



Semnan University

Journal of Modeling in Engineering

Journal homepage: <https://modelling.semnan.ac.ir/>

ISSN: 2783-2538



Research Article

Investigating the Effect of Altitude, Flow Mach Number and Angle of Attack on the Process of Hot Stage Separation of Two-Stage Satellite Launcher

Davood Nasiri^a, Mahmood Adami^a, Hojat Taei^{b,*}, Hamid Parhizkar^c

^a Department of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan, Iran

^b Department of Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran

^c Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

PAPER INFO

Paper history:

Received: 2024-01-02

Revised: 2024-08-18

Accepted: 2025-01-01

Keywords:

Two-Stage;
Satellite launcher;
Hot separation;
Flight mach;
Angle of attack.

ABSTRACT

In this research, the numerical analysis of the hot separation process of two stages of a satellite launcher is carried out and the effects of the height at which the separation occurs, as well as the Mach effect of the flow and the angle of attack of the launcher during the separation are analyzed and investigated. Ansys Fluent software was used for numerical analysis. The problem is solved in three dimensions and assuming six degrees of freedom. SST K- ω turbulence model has been used to model the flow and triangular unstructured mesh has been used to grid the computational domain. For validation, the obtained results have been compared with similar research results. The results obtained from the simulation show that with the increase of the height above the ground and also the increase of the Mach of the flow, the stages after separation become further away from each other. Also, with the increase of the angle of attack, the degree of deviation of the steps compared to its previous path has increased, which consequently makes it mandatory to control the stages after hot separation.

DOI: <https://doi.org/10.22075/jme.2025.32862.2602>

© 2025 Published by Semnan University Press.

This is an open access article under the CC-BY 4.0 license. (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

* Corresponding author.

E-mail address: h.taei@eng.ui.ac.ir

How to cite this article:

D. Nasiri, H. Taei, M. Adami and H. Parhizkar, "Investigating the effect of altitude, flow Mach number and angle of attack on the process of hot stage separation of two-stage satellite launcher," Journal of Modeling in Engineering, 23 82 (2025): 1-10, doi: 10.22075/jme.2025.32862.2602

بررسی اثر ارتفاع، ماک جریان و زاویه حمله بر فرآیند جدایش گرم یک ماهواره بر دو مرحله‌ای

داود نصیری^۱، محمود عدمی^۱، حجت طائی^{۲*}، حمید پرهیزکار^۲

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۴۰۲/۱۰/۱۲ بازنگری مقاله: ۱۴۰۳/۰۵/۲۸ پذیرش مقاله: ۱۴۰۳/۱۰/۱۲	در این تحقیق به بررسی عددی فرآیند جدایش گرم دو مرحله از یک پرتابگر ماهواره پرداخته شده است و اثرات ارتفاعی که در آن جدایش اتفاق می‌افتد و همچنین اثر ماک جریان و زاویه حمله پرتابگر در زمان جدایش مورد تحلیل و بررسی قرار می‌گیرد. جهت بررسی عددی از نرم افزار انسیس فلونت بهر گرفته شده و مسئله بصورت سه بعدی و با فرض شش درجه آزادی حل می‌شود. از مدل توربولانسی SST K- ω جهت مدلسازی جریان و از مش بی سازمان مثلثی جهت شبکه بندی دامنه محاسباتی استفاده شده است. جهت اعتبارسنجی، نتایج بدست آمده با نتایج پژوهشی مشابه مقایسه شده است. نتایج به دست آمده از شبیه سازی نشان می‌دهد که با افزایش ارتفاع از سطح زمین و همچنین افزایش ماک جریان، مراحل پس از جدایش از یکدیگر دورتر می‌شوند. همچنین با افزایش زاویه حمله، میزان انحراف مراحل نسبت به مسیر قبلی خود بیشتر شده که بالتبع کنترل مراحل پس از جدایش را نیز الزام آور می‌کند.

واژگان کلیدی:

ماهواره بر دو مرحله‌ای،
جدایش گرم،
ماخ پروازی،
زاویه حمله.

DOI: <https://doi.org/10.22075/jme.2025.32862.2602>

© 2025 Published by Semnan University Press.

This is an open access article under the CC-BY 4.0 license. (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

۱- مقدمه

در صنعت فضایی برای رسیدن به ارتفاعات بالا از پرتابگرها استفاده می‌شود. پرتابگرها می‌توانند بصورت تک مرحله‌ای یا چندمرحله‌ای باشند. در حالت چندمرحله‌ای، پرتابگر از حداقل دو مرحله یا بیشتر تشکیل یافته است که این مراحل در طول پرواز از پرتابگر جدا می‌شوند. چند مرحله‌ای بودن یک پرتابگر و امکان جدا شدن جرم‌های اضافی از آن طی پرواز نسبت به حالت تک مرحله‌ای مزایایی دارد؛ از جمله اینکه باعث کاهش سوخت مورد نیاز، امکان افزایش سرعت نهایی محموله، امکان افزایش جرم محموله و امکان استفاده از موتورهای با ایمپالس ویژه پایین‌تر و در نتیجه هزینه کمتر می‌شود. البته معایبی چون پیچیدگی فرآیند جدایش

و بالتبع کاهش قابلیت اطمینان پروازی و افزایش هزینه ساخت را نیز به همراه دارد.

به طور کلی فرآیند جدایش، برحسب زمان روشن شدن موتور، به دو دسته جدایش سرد و جدایش گرم^۲ تقسیم می‌شوند. در فرآیند جدایش سرد پس از جدایش کامل دو مرحله و فاصله گرفتن آنها از یکدیگر، موتور مرحله دو روشن می‌شود. اما در جدایش گرم و مطابق شکل (۱)، قبل از اینکه جدایش رخ دهد موتور مرحله دو در لحظه t1 روشن می‌شود و موتور مرحله یک همزمان شروع به خاموش شدن می‌کند، با روشن شدن موتور و در فاصله بسیار کوتاهی، مکانیزم جدایش عمل کرده و ارتباط مرحله اول با دوم گسسته می‌شود. سپس گازهای داغ خروجی از موتور مرحله

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: h.taei@eng.ui.ac.ir

۱. مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران

۲. گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه اصفهان، اصفهان،

ایران

۳. مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

استناد به این مقاله:

داود نصیری، حجت طائی، محمود عدمی و حمید پرهیزکار، "بررسی اثر ارتفاع، ماک جریان و زاویه حمله بر فرآیند جدایش گرم یک ماهواره بر دو مرحله‌ای"، مدل سازی در مهندسی، ۲۳ (۱۴۰۴): ۱-۱۰، doi: 10.22075/jme.2025.32862.2602

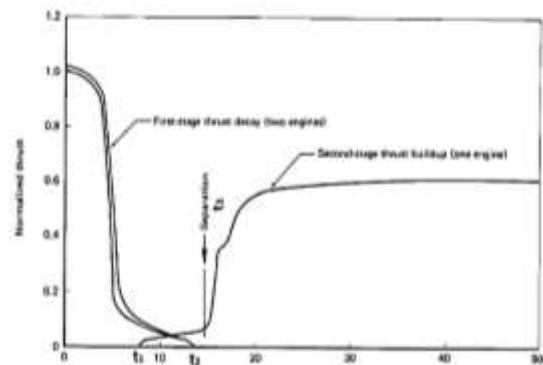
² Hot Stage Separation

یک حفره‌ای در نظر گرفت که از آن، جریان گاز داغ موتور وارد جریان هوای سوپرسونیک عبوری می‌شود که با این ساده سازی می‌توان از نتایج تحقیقاتی که در این موضوع انجام شده است برای پیش بینی شرایط جریانی بهره گرفت [۷]. پس از جدایش گرم دو مرحله از یک پرتابگر، با گذشت چند ثانیه از جدایش، قسمت حفاظ استوانه‌ای^۳ اطراف نازل موتور مرحله فعال نیز از آن جدا می‌شود. کومار و همکاران [۸] در تحقیقی به بررسی پدیده جدایش این قسمت از موتور مرحله فعال (مرحله دو) پرداخته اند و با در نظر گرفتن پیش فرض هایی به یک مدل ساده تحلیلی برای محاسبه نیروها و ممان های وارد بر حفاظ استوانه‌ای اطراف نازل موتور مرحله فعال رسیده اند که نتایج آن با نتایج آزمایشگاهی و عددی تقریباً یکسان است.

در تحقیقی که روشنیان و همکاران [۹] انجام داده‌اند جدایش سرد و جدایش گرم یک پرتابگر دو مرحله‌ای مورد بررسی قرار گرفته است. معادلات دینامیکی حاکم بر حرکت پرتابگر در هنگام جدایش و نیروهای وارد بر آن با این فرض که هر دو نوع جدایش در محیط خلا انجام می‌شود و نیروهای آیرودینامیکی بر پرتابگر وارد نمی‌شود، بصورت تحلیلی بدست آمده است. جهت شبیه سازی فشار گاز داغ خروجی در جدایش گرم از یک رابطه تخمینی و برای بررسی عدم قطعیت پارامترهای موثر بر جدایش پرتابگر، از روش مونت-کارلو بهره گرفته شده است. معادلات ارائه شده در این پژوهش الزامات جدایش را ارضا می‌کند و هیچ گونه برخوردی بین مراحل در فرآیند جدایش حاصل نمی‌شود. وایلی و همکاران در تحقیقی [۱۰]، به بررسی موضوع جدایش گرم یک پرتابگر دو مرحله‌ای با دو موتور سوخت جامد پرداخته اند و به این نتیجه رسیده اند که داشتن زاویه حمله در زمان جدایش می‌تواند باعث افزایش تغییرات زاویه‌ای مرحله دوم گردد که برای ادامه مسیر اثرات نامطلوبی را به همراه خواهد داشت؛ لذا بهتر است تا حد امکان در زمان جدایش، زاویه حمله پرتابگر صفر باشد.

حیدری و همکاران در تحقیقی آماری [۱۱]، تعداد ۳۳۵ موشک موجود در دنیا را از لحاظ پارامترهای مختلف از جمله نوع جدایش گرم یا سرد، نوع سوخت مراحل موشک، نسبت قطر مرحله دو به مرحله یک، نسبت وزن جدا شده به وزن فعال موشک مورد بررسی قرار دادند.

فعال (مرحله دوم) در لحظه t_3 باعث دور شدن مراحل جدا شده از یکدیگر می‌شود [۱]. زمان روشن شدن موتور در این نوع جدایش بسیار مهم است؛ زیرا اگر موتور خیلی قبل‌تر از زمان جدایش روشن شود، گاز داغ خروجی موتور باعث بالا رفتن بیش از اندازه دما در ناحیه بین دو مرحله



شده و موجب آسیب به قسمت های مختلف موتور و سازه مرحله اول و دوم پرتابگر می‌گردد و چنانچه موتور مرحله اول و دوم از نوع سوخت مایع باشد و عایق حرارتی خوبی نیز نداشته باشد، ممکن است باعث انفجار موتور گردد [۲]. شکل ۱- فرآیند جدایش گرم یک پرتابگر دو مرحله‌ای [۱]

تاریخچه تحقیقات انجام شده پیرامون جدایش گرم به دهه ۱۹۶۰ برمی‌گردد. در سال ۱۹۶۱ واسکو [۳] از یک تونل باد جهت تست آزمایشگاهی برای بررسی توزیع فشار و نیروهای آیرودینامیکی و اثرات آن بر تعادل مراحل در هنگام جدایش بهره گرفت. به دلیل هزینه و سختی های زیاد انجام تست های آزمایشگاهی، از دهه ۱۹۹۰ به بعد استفاده از روش های عددی برای شبیه سازی فرآیند جدایش، رشد سریعی پیدا کرد.

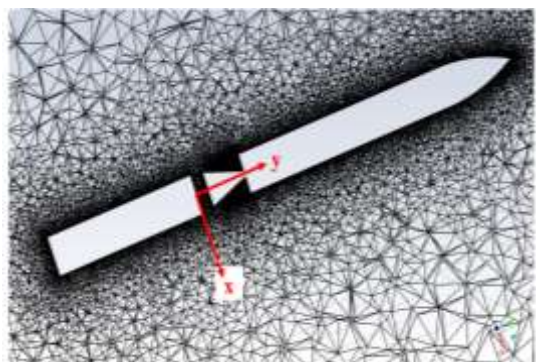
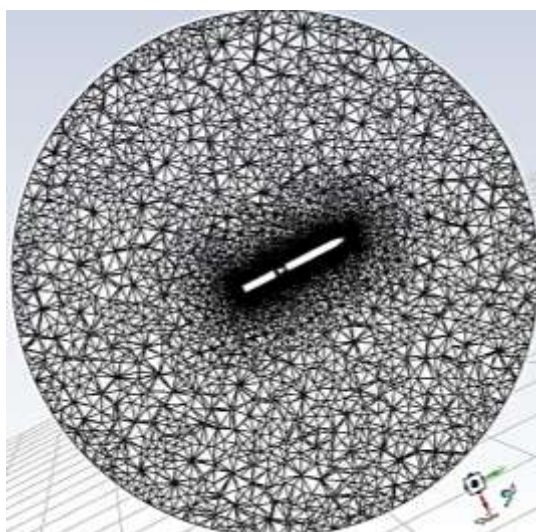
وانگ [۴] و هاسمن [۵] فرآیند جدایش گرم مرحله اول پرتابگر تیتان IV را با حل عددی معادله گذرای اوپلر شبیه سازی کردند. توزیع فشاری که آنها پیرامون جداره پرتابگر محاسبه کرده بودند، در تطابق خوبی با نتایج تست تجربی بود. در تحقیقی دیگر [۶] وانگ معادلات کوپل شده دینامیکی و CFD فرآیند جدایش گرم یک پرتابگر را به روش عددی حجم محدود حل کرده و توزیع جریان در محدوده واسط دو مرحله‌ی پرتابگر را بدست آورد. در فرآیند جدایش، در هر لحظه که دو مرحله در حال دور شدن از یکدیگرند، گپ ایجاد شده بین دو مرحله را می‌توان همچون

³ Barrel

همانطور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، شبکه مش استفاده شده از نوع بی سازمان است و برای حل هم‌زمان معادلات دینامیکی و آیرودینامیکی فرآیند جدایش، از حلگر انسیس فلوئنت بهره گرفته می‌شود. پرتابگر در حالت سه بعدی و به صورت یک جسم با شش درجه آزادی شبیه سازی می‌شود.

معادله کلی حرکت شش درجه آزادی بصورت زیر می‌باشد [۹]:

$$m \frac{dV}{dt} + m\omega \times V = F_t \quad (1)$$



شکل ۳- دامنه حل و هندسه مش بندی شده مساله

که در این رابطه مقادیر V و ω و F_t که به ترتیب بردارهای سرعت خطی، سرعت زاویه ای و نیرو می‌باشند، بصورت زیر تعریف می‌شوند:

$$V = u i + v j + w k$$

$$\omega = p i + q j + r k \quad (2)$$

$$F_t = F_x i + F_y j + F_z k$$

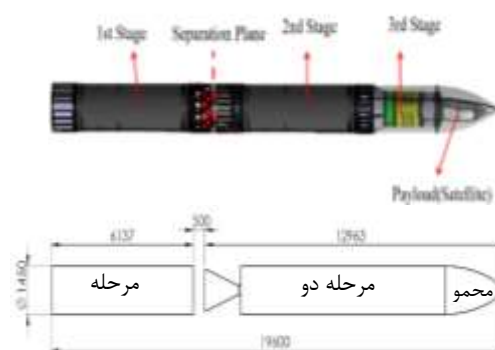
در این بررسی مشاهده شد که در تمامی موشک های حامل، از فرآیند جدایش گرم تنها در بین مراحل اول و دوم استفاده شده است، همچنین در اغلب موارد، هر دو مرحله هم قطر می‌باشند و واسط بین مراحل به صورت استوانه‌ای است.

این تحقیق قصد دارد به بررسی عددی موضوع جدایش گرم دو مرحله از یک پرتابگر ماهواره پرداخته و تاثیر پارامترهای ارتفاع جدایش، ماک جریان و زاویه حمله پرتابگر در زمان جدایش گرم را با کمک نرم افزار انسیس فلوئنت شبیه سازی و مورد تحلیل قرار دهد. تاثیر این پارامترها تاکنون در تحقیقی مورد بررسی قرار نگرفته است و نوآوری این تحقیق نیز به همین موضوع برمی‌گردد.

۲- شرح مسئله

در این تحقیق به بررسی فرآیند سه بعدی جدایش گرم یک پرتابگر ماهواره هنگامی که مرحله اول آن در حال جدایش گرم از مرحله دوم است، پرداخته می‌شود. هندسه مساله و ابعاد کلی پرتابگر ماهواره‌ای که در این تحقیق مورد بررسی قرار می‌گیرد در شکل (۲) آمده است. پرتابگر از دو مرحله مشابه و یک محموله فضایی (که ماهواره است)، تشکیل یافته است.

ابعاد پرتابگر مورد مطالعه، از یک پرتابگر ماهواره با عنوان VLM-1 اقتباس شده است. علت این اقتباس وجود داده های پژوهشی پیرامون جدایش گرم این پرتابگر جهت اعتبار سنجی نتایج است. پرتابگر VLM-1 ساخت برزیل می‌باشد که اخیرا با کمک یک شرکت آلمانی جهت پرتاب یک محموله فضایی با عنوان SHEFEX III استفاده می‌شود.



شکل ۲- ابعاد پرتابگر مورد مطالعه (ابعاد به میلیمتر) [۱۲]

دامنه شبکه محاسباتی نیز همانند شکل (۳) و با در نظر گرفتن اینکه پرتابگر در هنگام جدایش با خط افقی محلی زاویه ۳۰ درجه می‌سازد، مش بندی شده است.

۱- چون جدایش گرم یک پرتابگر در زمان بسیار کوتاهی رخ می‌دهد، می‌توان فرض کرد که مقدار سوخت موتور مرحله دوم در این فاصله کوتاه تغییری نمی‌کند و مرکز جرم مجموعه در حین جدایش گرم ثابت می‌ماند.

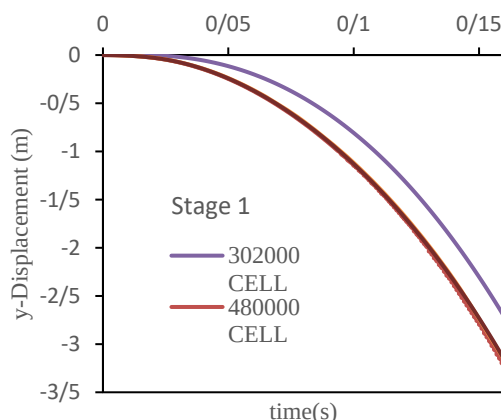
۲- همچنین در این فاصله بسیار کوتاه، تغییرات گرانش و چرخش زمین نیز در طول فرآیند در نظر گرفته نمی‌شود.

جدول ۱- مشخصات موتور مراحل پرتابگر مورد مطالعه

نوع سوخت	جامد از نوع HTPB
نیروی تراست (KN)	۴۰۰
نرخ سوزش (kg/s)	۱۳۵/۳
جرم کل مرحله ۱ در زمان پرتاب (kg)	۱۲۹۰۰
جرم سوخت مرحله ۱ (kg)	۱۱۵۰۰
جرم کل مرحله ۲ و محموله در زمان پرتاب (kg)	۱۴۱۰۴
جرم سوخت مرحله ۲ (kg)	۱۱۵۰۰

۳- استقلال شبکه و اعتبارسنجی نتایج

در شکل (۴) که مربوط به شرایط پروازی با $M=2.6$ ، $h=15.8$ km و زاویه حمله صفر درجه می‌باشد، چهار شبکه با تعداد سلول‌های متفاوت مورد بررسی قرار گرفته و پارامتر جابجایی مرحله اول در راستای محور y در دستگاه مختصات جدایش^۴ و در بازه زمانی صفر تا ۰/۱۶ ثانیه پس از شروع فرآیند جدایش با یکدیگر مقایسه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود، مقادیر مش ۴۸۰۰۰۰ سلولی با مش‌های ریزتر بعد از خود تقریباً انطباق بالایی دارد؛ لذا با توجه به دقت قابل قبول این مش و محدودیت‌های محاسباتی، این مش جهت شبیه‌سازی در تحقیق حاضر مورد استفاده قرار گرفت.



شکل ۴- بررسی استقلال از شبکه

مقادیر p , q , r مقادیر سرعت زاویه‌ای حول محورهای دستگاه مختصات اینرسی XYZ می‌باشند.

با توجه به روابط بالا، معادله حرکت انتقالی را می‌توان بصورت زیر بدست آورد:

$$\begin{cases} m(\dot{u} + qw - rv) = F_x \\ m(\dot{v} + ru - pw) = F_y \\ m(\dot{w} + pv - qu) = F_z \end{cases} \quad (3)$$

معادله حرکت زاویه‌ای جسم صلب هم بصورت زیر می‌باشد:

$$\frac{dL}{dt} + \omega \times L = M \quad (4)$$

در این رابطه L بردار مومنوم زاویه‌ای و M بردار ممان خارجی است. بردارهای i, j, k نیز بردارهای در راستای محورهای دستگاه مختصات می‌باشد.

$$M = M_x i + M_y j + M_z k \quad (5)$$

مقدار بردار مومنوم زاویه‌ای نیز از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$\begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

از جاگذاری روابط بالا در رابطه (۴) بدست می‌آید:

$$\begin{cases} I_{xx}\dot{p} - I_{xy}\dot{q} - I_{xz}\dot{r} + q(-pI_{xz} - qI_{yz} + rI_{zz}) - r(-pI_{xy} + qI_{yy} - rI_{yz}) = M_x \\ -I_{xy}\dot{p} + I_{yy}\dot{q} - I_{yz}\dot{r} - p(-pI_{xz} - qI_{yz} + rI_{zz}) + r(pI_{xx} - qI_{xy} - rI_{xz}) = M_y \\ -I_{xz}\dot{p} - I_{yz}\dot{q} + I_{zz}\dot{r} + p(-pI_{xy} + qI_{yy} - rI_{yz}) - q(pI_{xx} - qI_{xy} - rI_{xz}) = M_z \end{cases} \quad (7)$$

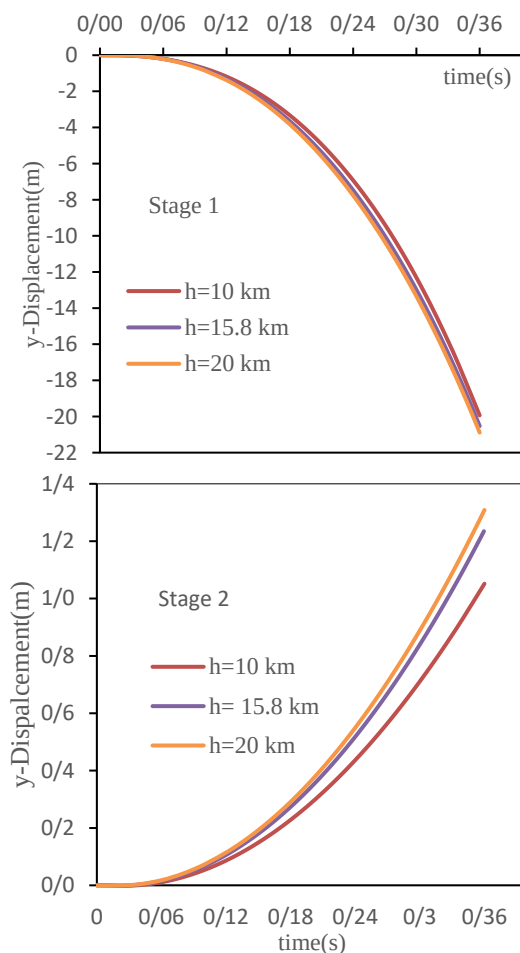
در رابطه (۷) مقادیر F_x, F_y, F_z و M_x, M_y, M_z به ترتیب مقادیر نیرو و ممان خارجی وارد بر جسم هستند. این نیروها و ممان‌ها همگی به واسطه نیروهای خارجی وارد بر جسم مثل نیروهای آیرودینامیکی، نیروی تراست، نیروی گرانش و ... به وجود می‌آیند.

در تحقیق حاضر جرم ماهواره بر مورد مطالعه تقریباً ۲۷ تن می‌باشد و از دو مرحله تشکیل یافته است که مرحله اول و دوم آن با موتور سوخت جامد کار می‌کند. سوخت جامد بودن موتورهای باعث کاهش هزینه و پیچیدگی ساخت آنها می‌شود [۱۳]. مشخصات موتور سوخت جامد به کار گرفته شده به قرار زیر می‌باشد.

فرضیات زیر نیز جهت شبیه‌سازی استفاده می‌شود:

⁴ Staging Coordinate

مرحله در هنگام جدایش گرم مورد بررسی قرار می‌گیرد. همانطور که در شکل (۶) مشاهده می‌شود، تغییرات جابجایی هر مرحله در ارتفاعات ۱۰، ۱۵/۸ و ۲۰ کیلومتری نشان داده شده است.



شکل ۶- میزان جابجایی مراحل یک و دو در راستای y در ارتفاعات مختلف از سطح زمین

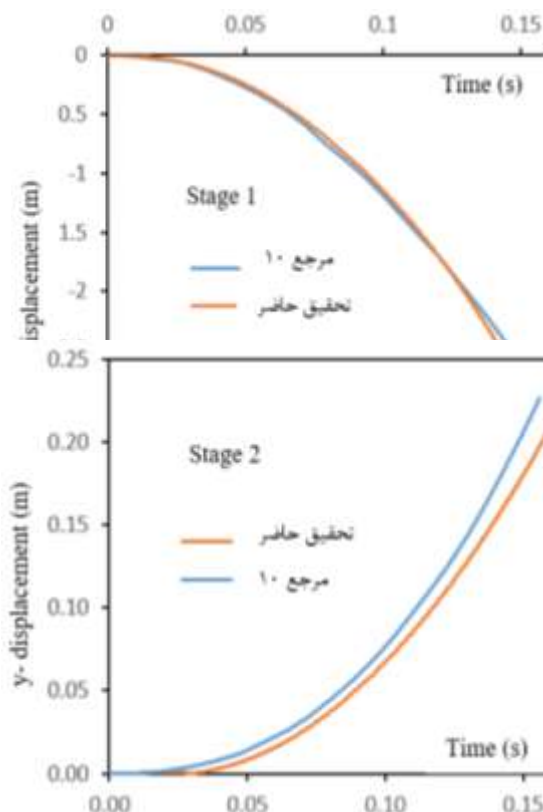
با توجه به شکل (۶) مشاهده می‌شود با افزایش ارتفاع از سطح زمین، میزان جابجایی که دو مرحله پس از جدایش دارند، افزایش می‌یابد. علت این موضوع را می‌توان در کاهش چگالی و رقیق تر شدن هوا با افزایش ارتفاع و بالتبع کاهش نیروی درگ وارد بر مراحل پس از جدایش دانست که باعث می‌شود مراحل یک و دو بتوانند جابجایی بیشتری در راستای حرکت خود داشته باشند.

۵- بررسی اثر ماخ جدایش

ماخ پروازی پرتابگر در زمان جدایش گرم دو مرحله در شکل (۷) و برای سه ماخ ۲، ۲/۶ و ۳ مورد بررسی قرار گرفته است. ارتفاع پروازی پرتابگر در لحظه جدایش ۱۵ کیلومتر و با زاویه حمله صفر درجه در نظر گرفته شده است.

لازم به ذکر است دستگاه مختصات جدایش، دستگاهی است که با سرعت ثابت اولیه پرتابگر در زمان جدایش (همان ماخ زمان جدایش) حرکت می‌کند و مقادیر جابجایی مراحل نسبت به این مختصات محاسبه می‌شود. محور y در راستای طولی پرتابگر و محورهای x و z در راستای عمود بر پرتابگر در نظر گرفته شده‌اند (شکل ۳). در این تحقیق مقادیر جابجایی مراحل در دستگاه مختصات جدایش محاسبه و گزارش شده است.

جهت اعتبارسنجی داده‌ها نیز برای حالتی که در آن جدایش در ارتفاع $h=15.8$ km و ماخ پروازی $M=2.6$ با زاویه حمله صفر رخ می‌دهد، نتایج تحقیق حاضر با نتایج تحقیق لی و همکاران [۱۰] در شکل (۵) مقایسه شده است. همانطور که در شکل (۵) مشاهده می‌شود، پس از ۰/۱۶ ثانیه از زمان شروع فرآیند جدایش، میزان جابجایی مرحله یک و دو در راستای محور y دستگاه مختصات جدایش در تطابق خوبی با مقادیر مرجع [۱۰] می‌باشد.

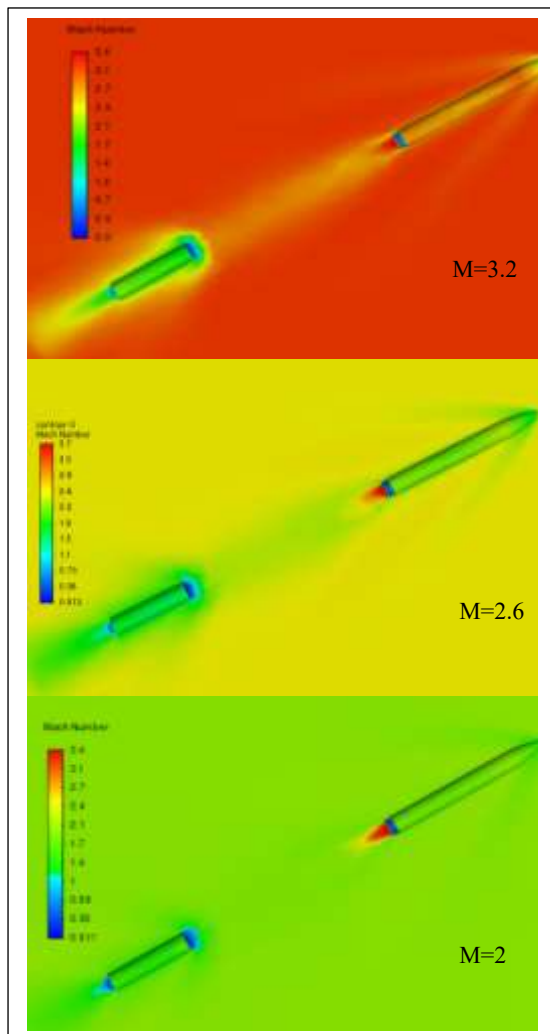


شکل ۵- میزان جابجایی مرحله یک و دو تحقیق حاضر با نتایج مرجع [۱۰]

۴- بررسی اثر ارتفاع

در این تحقیق اثرات ارتفاع جدایش بر میزان جابجایی هر

در تمامی حالات بر روی هر دو مرحله شوک های مایل تشکیل یافته است.

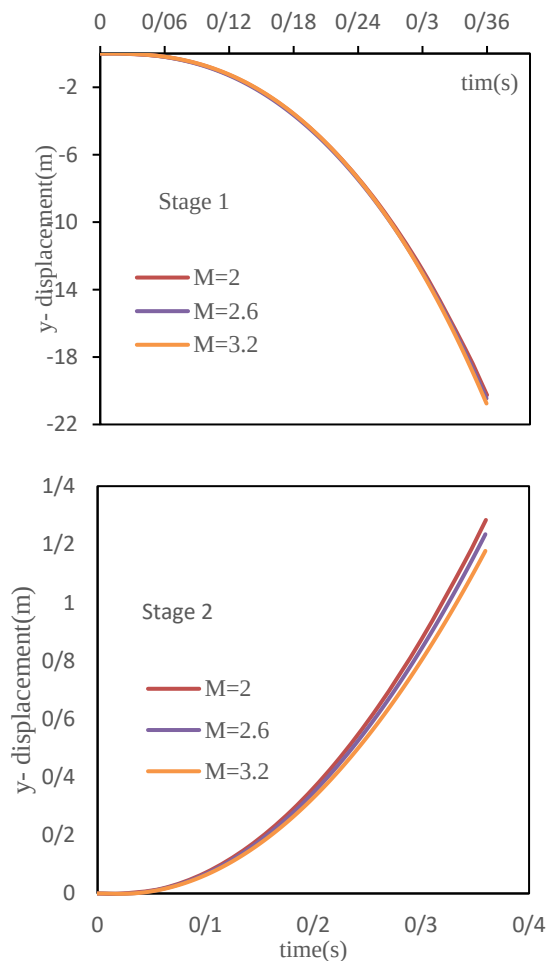


شکل ۸- توزیع ماخ جریان های مختلف در زمان ۰/۳۲ ثانیه پس از شروع جدایش

۶- بررسی زاویه حمله

در هنگام جدایش، قطعاً داشتن زاویه حمله صفر مطلوب می باشد تا از ایجاد اغتشاشات و شرایط کنترلی نامطلوب به واسطه عدم تقارن جریانها و نیروهای وارد بر پرتابگر جلوگیری شود. البته در واقعیت با توجه به عدم قطعیت صفر بودن زاویه حمله در لحظه جدایش، نیاز به بررسی تغییرات زاویه حمله بر فرآیند جدایش همچون فاصله دو مرحله و عدم تصادم دو مرحله به یکدیگر پس از جدایش، می باشد.

در شکل (۹) تغییرات زاویه حمله پرتابگر ماهواره بر میزان جابجایی مراحل برای $M=2.6$, $h=15.8$ km مورد بررسی قرار گرفته است.

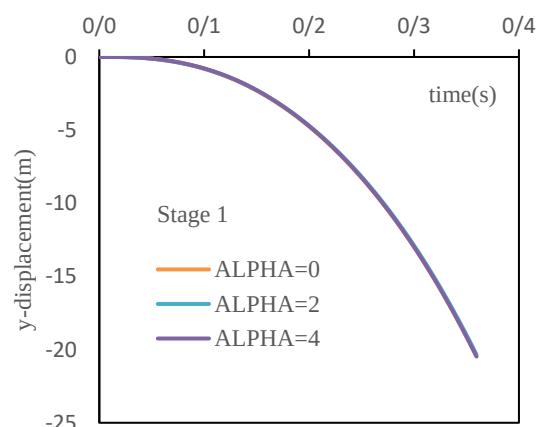
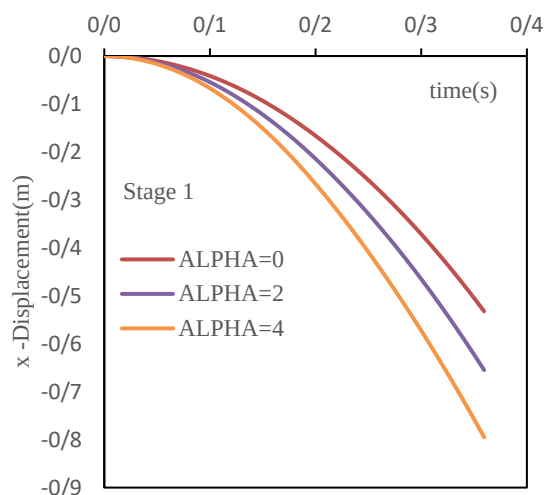


شکل ۷- میزان جابجایی مراحل یک و دو در راستای y در ماخ های جریانی مختلف

همانطور که در شکل (۷) مشاهده می شود با افزایش عدد ماخ جریان در محدوده ۲ تا ۳/۲ میزان جابجایی مرحله یک با افزایش ماخ افزایش می یابد اما میزان جابجایی مرحله دوم، کاهش می یابد و در مجموع فاصله بین دو مرحله با افزایش ماخ افزایش می یابد. در واقع با افزایش ماخ، چون نیروی درگ وارد بر هر دو مرحله افزایش می یابد لذا در مرحله یک هر چه ماخ بیشتر باشد نیروی درگ وارده نیز بیشتر بوده و بالتبع جابجایی آن نیز بیشتر شده است. اما در مرحله دو چون علاوه بر نیروی درگ، نیروی تراست ثابت نیز وجود دارد لذا برآیند این دو نیرو در ماخ بالاتر، باعث نیروی خالص جلو برنده کوچکتری شده و بنابراین مرحله دو در ماخ بالاتر، کمتر به سمت جلو حرکت کرده است.

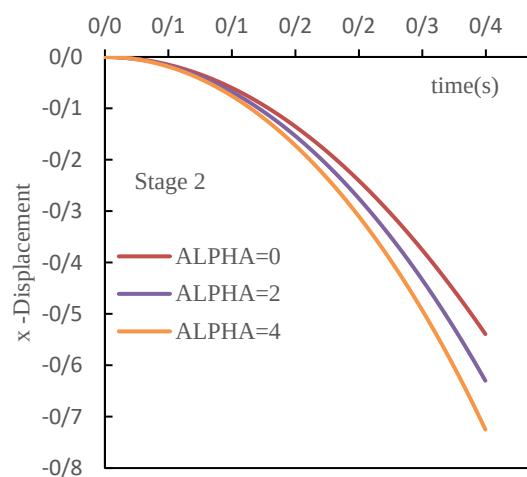
در شکل (۸) نیز توزیع ماخ جریان های مختلف پیرامون هر دو مرحله پرتابگر در زمان ۰/۳۲ ثانیه پس از شروع فرآیند جدایش نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می شود با توجه به اینکه در هر سه حالت، ماخ بیشتر از یک می باشد،

در شکل (۱۱) که کانتورهای ماخ جریان را در زاویه‌های حمله متفاوت و برای زمان ۰/۳۲ ثانیه پس از شروع فرآیند جدایش نشان می‌دهد، انحراف مراحل در راستای محور X به خوبی مشهود است. وجود زاویه حمله غیرصفر نیز باعث توزیع جریان نامتقارن حول هر دو مرحله می‌شود و هرچقدر این زاویه حمله بیشتر باشد توزیع جریان‌ها و نیروهای وارد بر هر مرحله نامتقارن‌تر و حرکت پیش روی هر مرحله پیچیده‌تر می‌شود.



شکل ۹- میزان جابجایی مراحل یک و دو در راستای Y در زاویه های حمله (α) متفاوت

همانطور که مشاهده می‌شود تغییر زاویه حمله از صفر تا ۴ درجه، میزان جابجایی در راستای Y هر دو مرحله پرتابگر را دچار تغییر محسوسی نمی‌کند. اما با توجه به شکل (۱۰) میزان جابجایی در راستای X هر دو مرحله با افزایش زاویه حمله، افزایش می‌یابد به عبارتی هر دو مرحله پرتابگر از راستای مسیر خود به مقدار کمی به سمت منفی محور X منحرف می‌شود. این موضوع به دلیل زاویه گرفتن جریان نسبت به پرتابگر و بالتبع وارد شدن مولفه نیرویی درگی غیرهمراستا با محور طولی پرتابگر رخ می‌دهد و پرتابگر را اندکی از مسیر خود منحرف می‌کند.



شکل ۱۰- میزان جابجایی مراحل یک و دو در راستای X در زاویه‌های حمله متفاوت

(محور Y)، افزایش می‌یابد؛ به عبارتی در یک بازه زمانی مشخص با افزایش ارتفاع، دو مرحله پس از جدایش از یکدیگر دورتر می‌شوند.

۲- با افزایش عدد ماخ پروازی در زمان جدایش مشاهده می‌شود که میزان جابجایی مرحله یک افزایش و میزان جابجایی مرحله دوم در راستای مسیر پروازی (محور Y)، کاهش می‌یابد اما در مجموع فاصله بین دو مرحله با افزایش ماخ افزایش می‌یابد.

۳- با افزایش زاویه حمله پرتابگر، میزان جابجایی هر دو مرحله در راستای مسیر پروازی (محور Y) یکسان می‌باشد اما در راستای عمود بر مسیر پروازی (محور X) جابجایی هر دو مرحله افزایش می‌یابد به عبارتی پرتابگر در جهت X منحرف می‌شود؛ در این حالت بالتبع کنترل مرحله دو پس از جدایش بیش از پیش اهمیت می‌یابد.

۴- با توجه به نتایج حاصله در شکل‌های ۶، ۷ و ۹ در رابطه با میزان فاصله دو مرحله پس از جدایش، می‌توان نتیجه گرفت که تاثیر ارتفاع بر فرآیند جدایش گرم و فاصله‌ی مراحل از یکدیگر، بیش از تاثیر ماخ جدایش بوده و تاثیر ماخ جدایش نیز بیشتر از تاثیر زاویه حمله می‌باشد.

تعارض منافع

نویسندگان مقاله تایید می‌کنند که هیچ‌گونه تعارض منافع (مالی، حرفه‌ای یا شخصی) که بر نتایج یا تفسیر پژوهش تاثیر بگذارد، وجود ندارد.

تاییدیه اخلاقی

نویسندگان مقاله متعهد می‌شوند که این مقاله را در هیچ مجله دیگری به چاپ نرسانده‌اند.

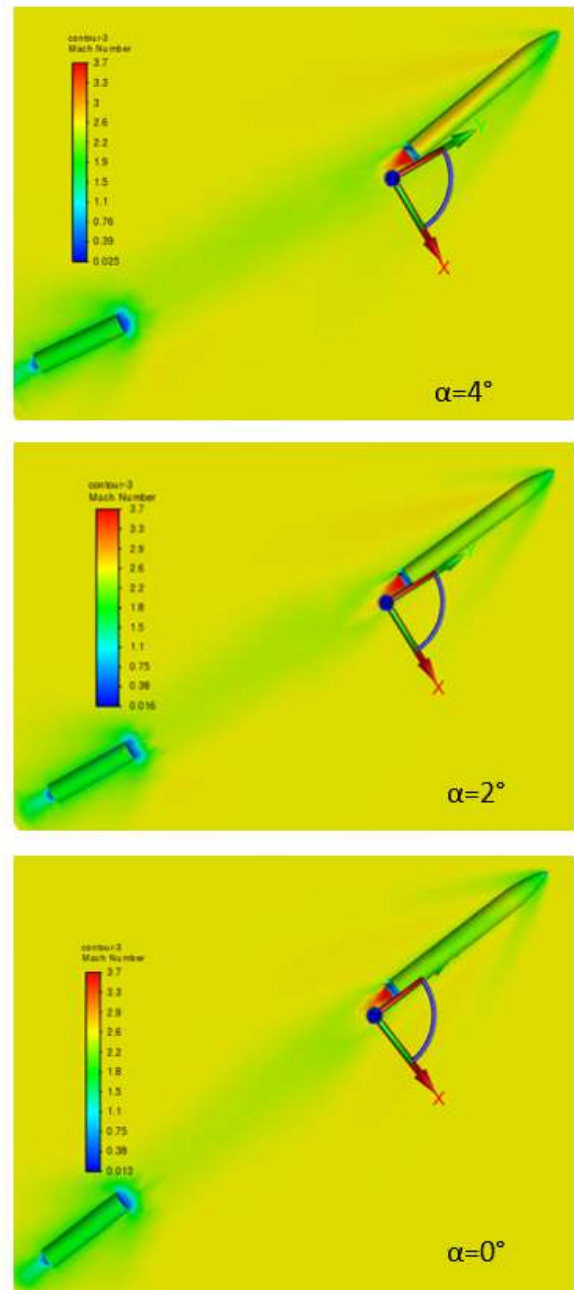
مشارکت‌های نویسندگان

داود نصیری: روش‌شناسی، جمع‌آوری داده‌ها، انجام شبیه‌سازی‌ها، تحلیل نتایج، نگارش و تهیه پیش‌نویس مقاله
محمود عدمی: راهنمایی علمی، ویرایش تخصصی و نگارشی مقاله، ارزیابی و تفسیر نتایج

حجت طائی: تعریف مسئله، راهنمایی علمی، ویرایش تخصصی و نگارشی مقاله، اعتبارسنجی نتایج
حمید پرهیزکار: بررسی تحلیل‌ها، مشاوره علمی، ویرایش تخصصی و نگارشی مقاله، اعتبارسنجی نتایج

منابع مالی

ندارد.



شکل ۱۱- کانتور ماخ جریان در زاویه‌های حمله متفاوت

۷- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، فرآیند جدایش گرم مراحل یک ماهواره بر دو مرحله‌ای با فرض شش درجه آزادی و بصورت سه بعدی شبیه‌سازی شده است و پارامترهای مهم و موثر بر این رخداد همچون ارتفاع از سطح زمین، ماخ پروازی و زاویه حمله ماهواره بر مورد بررسی قرار گرفته است.

مهم‌ترین نتایج بدست آمده در تحقیق حاضر عبارتند از:

۱- با افزایش ارتفاع از سطح زمین، میزان جابجایی هر دو مرحله پس از جدایش گرم در راستای مسیر پروازی خود

مراجع

- [1] Goldman, R.L. "Staging Loads." National Aeronautics and Space Administration, 1969.
- [2] Mitikov, Yurii, and Olexiy Shynkarenko. "A New Look at the Hot Separation of Liquid Rocket Stages." CEAS Space Journal 15, no. 2 (2023): 319–28
- [3] Wasko, R.A. "Experimental Investigation of Stage Separation Aerodynamics." Lewis Research Center, 1961.
- [4] Zhi-jian, Wang, W.U. Yi-zhao, and L.I.N. Jing-zhou. "Wind Tunnel Test on Effect of the Jet Flow Interaction on Stage Separation of Launch Vehicle." Journal of Experiments in Fluid Mechanics 23, no. 2 (2009): 15–19.
- [5] Huseman, P. "CFD Analysis of Titan IV Fire-in-the-Hole Staging." In 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Aerospace Sciences Meetings. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
- [6] Wang, J., and J. Wang. "Coupled CFD and rigid body dynamics analysis for the launch vehicle stage separation." In 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, p. 2944. 1997.
- [7] Lawson, S. J., and George N. Barakos. "Review of numerical simulations for high-speed, turbulent cavity flows." Progress in Aerospace Sciences 47, no. 3 (2011): 186-216.
- [8] Kumar, Pradeep, R Swaminathan, C Unnikrishnan, V Ashok, and V Adimurthy. "Modelling of Jet Impingement Forces during Hot Stage-Separation of a Launch Vehicle." In 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Joint Propulsion Conferences. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
- [9] Roshanian, J., and M Talebi. "Monte Carlo Simulation of Stage Separation Dynamics of a Multistage Launch Vehicle." Applied Mathematics and Mechanics 29, no. 11 (2008): 1411–26.
- [10] Li, Yi, Bodo Reimann, and Thino Eggers. "Coupled Simulation of CFD-Flight-Mechanics with a Two-Species-Gas-Model for the Hot Rocket Staging." Acta Astronautica 128 (2016): 44–61.
- [11] Heydari, I., H Forghani, M Sami, and M Aliyari. "Investigating the special characteristics of the hot separation system and comparing it with the cold separation system from the point of view of statistical indicators", In 10th Aerospace Conference, 2010 (in Persian)
- [12] Li, Yi, Bodo Reimann, and Thino Eggers. "Numerical Investigations on the Aerodynamics of SHEFEX-III Launcher." Acta Astronautica 97 (2014): 99–108
- [13] Matsuo, Hiroki, and Jun'ichiro Kawaguchi. "M-V Launch Vehicle." Acta Astronautica 35 (1995): 597–603.