیروی جاذبه زمین به سمت مرکز زمین عمل می‌کند و باعث کاهش سرعت جسم می‌شود. برای پرتابگرها، این نیرو یکی از اصلی‌ترین موانع برای رسیدن به مدارهای بالاتر است. این افت سرعت، نیاز به مصرف قابل توجهی از سوخت دارد. در مرحله اول پرتاب، پرتابگر بیشترین نیرو را برای غلبه بر گرانش مصرف می‌کند. این مرحله نیازمند موتورهای قدرتمندی است که بتوانند نیروی کافی برای افزایش سرعت فراهم کنند. با افزایش ارتفاع و کاهش تأثیر نیروی گرانش، مراحل بعدی پرتاب می‌توانند با مصرف سوخت کمتر و بهینه‌تر، پرتابگر را به مدار نهایی هدایت کنند. تحلیل دینامیکی مدار و نیروهای وارده بر پرتابگر در طول مسیر پرتاب به درک بهتر و کاهش افت سرعت ناشی از گرانش کمک می‌نماید.

۳. تلفات سرعت سیستم پیشران در پرتابگرها

تلفات سرعت مربوط به سیستم پیشران یکی دیگر از عوامل کلیدی در کارایی و موفقیت مأموریت‌های فضایی است. کارایی موتورهای پیشران نقش مهمی در تعیین میزان تلفات سرعت دارد زیرا فشار اتمسفر متغیر در طول مسیر منجر به اختلاف مقدار تراست واقعی در مقایسه با مقدار تراست در خلاء می‌گردد. البته عوامل دیگری نظیر اتلاف انرژی تولید شده در موتورهای پیشران در اثر حرارت و یا نشت سوخت نیز می‌تواند منجر به کاهش راندمان موتورها شود ولی مدنظر افت ناشی از اتمسفر نیست. در فاز طراحی مفهومی به دلیل پیچیدگی از این موضوعات صرف نظر می‌شود. و افت سرعت ناشی از نیرو پیشران متأثر از فشار اتمسفر در ارتفاعات مختلف بر مورد تمرکز خواهد بود [3].

پرتابگرها نهایتاً افت سرعت درگ، پیشرانش و گرانش محاسبه گردیده و در جدول ۱ به طور خلاصه ارائه شده است. تلفات سرعت گرانش، پیشرانش و پسا به ترتیب با استفاده از روابط ۱ الی ۳ محاسبه می‌گردد..

$$V_g = \int g \sin(\gamma) dt \quad (1)$$

$$V_t = \int \frac{thrust - thrust_{vac}}{mass} dt \quad (2)$$

$$V_d = \int \frac{drag}{mass} dt \quad (3)$$

در روابط ۱ الی ۳، V_g ، V_t و V_d به ترتیب افت سرعت ناشی از گرانش، پیشرانش و درگ هستند. همچنین g شتاب گرانش، γ زاویه مسیر، $thrust$ نیروی پیشرانش، $thrust_{vac}$ نیروی پیشرانش در خلا، $drag$ پسا و در نهایت $mass$ جرم کل پرتابگر است.

باتوجه به روابط ۱ الی ۳، می‌توان دریافت تمامی پارامترهای افت سرعت پرتابگر وابسته به متغیر زمان هستند. به عنوان مثال جرم کل پرتابگر با سوختن و خارج شدن سوخت و یا جداشدن طبقات پرتابگر در طول زمان تغییرات زیادی خواهد داشت.

جدول (۱): تلفات سرعت شبیه‌سازی شده

| Name | Vd (m/s) | Vt (m/s) | Vg (m/s) |
|--------------|----------|----------|----------|
| Falcon 9 | 32.379 | 152.717 | 1538.724 |
| Atlas 5 | 64.120 | 152.974 | 2004.777 |
| Titan 2 | 82.015 | 100.223 | 1347.564 |
| Kosmos | 69.928 | 246.653 | 1527.545 |
| Falcon 1 | 126.850 | 89.625 | 1639.382 |
| Zenit 3 sl | 25.024 | 133.450 | 1364.023 |
| Long March 3 | 73.159 | 99.949 | 1430.399 |
| M-V | 101.043 | 68.716 | 873.488 |
| Cyclone 3 | 127.802 | 100.084 | 1156.589 |
| Athena-2 | 171.306 | 104.442 | 1185.129 |
| VLM | 146.882 | 162.755 | 1156.345 |
| Minotaur-1 | 154.898 | 239.887 | 1349.255 |
| Lijian | 249.880 | 147.259 | 1493.810 |
| Vega | 216.776 | 302.453 | 1857.049 |
| Taurus | 113.094 | 199.137 | 961.739 |

مرجع [11] تلفات سرعت به صورت درصدی از سرعت قابل حصول در نظر گرفته شده که طبقاً برای کلاس‌های مختلف پرتابگر دارای خطای بالایی است. روش دوم که در مرجع [12] مورد استفاده قرار گرفته است متوسط‌گیری از متغیرها در روابط تلفات سرعت است. این روش اگرچه از روش اول دقیق‌تر بوده اما اولاً به اطلاعات بیشتر ورودی نیازمند است و ثانياً بازهم به دلیل متوسط‌گیری (که عموماً به برنامه زاویه پیچ وابسته است) مجدداً دارای خطا است. روش سوم که متداول و دقیق‌ترین روش برای محاسبه افت‌ها سرعت می‌باشد، استفاده از کدهای شبیه‌سازی مسیر حرکت است که عموماً در انتهای چرخه طراحی (پس صرف زمان برای مدلسازی تمام زیر سیستم‌ها و موضوعات) قرار گرفته‌اند. بسیار سودمند خواهد بود اگر روشی برای تخمین افت‌های سرعت، متناسب با متغیرهای اصلی طراحی بتوان استخراج نمود تا پیش از شبیه‌سازی مسیر با دقت قابل قبولی بتوان از امکان‌پذیری طرح اطمینان حاصل کرد.

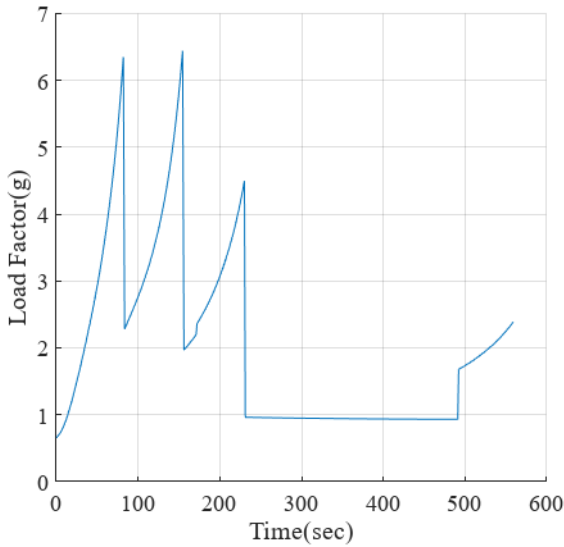
۲-۱- طرح مسئله

محاسبه دقیق این تلفات توسط معادلات حرکت و مدل‌های دینامیکی مسیر پرتاب پرتابگر قابل انجام است. اما این امر بسیار پیچیده و وقت‌گیر بوده و نیازمند به پارامترهای ورودی فراوانی خواهد بود. از این رو در این تحقیق به استخراج روابط تحلیلی جهت محاسبه تلفات سرعت مبتنی بر استفاده از اطلاعات پرتابگرهای موجود در سراسر دنیا و استفاده از نرم‌افزار دقیق شبیه‌سازی پرداخته خواهد شد. با استفاده از این رابطه دیگر نیازی به شبیه‌سازی مسیر پرتاب و انجام پروسه بهینه‌سازی برنامه زاویه پیچ نخواهد بود و می‌توان با دقت مناسب و بسیار بالاتر از تخمین با اعداد ثابت افت‌های وارد شده بر یک پرتابگر در طول مسیر پرواز بهینه خود را تخمین زد.

۲- داده‌های جمع‌آوری شده

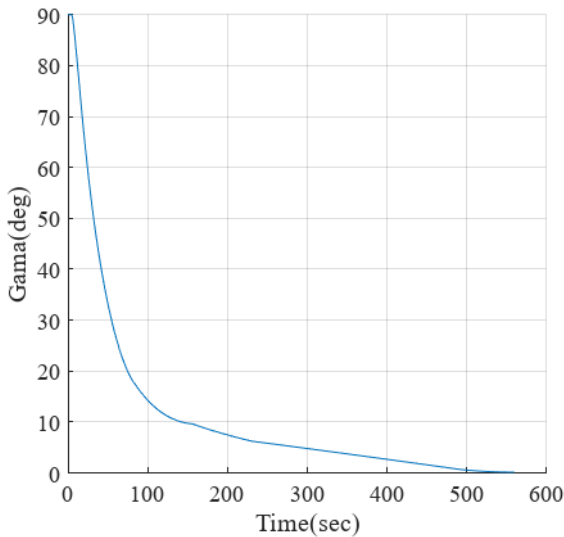
برای بدست‌آوردن رابطه تحلیلی در این پژوهش، داده‌های ۱۵ پرتابگر در کلاس‌های وزنی و طبقات مختلف و همچنین ساخته شده توسط کشورهای مختلف در سراسر دنیا (با تکنولوژی‌های مختلف) جمع‌آوری شده است و در پیوست شماره ۱ قابل مشاهده است.

توسط داده‌های جمع‌آوری شده و با استفاده از نرم‌افزار دقیق شبیه‌سازی، پس از بهینه‌سازی مسیر پرواز برای هر یک از



شکل (۳): نمودار شتاب کل بر حسب زمان

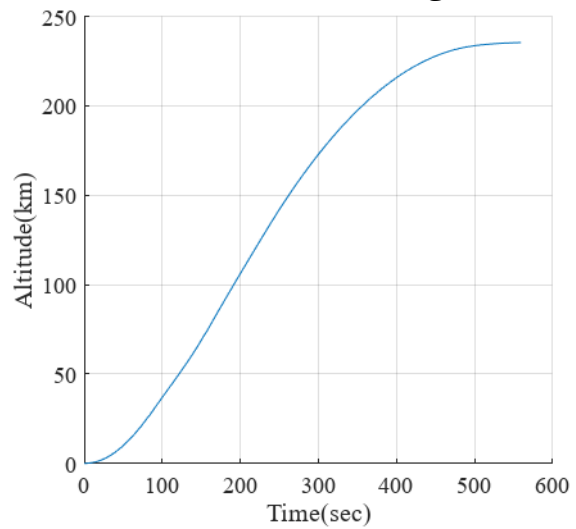
در شکل ۳ می‌توان میزان تغییر شتاب را در طول مسیر مشاهده نمود.



شکل (۴): نمودار زاویه مسیر بر حسب زمان

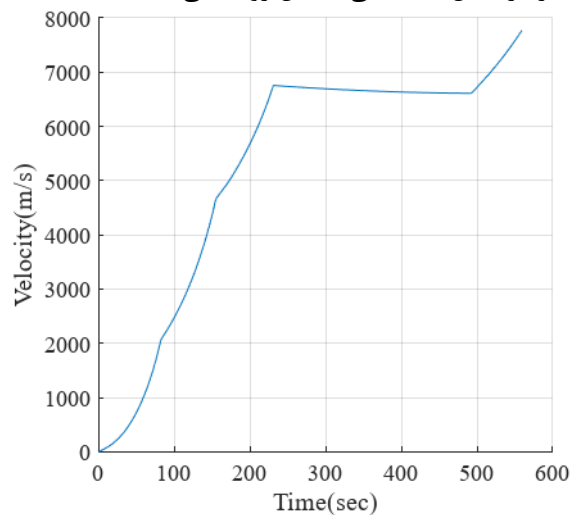
این پرتابگر پس پرواز به مدت ۵۶۰ ثانیه با زاویه مسیر صفر درجه به محل تزریق محموله رسیده که در شکل ۴ قابل رویت می‌باشد. و در نهایت نمودار فشار دینامیکی در طول پرواز به همانند شکل ۵ خواهد بود.

نرم‌افزار شبیه‌سازی استفاده شده شبیه‌سازی مسیر حرکت در صفحه (سه درجه آزادی) را به صورت دقیق انجام می‌دهد همچنین لازم به ذکر است طبق مرجع [13] صحت‌سنجی عملکرد صحیح نرم‌افزار شبیه‌ساز برای تمامی پرتابگرهای پیوست ۱ انجام شده است. به عنوان مثال نتایج شبیه‌سازی که در ادامه ارائه خواهند شد خروجی حاصل از محاسبات این نرم‌افزار برای پرتابگر تاروس^۲ می‌باشد.



شکل (۱): نمودار ارتفاع بر حسب زمان

همانطور که در شکل ۱ مشاهده می‌شود این پرتابگر توانسته است محموله خود را به ارتفاع ۲۳۵ کیلومتری برساند. همچنین نمودارهای سرعت، شتاب کلی، زاویه مسیر و فشار دینامیکی این پرتابگر در شکل‌های ۲ الی ۵ قابل رویت می‌باشد.



شکل (۲): نمودار سرعت بر حسب زمان

متقابل شکل ۲ این پرتابگر در پایان مسیر خود در ارتفاع مداری مورد نظر به سرعت ۷۷۶۲ متر بر ثانیه رسیده است.

لا متغیر وابسته، x_1, x_2, \dots, x_n متغیرهای مستقل، $\beta_0, \beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n$ ضرایب رگرسیون و β_0 نیز عرض از مبدا (ثابت) است.

این مدل به روش حداقل مربعات تخمین زده می‌شود که هدف آن کمینه کردن مجموع مربعات اختلافات بین مقادیر واقعی و مقادیر پیش‌بینی شده است.

از مزایای رگرسیون خطی می‌توان به سادگی و سهولت در تفسیر، کارایی بالا در شرایطی که رابطه بین متغیرها به صورت خطی باشد و محاسبات سریع و ساده اشاره کرد. همچنین این روش دارای معایبی نیز می‌باشد از جمله آن‌ها می‌توان به عدم دقت در مدل‌سازی روابط غیرخطی، حساسیت به داده‌های پرت و فرضیات قوی از جمله نرمال بودن توزیع خطاها و همخطی استقلال متغیرها می‌باشد.

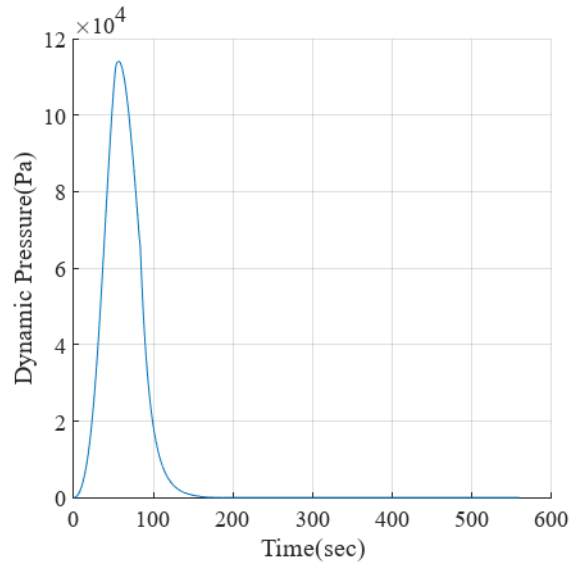
رگرسیون غیرخطی زمانی استفاده می‌شود که رابطه بین متغیرهای مستقل و وابسته به صورت غیرخطی باشد. مدل‌های غیرخطی می‌توانند به شکل‌های مختلفی باشند و به طور کلی به صورت رابطه ۵ بیان می‌شوند [14]:

$$y = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (5)$$

رابطه ۵ یک تابع غیرخطی از متغیرهای مستقل است. این تابع می‌تواند شامل توابع نمایی، لگاریتمی، چندجمله‌ای، ویا ترکیبی از آن‌ها باشد.

از مزایای این روش می‌توان به توانایی مدل‌سازی روابط پیچیده‌تر و دقیق‌تر و انعطاف‌پذیری بیشتر در تطبیق با داده‌ها و از معایب آن به پیچیدگی بیشتر در تفسیر نتایج، نیاز به محاسبات پیچیده‌تر و زمان بیشتر و خطر بیش‌برازش در صورت استفاده از مدل‌های بسیار پیچیده اشاره نمود.

در ابتدا در این پژوهش از روش رگرسیون خطی جهت استخراج رابطه تحلیلی استفاده گردید اما پاسخی با خطا بسیار بالا دریافت شد که از ارائه آن در این مقاله صرفه نظر شده است. سپس به وسیله روش رگرسیون غیرخطی و با آزمون و خطا برای استخراج متغیرهای ورودی نهایتاً روابط ۶ الی ۸ برای محاسبه هر یک از افت‌ها استخراج و معرفی شده است.



شکل (۵): نمودار فشار دینامیکی بر حسب زمان

با بررسی نتایج به دست آمده می‌توان دریافت که پرتابگر تاروس طبق پیوست ۱ محموله ۱۳۷۰ کیلوگرمی خود را به وسیله برنامه زاویه پیچ بهینه به ارتفاع مداری ۲۳۵ کیلومتری رسانده است. همچنین سرعت و زاویه مسیرنهایی به ترتیب برابر با سرعت مداری در ارتفاع ۲۳۵ کیلومتر و صفر درجه است که نشان دهنده صحت عملکرد نرم‌افزار شبیه‌سازی است.

۳- استخراج روابط تحلیلی

جهت استخراج رابطه تحلیلی از متد مختلفی از جمله رگرسیون، جنگل تصادفی، درخت تصمیم، شبکه عصبی مصنوعی و فراگیری ماشین^۳ استفاده نمود که هر کدام روش عملکرد مختص به خود را داشته و دارای مزایا و معایب منحصر به فرد می‌باشند. در این پژوهش از متد رگرسیون استفاده شده است. رگرسیون یک تکنیک آماری است که برای مدل‌سازی و تحلیل روابط بین یک متغیر وابسته (هدف) و یک یا چند متغیر مستقل (پیش‌بینی کننده) استفاده می‌شود. دو نوع اصلی رگرسیون عبارتند از رگرسیون خطی و رگرسیون غیرخطی.

رگرسیون خطی ساده‌ترین و پرکاربردترین نوع رگرسیون است. در این نوع رگرسیون، فرض بر این است که رابطه بین متغیرهای مستقل و وابسته به صورت خطی است. مدل رگرسیون خطی به صورت رابطه ۴ بیان می‌شود [14]:

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_n x_n \quad (4)$$

³ Machine Learning

جدول (۳): خطا افت سرعت ناشی از پیش‌رانش

| Name | Simulated Vt (m/s) | Estimated Vt (m/s) | Error (%) |
|--------------|--------------------|--------------------|-----------|
| Falcon 9 | 152.717 | 109.966 | -27.994 |
| Atlas 5 | 152.974 | 177.898 | 16.293 |
| Titan 2 | 100.223 | 125.379 | 25.100 |
| Kosmos | 246.653 | 190.703 | -22.684 |
| Falcon 1 | 89.625 | 116.087 | 29.526 |
| Zenit 3 sl | 133.450 | 167.813 | 25.750 |
| Long March 3 | 99.949 | 95.716 | -4.235 |
| M-V | 68.716 | 65.800 | -4.244 |
| Cyclone 3 | 100.084 | 128.533 | 28.425 |
| Athena-2 | 104.442 | 102.378 | -1.976 |
| VLM | 162.755 | 183.350 | 12.654 |
| Minotaur-1 | 239.887 | 280.126 | 16.774 |
| Lijian | 147.259 | 136.132 | -7.556 |
| Vega | 302.453 | 253.939 | -16.040 |
| Taurus | 199.137 | 173.618 | -12.815 |

بر اساس نتایج جدول ۳ حداکثر مقدار خطا ۲۹.۵۳ درصد و میانگین خطا ۱۶.۸ درصد می‌باشد.

جدول (۴): خطا افت سرعت ناشی از درگ

| Name | Simulated Vd (m/s) | Estimated Vd (m/s) | Error (%) |
|--------------|--------------------|--------------------|-----------|
| Falcon 9 | 32.379 | 25.563 | -21.050 |
| Atlas 5 | 64.120 | 80.125 | 24.962 |
| Titan 2 | 82.015 | 104.469 | 27.377 |
| Kosmos | 69.928 | 60.077 | -14.087 |
| Falcon 1 | 126.850 | 116.235 | -8.368 |
| Zenit 3 sl | 25.024 | 17.425 | -30.364 |
| Long March 3 | 73.159 | 95.184 | 30.106 |
| M-V | 101.043 | 95.113 | -5.869 |
| Cyclone 3 | 127.802 | 123.503 | -3.364 |
| Athena-2 | 171.306 | 161.165 | -5.920 |
| VLM | 146.882 | 147.653 | 0.525 |
| Minotaur-1 | 154.898 | 156.624 | 1.114 |
| Lijian | 249.880 | 238.398 | -4.595 |
| Vega | 216.776 | 209.858 | -3.191 |
| Taurus | 123.094 | 148.365 | 20.530 |

$$V_g = -1.318\sqrt{m_{payload}} - 5.343h_{orbit} + 272.874\sqrt{h_{orbit}} - 1097.937g_l + 169.078g_l^2 - 41.078n_{stage} \quad (۶)$$

$$V_t = -0.233\sqrt{m_{payload}} + 2.848h_{orbit} - 79.908\sqrt{h_{orbit}} + 801.608g_l - 193.877g_l^2 - 20.570n_{stage} \quad (۷)$$

$$V_d = -1.743\sqrt{m_{payload}} - 1.670h_{orbit} + 59.537\sqrt{h_{orbit}} + 88.124\sqrt{d} - 650.566g_l + 140.045g_l^2 + 78.205n_{stage} \quad (۸)$$

در روابط ۶ الی ۸، V_g ، V_t و V_d به ترتیب افت سرعت ناشی از گرانش زمین، پیش‌رانش و درگ هستند. همچنین $m_{payload}$ جرم محموله به کیلوگرم، h_{orbit} ارتفاع مدار به کیلومتر، g_l ضریب بار اولیه، n_{stage} تعداد طبقات و در نهایت d قطر پرتابگر در طبقه اول است. پس از استخراج روابط ۶ الی ۸ میزان خطای روابط برای تمامی ۱۵ نمونه استفاده شده در این پژوهش محاسبه گردیده و در جداول ۲ الی ۴ ارائه شده است.

جدول (۲): خطا افت سرعت ناشی از گرانش زمین

| Name | Simulated Vg (m/s) | Estimated Vg (m/s) | Error (%) |
|--------------|--------------------|--------------------|-----------|
| Falcon 9 | 1538.724 | 1570.635 | 2.074 |
| Atlas 5 | 2004.777 | 2007.146 | 0.118 |
| Titan 2 | 1347.564 | 1391.245 | 3.241 |
| Kosmos | 1527.545 | 1502.816 | -1.619 |
| Falcon 1 | 1639.382 | 1511.997 | -7.770 |
| Zenit 3 sl | 1364.023 | 1298.564 | -4.799 |
| Long March 3 | 1430.399 | 1360.831 | -4.863 |
| M-V | 873.488 | 849.144 | -2.787 |
| Cyclone 3 | 1156.589 | 1318.034 | 13.959 |
| Athena-2 | 1185.129 | 1352.438 | 14.117 |
| VLM | 1156.345 | 1079.484 | -6.647 |
| Minotaur-1 | 1349.255 | 1519.892 | 12.647 |
| Lijian | 1493.810 | 1461.777 | -2.144 |
| Vega | 1857.049 | 1712.850 | -7.765 |
| Taurus | 961.739 | 1091.300 | 13.472 |

بر اساس نتایج جدول ۲ حداکثر مقدار خطا ۱۴.۱۲ درصد و میانگین خطا ۶.۵۳ درصد می‌باشد.

جدول (۶): داده‌های ورودی پرتابگر اپسیلون [15]

| | |
|------------------------|---------|
| Name | Epsilon |
| Country | Japan |
| Stage | 3 |
| Payload Mass (kg) | 700 |
| Orbit Altitude (km) | 500 |
| G-load | 3.087 |
| 1st Stage Mass (kg) | 75000 |
| 1st Stage Thrust (kN) | 2271 |
| 1st Stage ISP (s) | 284 |
| 1st Stage Diameter (m) | 2.6 |
| 2nd Stage Mass (kg) | 17000 |
| 2nd Stage Thrust (kN) | 372 |
| 2nd Stage ISP (s) | 300 |
| 3rd Stage Mass (kg) | 3300 |
| 3rd Stage Thrust (kN) | 99.8 |
| 3rd Stage ISP (s) | 301 |

سپس تلفات سرعت آن توسط نرم‌افزار شبیه‌سازی محاسبه گردید و افت سرعت‌ها با استفاده از روابط تحلیلی ۶ الی ۸ نیز تخمین زده شد. مقایسه نتایج حاصل و مقدار خطای تخمین در جدول ۷ ارائه شده است.

جدول (۷): مقایسه نتایج افت سرعت‌های پرتابگر اپسیلون

| # | Vd (m/s) | Vt (m/s) | Vg (m/s) | V_{lost}^{Total} |
|-----------|----------|----------|----------|--------------------|
| Simulated | 94.135 | 343.140 | 1466.642 | 1903.917 |
| Estimated | 71.850 | 378.311 | 1614.789 | 2064.950 |
| Error (%) | -23.674 | 10.250 | 10.101 | 8.5 |

طبق جدول ۷ بیشترین خطا مربوط به افت ناشی از درگ و کمترین خطا مربوط به تخمین افت سرعت ناشی از گرانش می‌باشد. در نهایت خطای تخمین افت مجموع سرعت‌ها ۸.۵٪ محاسبه شده که قابل قبول است. همچنین این روند بر روی پرتابگر سفیر نیز انجام پذیرفته است. اطلاعات مورد نیاز شبیه‌سازی مسیر پرتابگر سفیر در جدول ۸ استخراج و ارائه شده است.

بر اساس نتایج جدول ۴ حداکثر مقدار خطا ۳۰.۳۶ درصد و میانگین خطا ۱۳.۴۳ درصد می‌باشد. در شبیه‌سازی مقدار مجموع این تلفات اهمیت دارد به همین جهت میزان خطا مجموع افت سرعت‌ها مطابق جدول ۵ محاسبه گردیده است.

جدول (۵): خطا مجموع افت سرعت‌ها

| Name | V Total Simulated (m/s) | V Total Estimated (m/s) | Error (%) |
|--------------|-------------------------|-------------------------|-----------|
| Falcon 9 | 1723.821 | 1706.164 | 1.035 |
| Atlas 5 | 2221.871 | 2265.170 | -1.912 |
| Titan 2 | 1529.802 | 1621.092 | -5.631 |
| Kosmos | 1844.127 | 1753.596 | 5.163 |
| Falcon 1 | 1855.856 | 1744.318 | 6.394 |
| Zenit 3 sl | 1522.496 | 1483.802 | 2.608 |
| Long March 3 | 1603.506 | 1551.731 | 3.337 |
| M-V | 1043.247 | 1010.057 | 3.286 |
| Cyclone 3 | 1384.475 | 1570.071 | -11.821 |
| Athena-2 | 1460.878 | 1615.981 | -9.598 |
| VLM | 1465.982 | 1410.487 | 3.934 |
| Minotaur -1 | 1744.040 | 1956.642 | -10.866 |
| Lijian | 1890.948 | 1836.307 | 2.976 |
| Vega | 2376.278 | 2176.647 | 9.171 |
| Taurus | 1283.970 | 1413.283 | -9.150 |

بر اساس نتایج جدول ۵، الگوریتم و روابط ارائه شده، حداکثر مقدار خطا ۱۱.۸۲٪ و میانگین خطا ۵.۷۹٪ می‌باشد.

۴- صحت‌سنجی

جهت صحت‌سنجی کارایی روابط استخراج شده، باید از داده‌ای خارج از دیتاهای استفاده شده در رگرسیون استفاده گردد. از این جهت داده‌های دو پرتابگر از کلاس‌های وزنی و تعداد مراحل مختلف با نام‌های اپسیلون^۴ و سفیر استخراج و استفاده شده است. اطلاعات مورد نیاز شبیه‌سازی پرتابگر اپسیلون در جدول ۶ خلاصه و ارائه شده است.

⁴ Epsilon

از روش رگرسیون غیرخطی و داده‌های به‌دست‌آمده، سه رابطه تحلیلی برای محاسبه افت سرعت‌ها استخراج شد که این روابط وابسته به جرم محموله، ارتفاع مداری، ضریب بار اولیه، قطر طبقه اول و تعداد مراحل پرتابگر می‌باشند. برای صحت سنجی روابط تحلیلی استخراج شده، اطلاعات دو پرتابگر جدید، مورد ارزیابی قرار گرفت و کارایی روابط مورد تایید قرار گرفت. بر اساس نتایج استخراج شده، خطای الگوریتم تخمین مجموع افت‌های سرعت کمتر از ۱۲٪ می‌باشد. بر این اساس، می‌توان از الگوریتم و روابط پیشنهادی در فاز اولیه طراحی هر پرتابگر با تعداد طبقات، ارتفاع مداری و جرم محموله متنوع بهره برد.

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

۶- مراجع

- [1] M. Balesdent, N. Bérend, P. Dépincé and A. Chriette, "A survey of multidisciplinary design optimization methods in launch vehicle design," *Structural and Multidisciplinary optimization*, vol. 45, pp. 619-642, 2012.
- [2] D. J. Bayley, R. J. Hartfield Jr, J. E. Burkhalter and R. M. Jenkins, "Design optimization of a space launch vehicle using a genetic algorithm," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 45, no. 4, pp. 733-740, 2008.
- [3] J.-I. Shu, J.-W. Lee, S. Kim, J. L. Lee and Y. Wang, "Multistage Liquid Rocket Weight Estimation and Optimization for Early Design Stages," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 33, no. 6, 2020.
- [4] L. Muhamedov and D. Kirievskii, "An approximate determination of the characteristic velocity losses and the flight altitude increment of the second stages of three-stage launch vehicles," in *AIP Conference Proceedings*, 2023.
- [5] J. Ko, J. Kim, J. Choi and J. Ahn, "Simultaneous Optimization of Launch Vehicle Stage and Trajectory Considering Operational Safety Constraints," *arXiv*, 2023.
- [6] B.-U. Jo and J. Ahn, "Optimal staging of reusable launch vehicles considering velocity losses," *Aerospace Science and Technology*, p. 106431, 2021.
- [7] H. Chen, J. Yan, T. Zhang and W. Fu, "On-line Fault Diagnosis of Launch Vehicle Thrust Loss Based on Parameter Estimation Method," in *2021 IEEE Asia-*

جدول (۸): داده‌های ورودی پرتابگر سفیر [16]

| Name | Safir |
|------------------------|---------|
| Country | Iran |
| Stage | 2 |
| Payload Mass (kg) | 27 |
| Orbit Altitude (km) | 250 |
| G-load | 1.49 |
| 1st Stage Mass (kg) | 21628 |
| 1st Stage Thrust (kN) | 364.932 |
| 1st Stage ISP (s) | 280 |
| 1st Stage Diameter (m) | 1.3 |
| 2nd Stage Mass (kg) | 3311 |
| 2nd Stage Thrust (kN) | 83.4 |
| 2nd Stage ISP (s) | 298 |

در جدول ۹ مقایسه نتایج حاصل از تخمین و محاسبه افت‌های سرعت ارائه شده است.

جدول (۹): تلفات سرعت محاسبه و تخمین زده شده پرتابگر سفیر

| # | Vd (m/s) | Vt (m/s) | Vg (m/s) | V_{lost}^{Total} |
|-----------|----------|----------|----------|--------------------|
| Simulated | 95.075 | 166.436 | 1422.226 | 1683.737 |
| Estimated | 113.222 | 170.247 | 1629.203 | 1912.670 |
| Error (%) | 19.087 | 2.289 | -14.553 | -13.597 |











طبق جدول ۹، بیشترین خطا مربوط به افت ناشی از درگ و کمترین خطای تخمین مربوط به افت سرعت پیشرانش می‌باشد. در نهایت خطای تخمین افت سرعت کل برابر ۱۳.۶٪ محاسبه شده که برای استفاده در فاز طراحی اولیه مناسب و قابل قبول است.






۵- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

تخمین مقادیر افت سرعت‌های حامل در کنار مقدار سرعت قابل تامین توسط پرتابگر، معیاری برای امکان‌سنجی انجام ماموریت (رساندن بار محموله مدنظر به ارتفاع مداری مدنظر) است. در این تحقیق تلاش گردید که روابطی تحلیلی برای محاسبه افت سرعت‌های پرتابگر در کلاس‌های مختلف و با تعداد طبقات مختلف با دقت مناسب استخراج گردد. برای این منظور مسیر پروازی ۱۵ پرتابگر از کشورهای مختلف شبیه‌سازی گردید و تلفات سرعت ناشی از سه عامل گرانش زمین، پیشرانش و پسا برای هر پرتابگر به طور مستقل استخراج گردید. در مرحله بعد، با استفاده

- [23] N. G. S. Corporation, "Minotaur I User's Guide," Northrop Grumman Space Corporation, 2020.
- [24] Arianespace, "Vega User's Manual," Arianespace, 2014.
- [25] Wikipedia, "Tsyklon-3," Wikipedia, 17 May 2024. [Online]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Tsyklon-3>. [Accessed 19 May 2024].
- [26] Wikipedia, "VLM (rocket)," Wikipedia, 17 February 2024. [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/VLM_\(rocket\)](https://en.wikipedia.org/wiki/VLM_(rocket)). [Accessed 19 May 2024].
- [27] Wikipedia, "Kosmos-3M," Wikipedia, 12 February 2024. [Online]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Kosmos-3M>. [Accessed 19 May 2024].
- [28] Wikipedia, "M-V," Wikipedia, 6 April 2024. [Online]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/M-V>. [Accessed 19 May 2024].
- [29] Wikipedia, "CAS Space," Wikipedia, 9 April 2024. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/CAS_Space. [Accessed 19 May 2024].
- [8] L. Muhamedov and D. Kirievskii, "An approximate determination of the characteristic velocity losses and the positioning of the end of the launching phase of the first stages of launch vehicles," in *AIP Conference Proceedings*, 2021.
- [9] H. Zhu, P. Wang, W. Xu, Y. Zhang, H. Tian and G. Cai, "Design optimization and parameter analysis of a hybrid rocket motor-powered small LEO launch vehicle," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2021, pp. 1-20, 2021.
- [۱۰] م. حسینی شالمایی، ع. طلوعی و م. ابراهیمی، "طراحی یک جسم پرنده به روش سرعت لازمه و بهینه سازی آن به روشهای الگوریتم تکاملی،" *علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، ۲۰۲۴.
- [۱۱] س. م. هاشمی دولابی، ح. دارابی و ج. روشنی‌بان، "بررسی مقایسه‌ای روش طراحی آماری با روش بهینه‌سازی چند موضوعی (MDO) در طراحی مفهومی یک ماهواره بر سبک سوخت مایع،" *علوم و فناوری فضایی*، جلد ۵، شماره ۱، ۲۰۱۲، pp. 61-72.
- [12] N. Ahmadzadeh, M. Mirshams and H. Naseh, "Conceptual design algorithm with statistical processing approach based on Sensitivity analysis of velocity relative to effective external forces," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 16, no. 7, pp. 189-199, 2016.
- [۱۳] ا. آدمی، ع. آروانه، ح. دورقی و س. م. موسوی، "بهینه سازی ارتفاع مداری یک ماهواره بر دو طبقه با استفاده از الگوریتم ژنتیک و برنامه ریزی درجه دوم متوالی،" *در بیست و دومین کنفرانس بین المللی انجمن هوافضای ایران*، ۲۰۲۴.
- [14] E. W. Grafarend, J. L. Awange and S. Zwanzig, *Applications of linear and nonlinear models: fixed effects, random effects, and total least squares*, Springer, 2012.
- [15] JAXA, "Epsilon User's Manual," Japan Aerospace Exploration Agency, 2018.
- [16] "Wikipedia," 2 March 2024. [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Safir_\(rocket\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Safir_(rocket)). [Accessed 19 May 2024].
- [17] J. Hopkins Jr., J. Hopkins and S. Isakowitz, *International Reference Guide to Space Launch Systems, Fourth Edition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [18] SpaceX, "Falcon User's Guide," Space Exploration Technologies Corp, 2021.
- [19] SpaceX, "Falcon 1 Launch Vehicle Payload User's Guide," SpaceX, 2008.
- [20] S. Launch, "Zenit User's Guide," Sea Launch, 1996.
- [21] O. S. Corporation, "Taurus Launch System Payload User's Guide," Orbital Sciences Corporation, 1999.
- [22] U. L. Alliance, "Atlas V Launch Services User's Guide," United Launch Alliance, 2010.

پیوست (۱): داده‌های جمع‌آوری شده از پرتابگرها [13]~[25]

| Name | Picture | Country | Stage | Payload Mass (kg) | Orbit Altitude (km) | G-load | 1st Stage Mass (kg) | 1st Stage Thrust (kN) | 1st Stage ISP (s) | 1st Stage Diameter (m) | 2nd Stage Mass (kg) | 2nd Stage Thrust (kN) | 2nd Stage ISP (s) | 3rd Stage Mass (kg) | 3rd Stage Thrust (kN) | 3rd Stage ISP (s) | 4th Stage Mass (kg) | 4th Stage Thrust (kN) | 4th Stage ISP (s) |
|--------------|---|---------|-------|-------------------|---------------------|--------|---------------------|-----------------------|-------------------|------------------------|---------------------|-----------------------|-------------------|---------------------|-----------------------|-------------------|---------------------|-----------------------|-------------------|
| Titan-2 |  | USA | 2 | 1900 | 185 | 1.38 | 122000 | 2090.00 | 296 | 3.05 | 30000 | 440.00 | 316 | - | - | - | - | - | - |
| Falcon 1 |  | USA | 2 | 668 | 200 | 1.33 | 22388 | 352.00 | 306 | 1.7 | 3745 | 33.00 | 324 | - | - | - | - | - | - |
| Falcon 9 |  | USA | 2 | 13150 | 250 | 1.35 | 395700 | 6674.69 | 311 | 3.66 | 92670 | 801.00 | 348 | - | - | - | - | - | - |
| Kosmos |  | Russia | 2 | 1500 | 250 | 1.63 | 87200 | 1745.00 | 291.3 | 2.4 | 20140 | 157.00 | 293 | - | - | - | - | - | - |
| Atlas-5 |  | USA | 2 | 10330 | 405 | 1.24 | 304800 | 4152.00 | 337.8 | 3.8 | 22936 | 198.40 | 450.5 | - | - | - | - | - | - |
| Athena-2 |  | USA | 3 | 2065 | 185 | 1.37 | 53020 | 1606.59 | 286 | 2.3 | 53020 | 1606.59 | 286 | 10810 | 189.20 | 352 | - | - | - |
| Long March-3 |  | China | 3 | 7200 | 200 | 1.38 | 179000 | 3265.14 | 289 | 2.25 | 33600 | 831.01 | 297 | 21000 | 156.00 | 440 | - | - | - |
| Cyclone-3 |  | Ukraine | 3 | 4100 | 200 | 1.50 | 127400 | 2745.00 | 301 | 3 | 49000 | 995.00 | 315.3 | 4600 | 78.10 | 314.4 | - | - | - |
| M-V |  | Japan | 3 | 1900 | 200 | 2.89 | 83560 | 3780.00 | 274 | 2.5 | 36270 | 1520.00 | 292 | 11000 | 290.00 | 301 | - | - | - |
| Zenit 3 sl |  | Ukraine | 3 | 14000 | 250 | 1.75 | 354300 | 8181.13 | 337 | 3.9 | 90600 | 912.00 | 349 | 17300 | 84.92 | 352 | - | - | - |

| Name | Picture | Country | Stage | Payload Mass (kg) | Orbit Altitude (km) | G-load | 1st Stage Mass (kg) | 1st Stage Thrust (kN) | 1st Stage ISP (s) | 1st Stage Diameter (m) | 2nd Stage Mass (kg) | 2nd Stage Thrust (kN) | 2nd Stage ISP (s) | 3rd Stage Mass (kg) | 3rd Stage Thrust (kN) | 3rd Stage ISP (s) | 4th Stage Mass (kg) | 4th Stage Thrust (kN) | 4th Stage ISP (s) |
|------------|---|---------|-------|-------------------|---------------------|--------|---------------------|-----------------------|-------------------|------------------------|---------------------|-----------------------|-------------------|---------------------|-----------------------|-------------------|---------------------|-----------------------|-------------------|
| Taurus |  | USA | 4 | 1370 | 235 | 2.28 | 53100 | 1615.00 | 277.9 | 2.35 | 13242 | 471.00 | 285 | 3379 | 115.00 | 290.2 | 875 | 32.00 | 286.7 |
| VLM |  | Brazil | 4 | 100 | 200 | 2.03 | 8404 | 305.00 | 265 | 1 | 5359 | 202.00 | 272 | 941 | 33.00 | 282 | 377 | 20.50 | 275 |
| Lijian |  | China | 4 | 1500 | 250 | 1.56 | 77220 | 2066.80 | 280 | 2.65 | 41341 | 1081.20 | 289 | 11500 | 439.30 | 291 | 2600 | 78.00 | 291 |
| Vega |  | Europe | 4 | 1800 | 400 | 1.72 | 95800 | 2261.00 | 279.4 | 3 | 25800 | 900.00 | 287 | 9727 | 230.00 | 294 | 586 | 2.20 | 317 |
| Minotaur-1 |  | USA | 4 | 450 | 405 | 2.25 | 23033 | 792.00 | 237 | 1.67 | 6928 | 268.00 | 287.5 | 4331 | 154.00 | 289 | 897 | 32.00 | 290 |



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)