

# Investigation of Length and Velocity Variation Effects on Unsteady Separation of Parallel Boosters

M.HadiDoolabi<sup>1\*</sup>, A.M.Gorji<sup>2</sup> and H.R.Tajik<sup>3</sup>

1 and 2. University of Complex Aerospace, Maleke Ashtar University of Technology

3. Astronautics Research Institute, Iranian Space Research Center

\*Postal Code: 14665143, 26 km Tehran-Karaj, IRAN

it@mut-es.ac.ir

*This study, focuses to simulate separation process in different launchers numerically using fluent software. In present case, an aerodynamic equations coupled with rigid body dynamics, because of resultant aerodynamic forces and gravity, is developed to simulate the detachment motion of strap-on boosters. As can be seen from the results, by changing in booster elongation and changing in operation mach number and the effect of expansion waves from the core rocket and the booster, separation trajectory follows safe separation or collision between core and booster.*

**Keywords:** Launcher, Separation, Parallel boosters, UDF

---

1. Assistant Professor (Corresponding Author)  
2. M. Sc.  
3. M. Sc.

# بررسی اثرات طول بوستر و سرعت در جدایش غیر دائم و آزاد بوسترهای موازی در حامل ماهواره

مصطفی هادی دولابی<sup>۱\*</sup>، علی محمد گرجی<sup>۲</sup> و حمیدرضا تاجیک<sup>۳</sup>

۱ و ۲ - مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳ - پژوهشکده سامانه‌های فضانوردی، پژوهشگاه فضایی ایران

\* کیلومتر ۲۶ اتوبان تهران - کرج، کد پستی: ۱۴۶۶۵۱۴۳

it@mut-es.ac.ir

در این مقاله، تحلیل جامعی در شبیه‌سازی آیرودینامیکی و دینامیکی جدایش بوستر در ماهواره‌برهای شامل بوسترهای موازی با استفاده از نرم افزارهای موجود انجام گرفته است. در این شبیه‌سازی، معادلات شش درجه آزادی و معادلات حاکم بر جریان به صورت کوپل و هم زمان حل شده‌اند. بررسی کاملی روی اثرات طول بوستر و سرعت ماهواره بر در لحظه جدایش انجام شده و نتایج حاصل نشان‌دهنده آن است که اثرات امواج شوک و انبساطی حاصل از بدنه اصلی روی بوستر، مسیر حرکت بوستر را به گونه‌ای تعیین می‌نماید که یا منجر به برخورد بوستر با موشک حامل و در نهایت یک جدایش نایمن شده یا اینکه جدایش ایمن را به همراه دارد.

واژه‌های کلیدی: ماهواره بر، جدایش، بوستر موازی، تابع تعریف شده توسط کاربر

## علائم و اختصارات

Cx	ضریب نیروی محوری
Cy	ضریب نیروی سمتی
Cm	ضریب گشتاور حول محور Z

## مقدمه

یکی از مهم‌ترین مسائل در طراحی، هدایت و کنترل حامل‌های چندمرحله‌ای و بررسی فرایند جدایش در آنهاست. کیفیت فرایند جدایش تأثیر مهمی در کنترل، دقت موشک و جلوگیری از عملکرد نامناسب آنها دارد. در طراحی و ساخت مکانیزم جدایش لازم است، نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی وارد بر موشک در فاز جدایش محاسبه شوند. فرایند جدایش که شامل حرکت نسبی اجسام نسبت به یکدیگر است، فرایندی غیردائم است که مدل‌سازی و شبیه‌سازی

کامل آن پیچیدگی‌های فراوانی دارد. بنابراین، برای تحلیل آیرودینامیکی این فرایند با توجه به نیازمندی‌ها و ابزار در دسترس از مدل‌های مختلفی می‌توان استفاده کرد. ساده‌ترین مدل استفاده از شبیه‌سازی شبه‌دائم است که در آن با ثابت فرض کردن موقعیت اجسام نسبت به یکدیگر، یک تحلیل دائم روی آنها انجام شده و اثرات متقابل آیرودینامیکی آنها به دست می‌آید. در مدل دوم، تحلیل غیردائم با در نظر گرفتن حرکت مقید اجسام نسبت به یکدیگر انجام می‌شود [۱ و ۲]. در مدل سوم، که کامل‌ترین مدل و نزدیک‌ترین مدل به حالت واقعی است، تحلیل غیردائم براساس حرکت آزاد اجسام نسبت به یکدیگر انجام می‌شود که در آن موقعیت نسبی اجسام با حل معادلات دینامیکی حرکت به دست می‌آید [۳].

در این میان جدایش و رهاسازی بوسترهای جانبی یکی از موضوعات بسیار چالش برانگیز به علت پیچیدگی و غیردائم بودن این فرایند و نیز وابستگی هم زمان تحلیل‌های آیرودینامیکی و دینامیکی

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناس ارشد

۳. کارشناس ارشد

می‌شود در این ماهواره‌بر بوسترهای موازی در طول و قطر به مراتب کوچک‌تر از موشک حامل هستند.

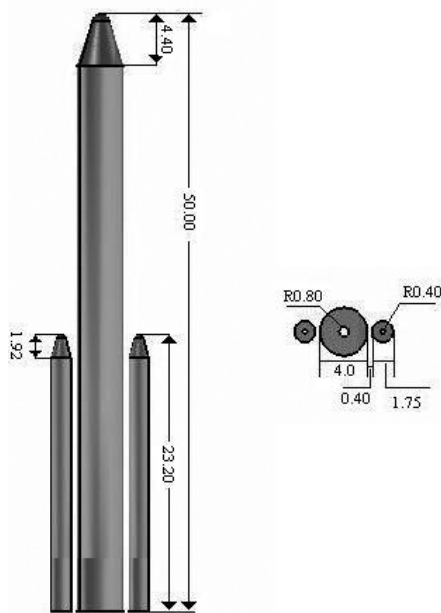
ماهواره‌بر KSR-III ماهواره‌بر کره‌ای با هندسه‌ای متقارن با دو بوستر جانبی است که جزئیات هندسه آن در شکل (۲) و خصوصیات آن در جدول (۲) آورده شده است. بوسترهای این ماهواره‌بر تقریباً هم اندازه موشک مرکزی آن هستند. بنابراین، تقابل بین موشک اصلی و بوسترها در حین جدایش در این موشک اهمیت ویژه‌ای دارد. در هر دو ماهواره‌بر، موشک حامل با دو اهرم اتصال به هر بوستر متصل است و بوسترها در عمل به وسیله نیروهای آیرودینامیکی، وزن و دیگر نیروهای هل دهنده اضافی جدا می‌شوند. نازل‌ها با فرض اینکه تأثیر بحرانی در دینامیک جدایش ندارند، در شبیه‌سازی در نظر گرفته نشده‌اند.

جدول ۱- خصوصیات موشک حامل و بوستر ماهواره بر H-II

خصوصیات	H-II
مرکز جرم هسته موشک	۲۰/۶۰ متر از خط مرجع
مرکز جرم بوستر	۱۰/۸۸ متر از خط مرجع
جرم هسته موشک	۱۲۰۰۰ کیلوگرم
جرم بوستر	۱۱۰۰۰ کیلوگرم (بدون سوخت)

جدول ۲- خصوصیات موشک حامل و بوستر ماهواره‌بر KSR-III

خصوصیات	KSR-III
مرکز جرم هسته موشک	۴/۶۶ متر از خط مرجع
مرکز جرم بوستر	۳/۴۲ متر از خط مرجع
جرم هسته موشک	۵۵۰۰ کیلوگرم
جرم بوستر	۱۰۰۰ کیلوگرم (بدون سوخت)



شکل ۱- هندسه ماهواره بر H-II

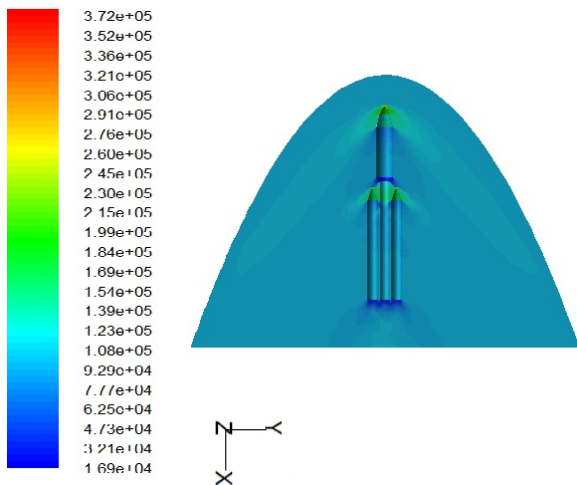
در آن است، بنابراین، مطالعات علمی و تجربی بسیاری در این زمینه انجام شده است. از جمله تحقیقات صورت گرفته می‌توان به نتایج تست تونل باد روی ماهواره بر تیتان ۴ [۴] اشاره کرد که مبنای اعتبارسنجی بسیاری از مقاله‌های علمی از جمله این تحقیق است. در زمینه دینامیک جدایش نیز می‌توان به مقاله لوچان<sup>۴</sup> و ادیمورسی<sup>۵</sup> اشاره کرد که در آن با استفاده از شبیه‌سازی تونل باد برای اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی، دینامیک جدایش بوستر از موشک حامل را تحلیل کرده‌اند [۵]. هم چنین تحقیقات آزمایشی گسترده‌ای روی جریان و فشار در موشک برزیلی VLS که دارای ۴ بوستر موازی است انجام شده است [۶]. مقالات و مطالعات زنجیره‌ای مؤسسه تحقیقات هوافضای کشور کره [۷-۹] کمک شایانی به محققان در این زمینه کرده است که به بعضی از آنها که در این تحقیق از آنها استفاده شده است، اشاره خواهد شد. در داخل کشور نیز مطالعات و تحقیقات محدودی روی بررسی جدایش ماهواره‌برهای تاندم و موازی صورت پذیرفته که عمدتاً تحلیل‌های شبه-دائم یا غیردائم مقید هستند [۱۰]. اما در زمینه تحلیل عددی غیر دائم با در نظر گرفتن حرکت نسبی بوستر تحقیقات زیادی انجام نشده است، به خصوص در کوپل کردن نیروهای آیرودینامیکی و دینامیکی در جدایش موازی که اهمیت خاصی دارد. در تحقیق حاضر، تحلیل عددی غیردائم کاملی با حل هم زمان معادلات حاکم بر سیال و معادلات دینامیکی شش درجه آزادی جهت شبیه‌سازی فرایند جدایش با استفاده از نرم‌افزارهای موجود انجام شده است. نکته برجسته‌ای که در این پژوهش انجام گرفته و باعث تمایز آن از کارهای دیگر شده است، بررسی پارامتری اثرات طول بوسترهای جانبی و نیز سرعت پروازی ماهواره بر، روی فرایند جدایش بوسترها، به خصوص ایمن با غیرایمن بودن آن است.

صحه‌گذاری فرایند حل جریان با استفاده از مقایسه نتایج حاصل از تست تونل باد روی ماهواره بر تیتان ۴ و نتایج عددی حاصل از این تحقیق انجام شده است و برای اطمینان بیشتر نتایج تجربی حاصل روی بوستر موشک کره‌ای KSR-III که به تنهایی در تونل باد تست شده است با نتایج عددی به دست آمده مقایسه شده است. با توجه به تأثیر بسیار کم اثرات لزجت در مدل‌سازی فرایند جدایش بوسترها، در تحقیق حاضر از تحلیل‌های غیرلزج در حین فرایند جدایش استفاده شده است.

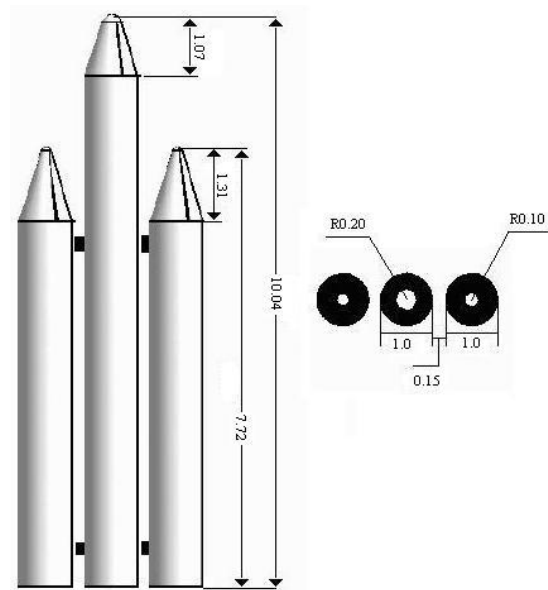
## معرفی ماهواره‌برهای تحلیل شده

در این تحقیق، تحلیل‌های غیردائم جدایش روی ماهواره بر H-II و ماهواره‌بر KSR-III انجام شده است.

ماهواره‌بر H-II ماهواره‌بری ژاپنی است که هندسه‌ای متقارن با دو بوستر جانبی دارد. جزئیات هندسه این ماهواره‌بر در شکل (۱) و خصوصیات آن در جدول (۱) آورده شده است. همان‌طور که مشاهده



شکل ۴- خطوط هم تراز فشار بر روی موشک تیتان ۴



شکل ۲- هندسه ماهواره بر KSR-III

همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، تطابق بسیار خوبی بین نتایج تجربی حاصل از تست تونل باد و تحلیل عددی روی ماهواره بر تیتان ۴ حاصل شده است که بیانگر قابل اعتماد بودن فرایند تحلیل عددی جریان است.

به‌منظور اطمینان بیشتر، نتایج تجربی تست تونل باد روی بوستر تنها در ماهواره بر KSR-III با عدد ماخ ۲ و رینولدز  $1.6 \times 10^6 \times 1/683$  در زوایای حمله ۰ و ۱۰ و ۲۰ و ۳۰ درجه جهت مقایسه با نتایج حل عددی در حالت غیرلزج برای صحنه‌گذاری در جدول (۳) نشان داده شده است. این نتایج شامل ضرایب آیرودینامیکی نیروهای محوری، عمودی و گشتاور تاب بوده که با نتایج تجربی موجود مقایسه شده اند و تطابق خوب این نتایج نیز مشهود است.

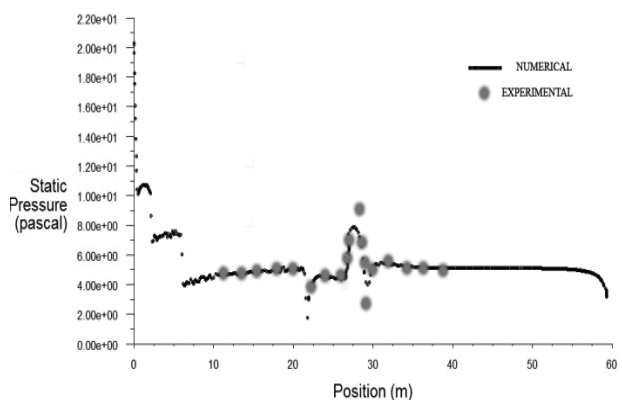
جدول ۳- مقایسه ضرایب نیرو و گشتاور آیرودینامیکی در بوستر ماهواره بر KSR-III برای زوایای حمله مختلف

نتایج تجربی			
زاویه	Cx	Cy	Cm
صفر درجه	۰/۶۲	۰	۰
۱۰ درجه	۰/۶۶	۰/۶۴	۱/۷۵
۲۰ درجه	۰/۷۰	۲/۵۷	۲/۹۴
۳۰ درجه	۰/۷۴	۴/۶۱	۴/۰۴

نتایج عددی حاصل از این تحقیق			
زاویه	Cx	Cy	Cm
صفر درجه	۰/۵۶	۰	۰
۱۰ درجه	۰/۶۴	۰/۷	۱/۷۴
۲۰ درجه	۰/۷۵	۲/۶۳	۲/۹۵
۳۰ درجه	۰/۷۷	۴/۹	۳/۸۸

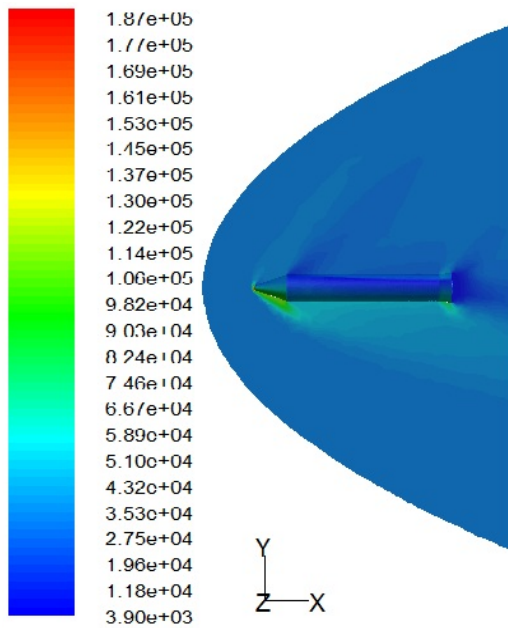
## اعتبارسنجی

با توجه به اینکه تحلیل‌های غیردائم انجام شده در ادامه این تحقیق مبتنی بر استفاده از معادلات اویلر هستند، در این بخش نیز برای اعتبارسنجی نتایج از یک تحلیل غیرلزج روی یک شبکه بی‌سازمان مناسب استفاده شده است. با توجه به حجم مطالب از آوردن نتایج مطالعه شبکه در این بخش صرف‌نظر شده و نتایج نمایی ارائه شده‌اند. نتایج تجربی تست تونل باد روی موشک تیتان ۴ با عدد ماخ ۲ و عدد رینولدز  $1.6 \times 10^6 \times 1/1$  با زاویه حمله صفر و نیز نتایج حاصل حل عددی در این تحقیق که شامل توزیع محاسبه فشار در امتداد طول هسته مرکز ماهواره بر می‌شود؛ در شکل (۳) برای صحنه‌گذاری نتایج نشان داده شده است. همچنین خطوط هم تراز فشار در حالت اولیه در شکل (۴) نشان داده شده است:

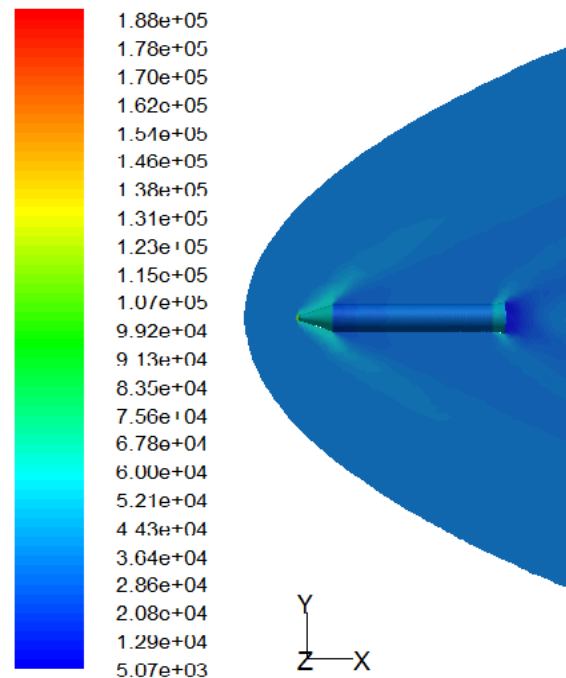


شکل ۳- توزیع فشار در امتداد خط مرکزی هسته موشک تیتان ۴

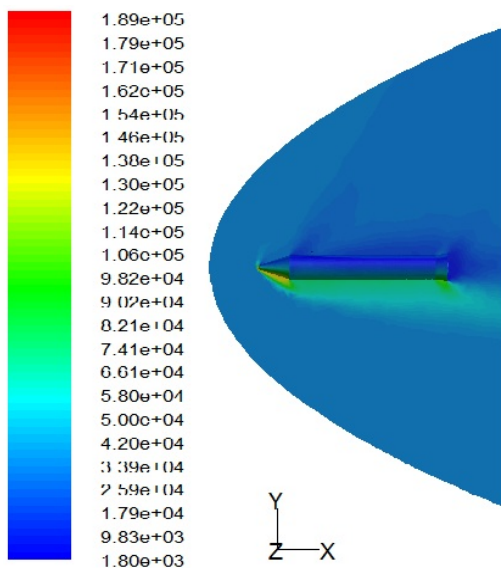
خطوط هم‌تراز فشار در شکل‌های (۵) تا (۸) برای زوایای حمله مختلف ارائه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش زاویه حمله، عدم تقارن در میدان جریان و موج شوک کمانی ایجاد شده، افزایش می‌یابد که حاصل آن افزایش نیروی عمودی و گشتاور پیچشی تولید شده است.



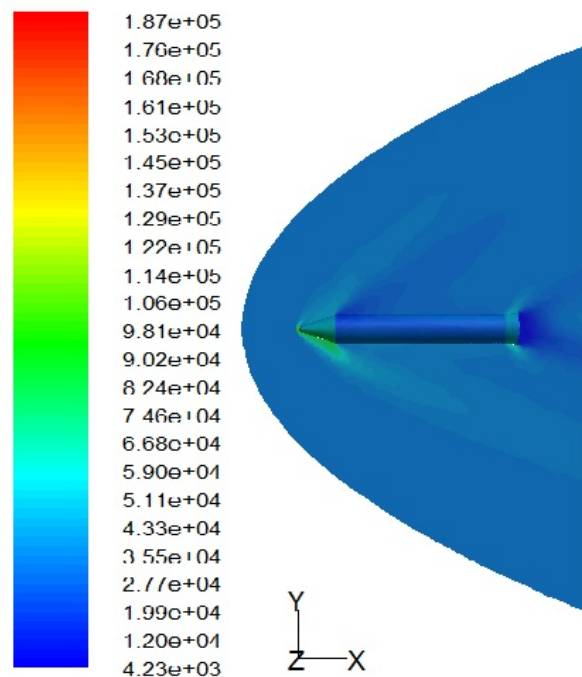
شکل ۷- خطوط هم‌تراز فشار بوستر KSR-III در زاویه حمله ۲۰ درجه



شکل ۵- خطوط هم‌تراز فشار بوستر KSR-III در زاویه حمله صفر درجه



شکل ۸- خطوط هم‌تراز فشار بوستر KSR-III در زاویه حمله ۳۰ درجه



شکل ۶- خطوط هم‌تراز فشار بوستر KSR-III در زاویه حمله ۱۰ درجه

## تحلیل شرایط اولیه جدایش در ماهواره‌برهای نمونه

### ۱- شرایط اولیه ماهواره‌بر H-II

خصوصیات آیرودینامیکی حول موشک H-II در حالت اولیه جدایش محاسبه و در ادامه آمده است. با توجه به عدد ماخ ۲ و عدد رینولدز  $10^6 \times 0.047/9$  از جدول ارتفاع استاندارد، دما، فشار و ارتفاع جدایش به دست می‌آید. جدایش در فشار ۳۵۴۸ پاسکال و دمای ۲۱۹ درجه کلوین اتفاق می‌افتد. شبکه‌بندی حول H-II پس از بررسی استقلال شبکه در شکل (۹) نشان داده شده است.

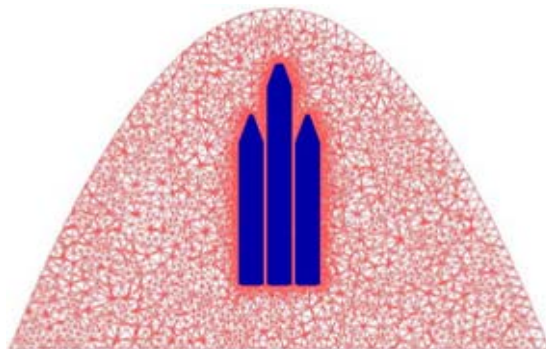
به سمت پایین تأثیرگذار خواهد بود. اما در حالت بوستر با طول بلندتر گشتاور جانبی باعث برخورد بوستر با موشک خواهد شد.

جدول ۴- ضرایب آیرودینامیکی و گشتاور در ماهواره بر H-II

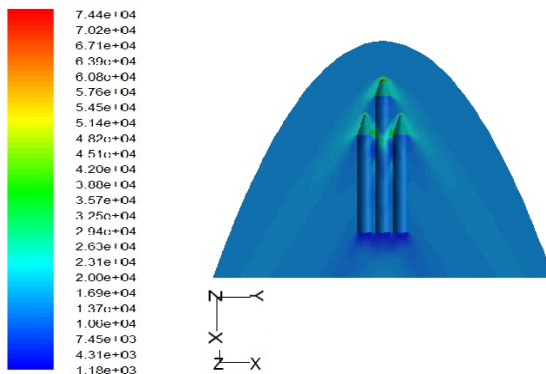
$C_{m_z}$	$C_y$	$C_x$	
-۰/۰۱۵	۰/۰۰۳	۰/۱۲	بوستر واقعی
۰/۰۳	۰/۰۰۱	۰/۱۱	بوستر بلند

## ۲- شرایط اولیه جدایش ماهواره بر KSR-III

در این قسمت خصوصیات آیرودینامیکی حول موشک KSR-III در حالت اولیه جدایش محاسبه و در ادامه آمده است. با توجه به عدد ماخ برابر ۲ و عدد رینولدز  $1.07 \times 10^8$  از جدول ارتفاع استاندارد، دما، فشار و ارتفاع جدایش به دست می‌آید. جدایش در فشار ۱۴۲۰۰ پاسکال و دمای ۲۱۶/۲ درجه کلونین اتفاق می‌افتد. شبکه‌بندی حول ماهواره بر KSR-III با چند شبکه ریز، متوسط و درشت تولید شد که پس از بررسی استقلال شبکه این نتیجه حاصل شد که ۶۰۰،۰۰۰ سلول محاسباتی برای تحلیل غیرلج مناسب است. در شکل (۱۱)، شبکه مورد استفاده و در شکل (۱۲) خطوط هم تراز فشار در شرایط اولیه برای ماهواره بر KSR-III نشان داده شده‌اند.

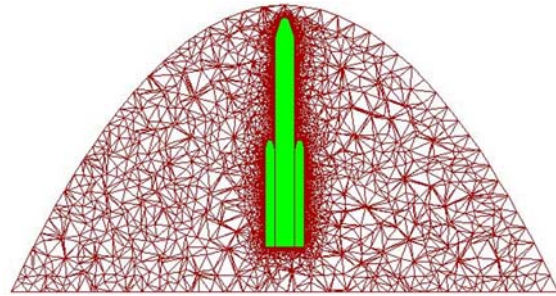


شکل ۱۱- شبکه ایجاد شده در فضای پیرامون ماهواره بر KSR-III

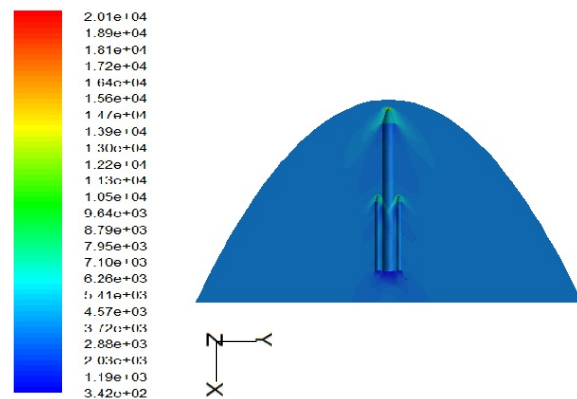


شکل ۱۲- خطوط هم تراز فشار روی ماهواره بر KSR-III در حالت اولیه

به منظور اطمینان از استقلال جواب‌ها از شبکه، سه شبکه ریز، متوسط و درشت تولید شد. شبکه درشت حدوداً ۸۰۰،۰۰۰ اول، شبکه متوسط ۱،۲۰۰،۰۰۰ و شبکه ریز حدود ۱،۵۰۰،۰۰۰ سلول در نظر گرفته شده است. با توجه به اینکه از شبکه متوسط به بعد نتایج دارای تغییر محسوسی نبودند، بنابراین، از این شبکه به عنوان شبکه مینا استفاده شده است. خطوط هم تراز فشار در حالت اولیه در شکل (۱۰) نشان داده شده است.



شکل ۹- شبکه ایجاد شده در فضای پیرامون ماهواره بر H-II



شکل ۱۰- خطوط هم تراز فشار روی ماهواره بر H-II در حالت اولیه

همچنین به منظور بررسی اثر طول بوسترها در فرایند جدایش در این ماهواره بر، در این تحقیق فرایند جدایش با بوسترهایی به طول ۴۳ متر نیز تحلیل شده است. بنابراین، شرایط اولیه برای این هندسه نیز به دست آمده که نتایج آن در جدول (۴) مشاهده می‌شود.

همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش طول بوستر شرایط اولیه جدایش غیرایمن تر شده است، چرا که مقدار نیروی جانبی کاهش یافته و گشتاور ایجاد شده باعث چرخش دماغه بوستر به سمت هسته می‌شود. با توجه به مقادیر اولیه نیروها و گشتاورها پیش‌بینی می‌شود که شروع جدایش با دور شدن بوستر در جهت سمت از موشک اصلی و چرخش دماغه در جهت عقربه‌های ساعت، یعنی دور شدن دماغه از موشک اصلی، همراه باشد. البته با توجه به کوچک بودن این ضرایب پیش‌بینی می‌شود که نرخ این جدایش بسیار کند و با سرعت پایین باشد. همچنین نیروی محوری ایجاد شده قاعدتاً در روند جابه‌جایی طولی بوستر

در ادامه به چکیده روابط مورد استفاده در تحلیل حاضر اشاره شده است.

معادلات حاکم بر حرکت انتقالی و زاویه‌ای مرکز جرم :

$$\vec{V}_G = \frac{1}{m} \sum \vec{f}_G \quad \text{معادله حرکت انتقالی مرکز جرم :}$$

$m$  - جرم و  $\vec{f}_G$  بردار نیروی حاصل از جاذبه است

$$\vec{\omega}_B = L^{-1} (\sum \vec{M}_B - \vec{\omega}_B \times L \vec{\omega}_B) \quad \text{معادله حرکت زاویه‌ای جسم :}$$

$L$  - تانسور اینرسی

$$\vec{M}_B = R \vec{M}_G \quad \vec{M}_B - \text{بردار گشتاور بدنه}$$

$\vec{\omega}_B$  - بردار سرعت زاویه‌ای جسم صلب

$R$  - ماتریس انتقالی

## تحلیل غیردائم جدایش بوستر در ماهواره‌بر H-II

در شکل (۱۰) فرایند جدایش بوستر ماهواره‌بر H-II بر اساس خطوط هم تراز فشار آورده شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، با توجه به طول کوتاه بوسترها، امواج شوک و انبساط ایجاد شده در دماغه موشک اصلی تأثیری روی جریان تداخلی بوستر و موشک اصلی نداشته و آن چه در این جریان تأثیرگذار است امواج شوک و انبساط ایجاد شده در دماغه بوسترها و نیز جریان انبساطی ایجاد شده در انتها و قسمت پشت بوسترها و موشک اصلی است. با توجه به تداخل امواج شوک ایجاد شده در دماغه بوسترها، تداخل آنها با موشک اصلی و انعکاس آنها روی بدنه بوستر یک نیروی جانبی مثبت روی بوستر ایجاد کرده که با یک گشتاور سمت منفی همراه است. با توجه به این نیرو و گشتاور، همان طور که در شکل مشاهده می‌شود، بوستر به صورت طبیعی و با نرخ پایینی از هسته اصلی ماهواره‌بر فاصله می‌گیرد. با بررسی دقیق موقعیت و وضعیت بوستر در زمان‌های مختلف می‌توان مشاهده کرد که بوستر در این فرایند جدایش دارای سه حرکت است: یک حرکت انتقالی به سمت راست (دور شدن از هسته) بر اثر نیروی سمت، یک حرکت انتقالی به سمت پایین بر اثر نیروی محوری و نیروی وزن و یک حرکت چرخشی در جهت عقربه‌های ساعت بر اثر گشتاور سمت ایجاد شده.

این تحلیل با گام زمانی ۰/۰۱ ثانیه انجام شده است و با در نظر گرفتن ۶۰ گام زمانی در مجموع حدود ۰/۶ ثانیه فرایند جدایش بوستر، شبیه‌سازی شده است.

شایان ذکر است با توجه به دستگاه مختصات مفروض در این تحقیق، مطابق قانون دست راست گشتاور مثبت باعث برخورد دماغه بوستر به موشک اصلی خواهد شد و گشتاور منفی دماغه بوستر را از موشک اصلی دور خواهد کرد.

همچنین به منظور بررسی اثرات طول بوستر و عدد ماخ پروازی روی فرایند جدایش، تحلیل اولیه برای بوستر ۸/۷۳ متر و نیز عدد ماخ ۳ انجام شده و جدایش آزاد برای این شرایط نیز بررسی شده است. بنابراین، در تحلیل شبه استاتیکی اولیه، ضرایب آیرودینامیکی محوری و جانبی و نیز گشتاور سمتی روی بوستر ماهواره‌بر مذکور در هر دو حالت بوستر و سرعت، محاسبه و در جدول (۵) و (۶) ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود، افزایش عدد ماخ در لحظه جدایش در مجموع شرایط نایمن تری را برای جدایش ایجاد می‌کند.

جدول ۵- ضرایب آیرودینامیکی و گشتاور در ماهواره‌بر KSR-III در حالت اولیه جدایش در ماخ ۲

Cm z	Cy	Cx	
-۰/۲	۰/۰۰۶	۰/۵۷	بوستر واقعی
-۰/۰۹	-۰/۰۶	۰/۶۲	بوستر بلند

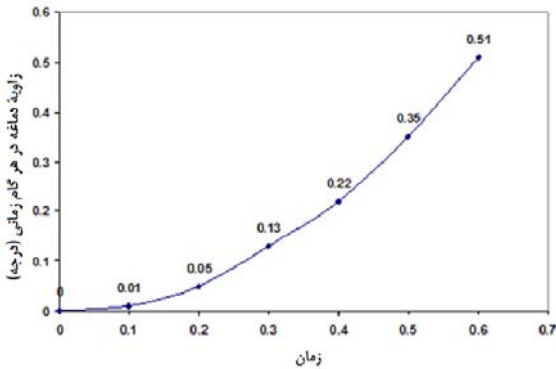
جدول ۶- ضرایب آیرودینامیکی و گشتاور در ماهواره‌بر KSR-III در حالت اولیه جدایش در ماخ ۳

Cm z	Cy	Cx	
-۰/۰۷	-۰/۰۱	۰/۳۸	بوستر واقعی
-۰/۴۲	-۰/۰۲۳	۰/۴۶	بوستر بلند

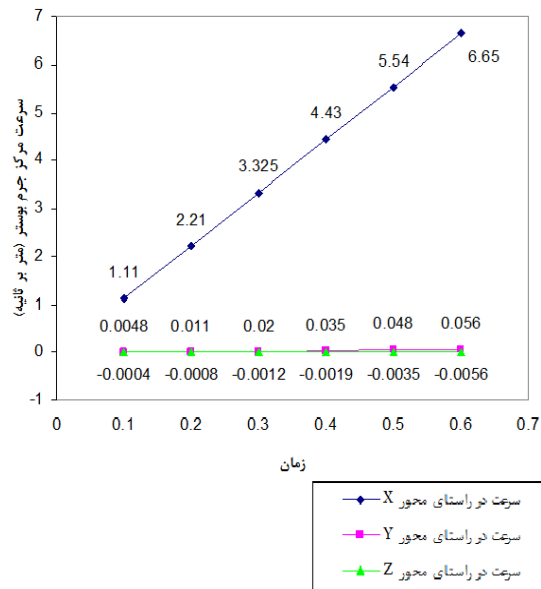
## تحلیل غیردائم جدایش آزاد بوستر

به منظور تحلیل جدایش غیردائم و آزاد بوسترها از قابلیت شبکه متحرک نرم افزار فلونت استفاده شده است. همچنین یک تابع خارجی برای شبیه‌سازی شش درجه آزادی فرایند جدایش نوشته شده است که پارامترهای مورد نیاز جرمی از جمله مرکز ثقل و گشتاورهای اینرسی توسط آن برای تحلیل تعریف می‌شوند. نرم‌افزار با استفاده از این پارامترهای ورودی و پس از حل غیردائم میدان جریان با به دست آوردن نیروهای آیرودینامیکی، با حل معادلات دینامیکی حاکم یا همان معادلات شش درجه آزادی، موقعیت و وضعیت جدید جسم را استخراج کرده و پس از قرار دادن جسم در موقعیت جدید و انطباق شبکه با شرایط جدید، نسبت به حل غیردائم جریان در این شرایط اقدام می‌کند.

این فرایند تا اتمام زمان مدنظر کاربر ادامه پیدا می‌کند. بدین ترتیب این تابع برای مدل‌سازی غیردائم و آزاد فرایند جدایش بوسترهای موازی در ماهواره‌برها بسیار مناسب بوده و می‌توان با به کارگیری آن، ایمن یا غیرایمن بودن فرایند جدایش را به دقت مورد بررسی قرار داد.



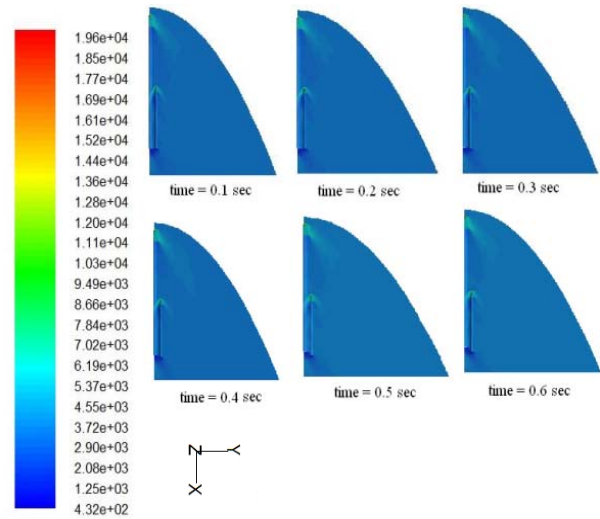
شکل ۱۶- نمودار زاویه دماغه بوستر موشک H-II حول محور Z برحسب زمان



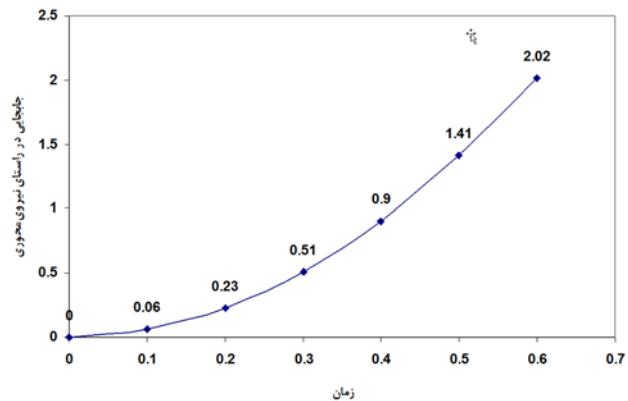
شکل ۱۷- نمودار سرعت مرکز جرم بوستر موشک H-II در راستای محورهای مختصات

همان طور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود، جابه‌جایی مرکز ثقل در راستای محوری نسبتاً چشمگیر است (حدود ۲ متر در ثانیه ۰/۶) اما جابه‌جایی‌های سمتی و زاویه‌ای بسیار اندک هستند. بنابراین، به‌رغم این که این تحلیل هیچ‌گونه برخوردی بین بوستر و موشک اصلی را نشان نمی‌دهد اما با توجه به نرخ بسیار پایین جدایش بوستر از هسته و به‌منظور در نظر گرفتن مسائل ایمنی و عدم قطعیت‌ها و خطاهایی که ممکن است در تحلیل‌های تئوری وجود داشته باشد، بهتر است از یک مکانیزم مناسب برای افزایش نرخ جدایش بوستر از موشک اصلی استفاده کرد. به‌همین دلیل در ماهواره‌بر H-II برای افزایش ضریب اطمینان از سیستم جدایش استفاده شده است. در این سیستم با استفاده از سیستم جدایش، دو نیروی جانبی در نقاط مناسب به بوستر وارد شده که باعث افزایش نرخ جدایش بوستر می‌شوند. در شکل (۱۷) نیز سرعت جدایش مرکز ثقل بوستر در جهت‌های مختلف نشان داده شده است. اما همان‌طور که گفته شد، برای بررسی اثرات طول بوستر روی نحوه جدایش، تحلیل کاملی هم برای ماهواره‌بر H-II با بوستری با

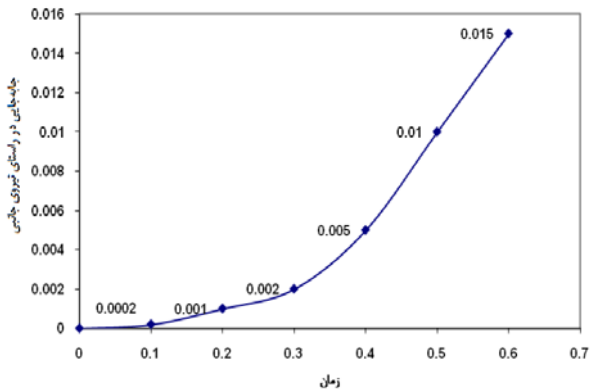
به منظور بررسی دقیق‌تر مسیر حرکت بوستر، منحنی جابجایی نسبی مرکز ثقل بوستر در راستاهای محوری و سمتی (نسبت به موقعیت اولیه) و نیز وضعیت زاویه‌ای بوستر در شکل‌های (۱۳) تا (۱۶) ارائه شده‌اند.



شکل ۱۳- خطوط هم تراز فشار و مسیر جدایش بوستر واقعی ماهواره‌بر H-II در جدایش آزاد، بدون اعمال نیروهای خارجی

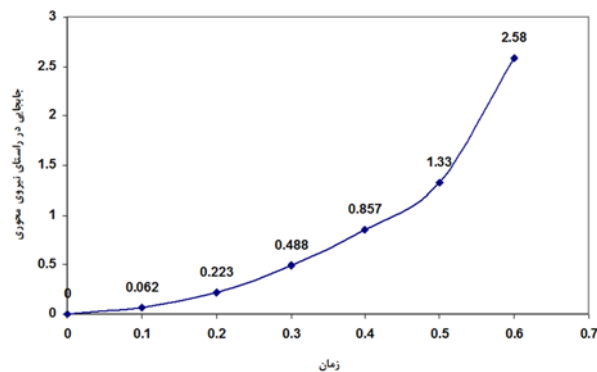


شکل ۱۴- نمودار جابه‌جایی بوستر موشک H-II در راستای محور X به سمت پایین بر حسب زمان

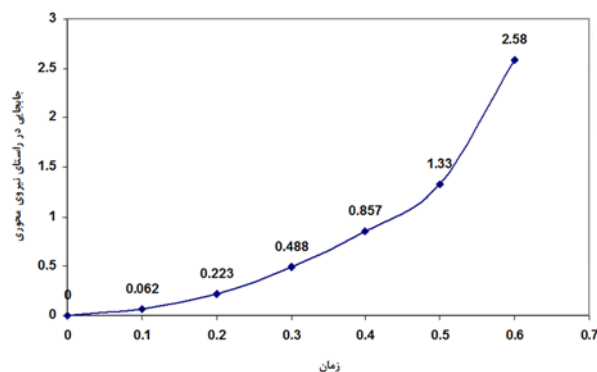


شکل ۱۵- نمودار جابه‌جایی بوستر موشک H-II در راستای محور Y برحسب زمان

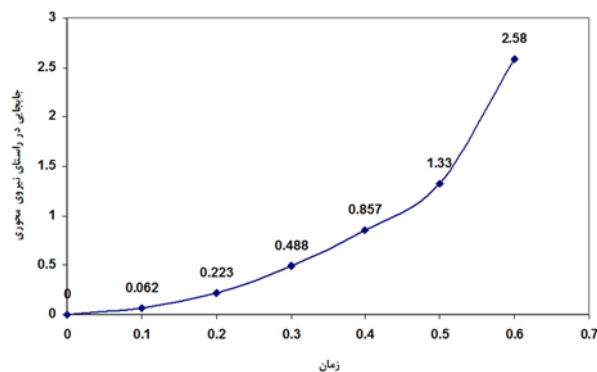




شکل ۱۹- نمودار جابه‌جایی بوستر بلند موشک H-II در راستای محور X به سمت پایین بر حسب زمان



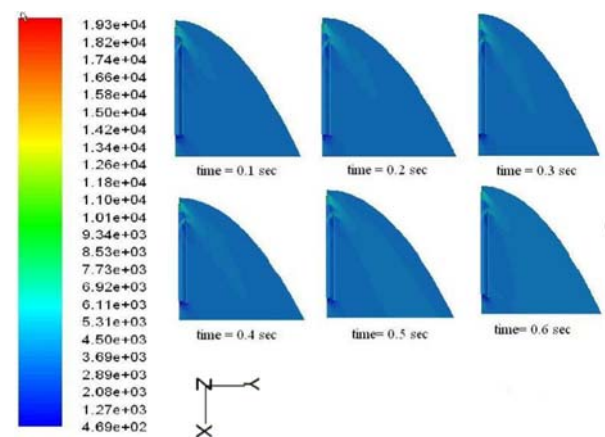
شکل ۲۰- نمودار جابه‌جایی بوستر بلند موشک H-II در راستای محور Y بر حسب زمان



شکل ۲۱- نمودار زاویه دماغه بوستر بلند موشک H-II حول محور Z بر حسب زمان

این تحلیل با گام زمانی ۰/۰۱ ثانیه انجام شده است و با در نظر گرفتن ۵۰ گام زمانی در مجموع حدود ۰/۵ ثانیه فرایند جدایش بوستر، شبیه‌سازی شده است. در شکل (۲۲) خطوط هم تراز فشار حول مجموعه ماهواره‌بر در حین فرایند جدایش بوستر و در فواصل زمانی ۰/۱ ثانیه ارائه شده‌اند. در این شکل همچنین با توجه به موقعیت بوستر در هر لحظه می‌توان مسیر حرکت آن در حین جدایش را مشاهده کرد. با بررسی دقیق موقعیت و وضعیت بوستر در زمان‌های مختلف می‌توان مشاهده کرد که بوستر در این فرایند جدایش دارای سه حرکت است: یک حرکت انتقالی به سمت راست (دور شدن از

طول ۴۳ متر انجام شده است. نتایج حاصل از تحلیل شرایط اولیه جریان برای این ماهواره‌بر در جدول (۲) ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود در این حالت امواج شوک و انبساط ایجاد شده در دماغه موشک اصلی ماهواره روی میدان تداخلی بوستر و موشک اصلی گذاشته به طوری که باعث کاهش نیروی جانبی و تغییر جهت گشتاور جانبی ایجاد شده روی بوستر شده است. این تغییر جهت در گشتاور بدین معناست که در لحظات اولیه جدایش، دماغه بوستر با یک چرخش در خلاف جهت عقربه‌های ساعت به سمت موشک اصلی متمایل خواهد شد. در شکل (۱۸) خطوط هم تراز فشار حول مجموعه ماهواره‌بر در حین فرایند جدایش با بوستر بلند و در فواصل زمانی ۰/۱ ثانیه ارائه شده‌اند.



شکل ۱۸- خطوط هم تراز فشار و مسیر جدایش بوستر با طول ۴۳ متر در ماهواره‌بر H-II در جدایش آزاد، بدون اعمال نیروهای خارجی

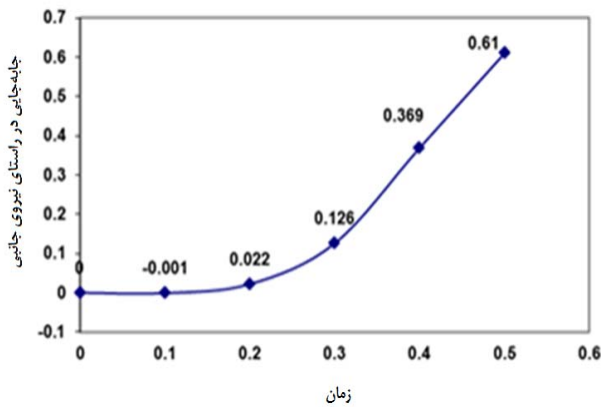
نتایج حاصل از تحلیل جدایش در ماهواره‌بر H-II با بوستر بلند در شکل‌های (۱۹) الی (۲۱)، جابه‌جایی‌های انتقالی و زاویه‌ای بوستر ارائه شده‌اند.

همان‌طور که پیش‌بینی می‌شد با توجه به قرار گرفتن دماغه بوستر در پشت شوک کمانی ناشی از دماغه موشک اصلی و اثرات آن روی ضرایب آیرودینامیکی، علاوه بر کند شدن جابه‌جایی سمتی بوستر، چرخش آن در خلاف جهت عقربه‌های ساعت باعث ایجاد یک جدایش کاملاً نایمن شده و لزوم به‌کارگیری سیستم‌های کمکی جدایش را بیش از پیش ایجاب می‌کند.

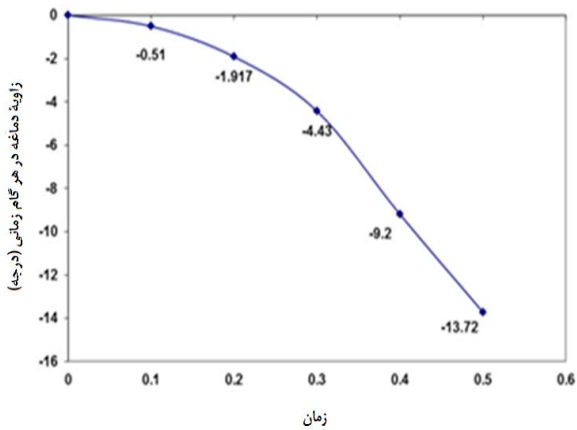
علت افزایش جابه‌جایی محوری در این حالت، بیشتر بودن وزن بوستر نسبت به مدل واقعی است.

### تحلیل غیردائم جدایش بوستر KSR-III

در این قسمت به بررسی نتایج حاصل از تحلیل جدایش آزاد بوستر واقعی ماهواره‌بر KSR-III که با کوپل تحلیل غیردائم آیرودینامیک و دینامیک جدایش به‌دست آمده است می‌پردازیم.



شکل ۲۳- نمودار جابه‌جایی بوستر موشک KSR-III در راستای محور Y در ماخ ۲



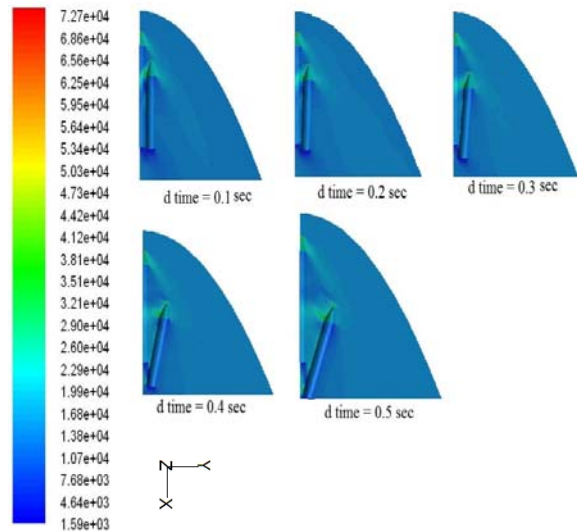
شکل ۲۴- نمودار زاویه دماغه بوستر موشک KSR-III حول محور Z برحسب زمان در ماخ ۲

حین فرایند جدایش آورده شده است. رفتار منحنی‌های نیرو و گشتاور جانبی تحت تاثیر دو عامل مهم است، یکی دور شدن بوستر از هسته که قاعداً باید باعث کاهش این ضرایب شود و یکی چرخش زاویه‌ای بوستر در جهت عقربه‌ای ساعت که باعث افزایش این ضرایب می‌شود. ترکیب اثرات این دو عامل و در نظر گرفتن بزرگ بودن جابه‌جایی سمتی و چرخش زاویه‌ای بوستر، رفتار نشان داده شده در شکل (۲۶) را ارائه می‌دهد. بنابراین در تحلیل جدایش بوستر ماهواره بر KSR-III مشهود است که با توجه به نرخ بالای چرخش بوستر و افزایش زاویه حمله مؤثر آن، یک روند کاملاً افزایشی در نیرو و گشتاور سمت مشاهده می‌شود.

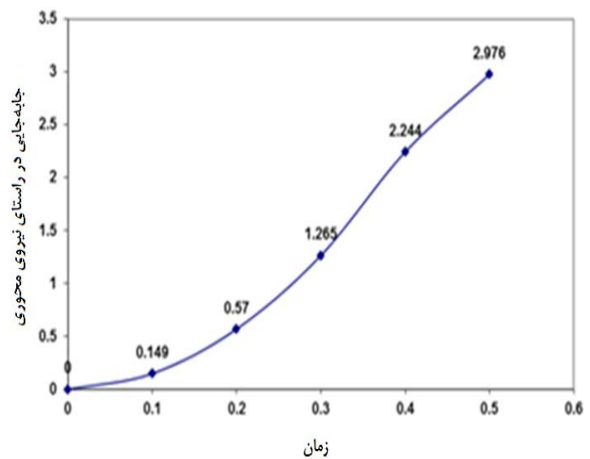
همچنین همان‌طور که در شکل (۲۶) مشاهده می‌شود نیروی محوری تولید شده که عمدتاً ناشی از امواج شوک ایجاد شده در میدان جریان است دارای مقدار تقریباً ثابتی در طول زمان است که کاملاً منطقی و منطبق بر واقعیت است.

بر اثر نیروی سمت، یک حرکت انتقالی به سمت پایین بر اثر نیروی محوری و نیروی وزن و یک حرکت چرخشی در جهت عقربه‌های ساعت بر اثر گشتاور سمت ایجاد شده است.

به‌منظور بررسی دقیق‌تر مسیر حرکت بوستر، منحنی جابه‌جایی نسبی مرکز ثقل بوستر در راستاهای محوری و سمتی (نسبت به موقعیت اولیه) و نیز وضعیت زاویه‌ای بوستر در شکل‌های (۲۳) تا (۲۵) ارائه شده‌اند.



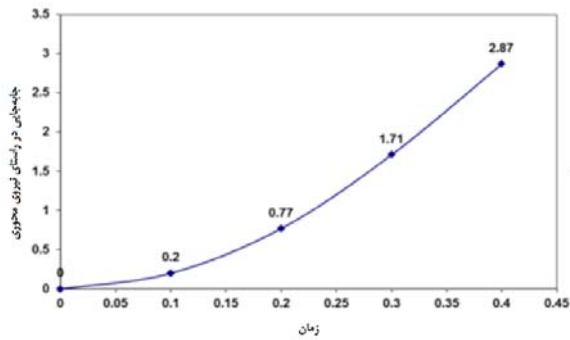
شکل ۲۵- خطوط هم تراز فشار روی ماهواره بر KSR-III در حرکت آزاد بوستر در ماخ ۲



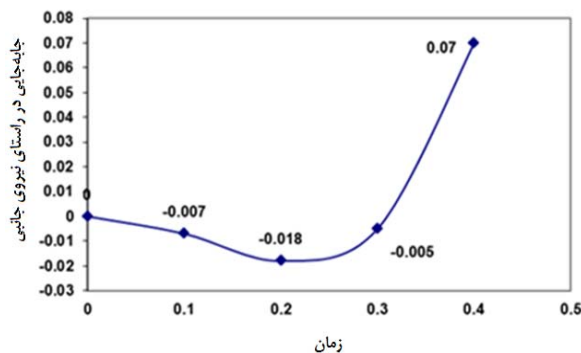
شکل ۲۶- نمودار جابه‌جایی بوستر موشک KSR-III در راستای محور X به سمت پایین بر حسب زمان در ماخ ۲

البته در ماهواره بر KSR-III برای افزایش ضریب اطمینان از سیستم جدایش استفاده شده است.

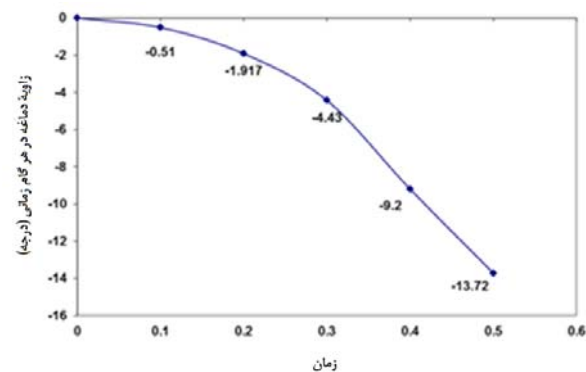
در شکل (۲۶) منحنی تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بوستر در



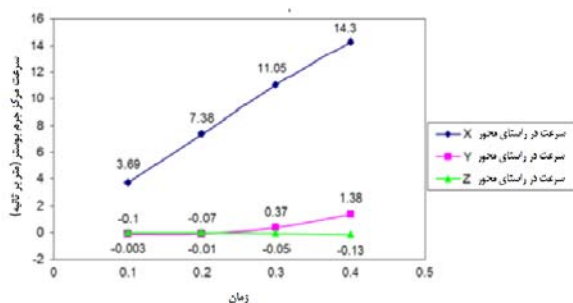
شکل ۲۸- نمودار جابه‌جایی بوستر موشک KSR-III در راستای محور X به سمت پایین بر حسب زمان در ماخ ۳



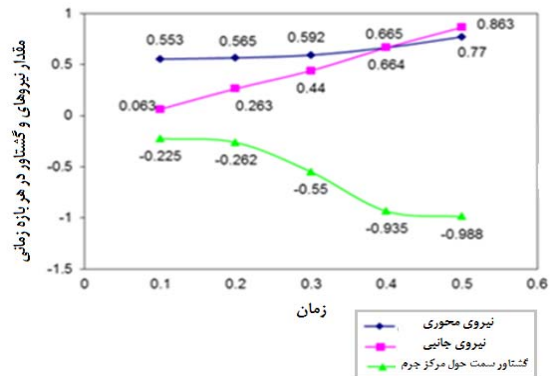
شکل ۲۹- نمودار جابه‌جایی بوستر موشک KSR-III در راستای محور Y در ماخ ۳



شکل ۳۰- نمودار زاویه دماغه بوستر موشک KSR-III حول محور Z بر حسب زمان در ماخ ۳

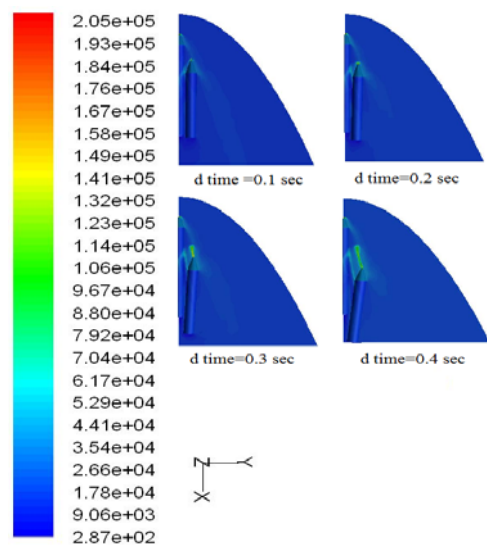


شکل ۳۱- نمودار سرعت مرکز جرم بوستر موشک KSR-III در راستای محورهای مختصات در ماخ ۳

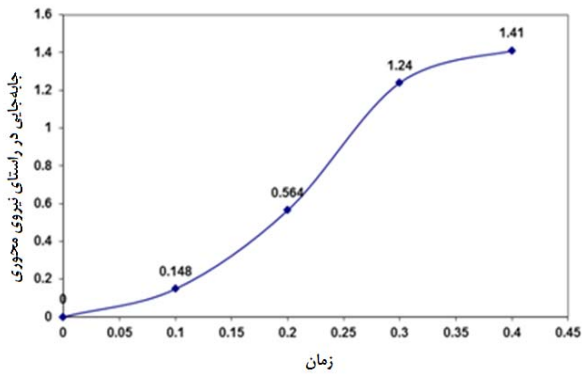


شکل ۲۶- نمودار تغییرات ضرایب آپرودینامیکی بوستر ماهواره‌بر KSR-III حین فرایند جدایش در ماخ ۲

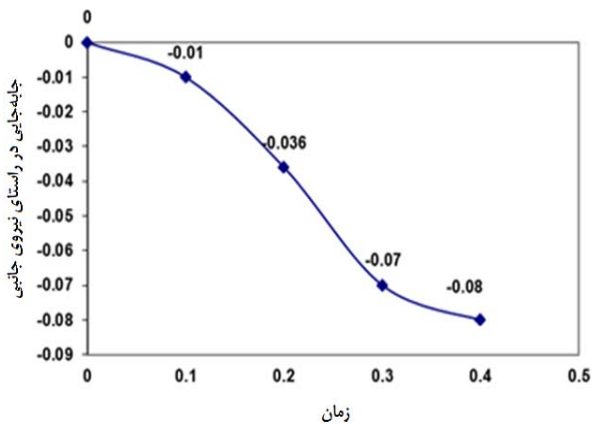
همان‌طور که در تحلیل دائم شرایط اولیه تأثیرات سرعت بررسی شد، در اینجا تحلیل غیردائم و آزاد با بوستر واقعی را در شرایط ماخ ۳، همانند آنچه در بالا گفته شد، تکرار کرده و مطابق انتظار و پیش‌بینی، امواج شوک و انبساط ایجاد شده در دماغه موشک اصلی روی جریان تداخلی بوستر و موشک اصلی تأثیر گذاشته و ضریب گشتاور نسبت به ماخ ۲ کاهش چشمگیری دارد. از طرفی نیروی جانبی نیز منفی شده و جدایش نایمن‌تری اتفاق می‌افتد. اگر چه همان‌طور که در شکل (۲۷) مشاهده می‌شود برخوردی اتفاق نمی‌افتد اما اگر مسیر حرکت بوستر با ماخ ۲ در شکل (۲۵) مقایسه شود، تأثیر ماخ پروازی کاملاً مشهود است. آنچه در ادامه از شکل (۲۸) تا (۳۰) استنباط می‌شود، جابه‌جایی حدود ۳ متر در راستای طولی، جابه‌جایی جانبی و سمتی بسیار ناچیز در ۰/۴ ثانیه و گشتاور منفی در ثانیه ۰/۴ و سرعت ناچیز در این راستاهاست. این مسئله بیانگر الزام ماهواره‌بر به سیستم جدایش در این حالت تحلیل است.



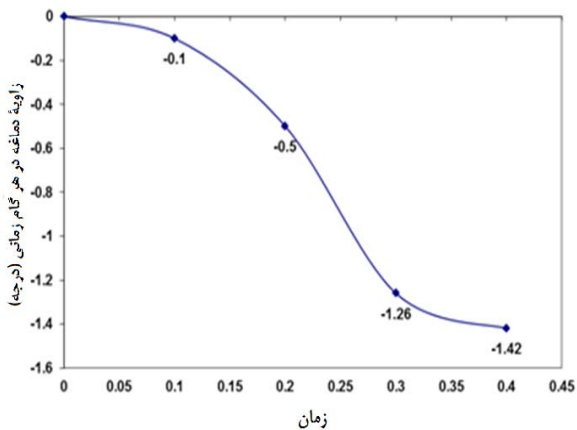
شکل ۲۷- خطوط هم تراز فشار روی ماهواره‌بر KSR-III در حرکت آزاد بوستر در ماخ ۳



شکل ۳۳- نمودار جابه‌جایی بوستر بلند موشک KSR-III در راستای محور X به سمت پایین بر حسب زمان در ماخ ۲



شکل ۳۴- نمودار جابه‌جایی بوستر بلند موشک KSR-III در راستای محور Y در ماخ ۲

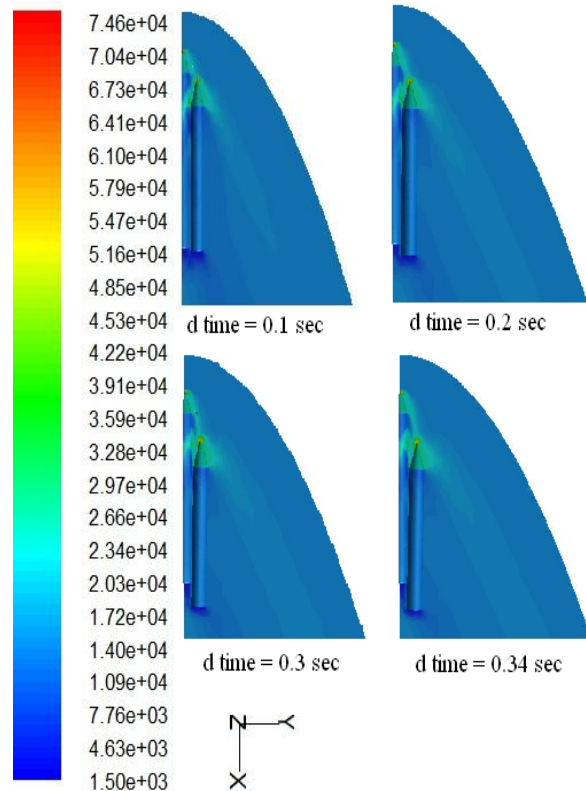


شکل ۳۵- نمودار زاویه‌ی جداشدن بوستر بلند موشک KSR-III حول محور Z بر حسب زمان در ماخ ۲

نتایج حاصل از تحلیل جدایش در ماهواره‌بر KSR-III با بوستر بلند در ماخ ۲ در شکل‌های (۳۲) الی (۳۶)، بر اساس خطوط هم‌تراز فشار، جابه‌جایی‌های انتقالی و زاویه‌ای بوستر و تغییرات زمانی ضرایب آیرودینامیکی بوستر و سرعت مرکز جرم بوستر ارائه شده‌اند.

همان‌طور که پیش‌بینی می‌شد با توجه به قرار گرفتن دماغه بوستر در پشت شوک کمانی ناشی از دماغه موشک اصلی و اثرات آن روی ضرایب آیرودینامیکی، علاوه بر کند شدن جابه‌جایی سمتی بوستر، با کاهش ضریب گشتاور در مقایسه با حالت مشابه با بوستر کوتاه‌تر، باعث ایجاد یک جدایش کاملاً نامنم شده و لزوم به‌کارگیری سیستم‌های کمکی جدایش را بیش از پیش ایجاب می‌کند. تغییرات فاصله جانبی و تغییرات زاویه دماغه در مقایسه با بوستر کوتاه به مراتب کمتر است.

در تحلیل ماهواره‌بر KSR-III با بوستر بلندتر در ماخ ۳ با توجه به شکل (۳۷)، بوستر در ثانیه ۰/۱۲ به هسته برخورد می‌کند. علت این برخورد همان‌طور که قبلاً ذکر شد، مقدار بالای گشتاور سمت و نرخ چرخش ناشی از آن بوده که باعث برخورد قسمت پایین بوستر به بدنه اصلی قبل از فاصله گرفتن از آن می‌شود.

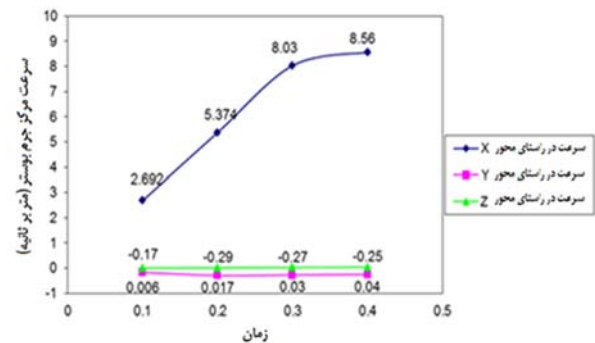


شکل ۳۷- خطوط هم‌تراز فشار روی ماهواره‌بر KSR-III در حرکت آزاد بوستر با طول بلندتر در ماخ ۲

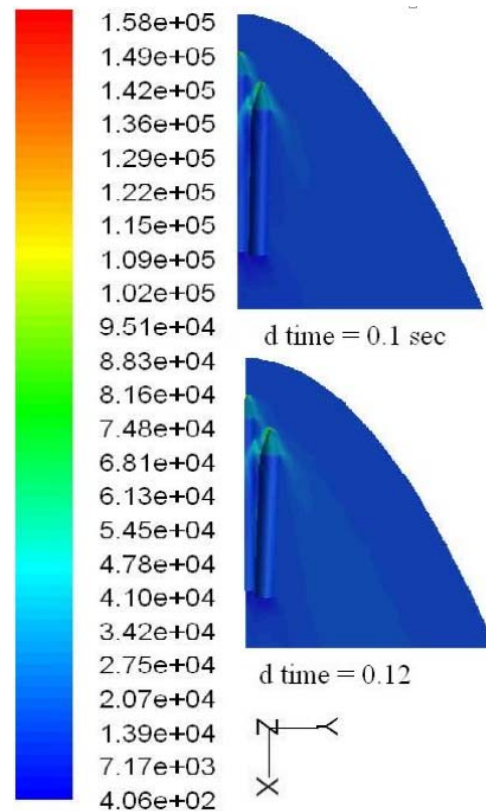
است. نتایج به دست آمده از حل هم زمان معادلات حاکم بر سیال و معادلات دینامیکی ۶ درجه آزادی برای ماهواره‌برهای H-II و KSR-III نشان دهنده آن هستند که به‌رغم فاصله گرفتن بوسترها از هسته به صورت طبیعی و تحت تأثیر وزن بوستر و نیروهای آیرودینامیکی وارد بر آن، با توجه به پایین بودن نرخ جدایش، برای اطمینان بیشتر نیاز به استفاده از سیستم‌های جدایش کمکی است. همچنین بررسی‌های انجام شده روی اثرات طول بوستر نشان دهنده آن هستند که هر چه طول بوستر به طول هسته نزدیک‌تر باشند، اثرات تداخل امواج شوک دماغه هسته روی بوسترها بیشتر شده و جدایش ناایمن‌تری را ایجاد می‌کنند. همچنین افزایش عدد ماخ پروازی زمان جدایش نیز باعث تشدید اثرات تداخلی بین هسته و بوسترها شده و فرایند جدایش را دچار اختلال می‌کند. بدین ترتیب، دو پارامتر طول بوستر و سرعت ماهواره‌بر در هنگام جدایش با توجه به تأثیرشان بر فرایند جدایش، می‌توانند قیدهایی را برای طراحان ماهواره‌برهایی با بوسترهای موازی ایجاد کنند. تعیین بهینه این دو پارامتر می‌تواند نقش تعیین‌کننده‌ای در انجام یک جدایش ایمن داشته باشد که باید بر اساس تحلیل‌های غیردائم به این پارامترهای بهینه دست یافت.

## مراجع

- [1] Formaggia, L., Peraire, J. and Morgan, K., "Simulation of a Store Separation Using the Finite Element Method," *Applied Mathematical Modeling*, Vol. 12, Issue 2, 1988, pages 175-181.
- [2] Meakin, R. L. and Suhs, N. E., "Unsteady Aerodynamic Simulation of Multiple Bodies in Relative Motion," *AIAA Paper 89-1996cp, AIAA 9th CFD Conference*, Buffalo, NY, 1989.
- [3] Singh, K.P. and Baysal, O., "Unstructured Method for Flows Past Bodies in General Three-Dimensional Relative Motion," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 2, 2001.
- [4] Stephen Taylor and Johnson C. T. Wang, "Launch-Vehicle Simulations Using a Concurrent, Implicit Navier-Stokes Solver", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, No. 5, 1996, pp. 601-606.
- [5] Lochan, R. and Adimurthy, V., "Separation Dynamics of Strp-on Boosters in the Atmosphere," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 200, No. 4, 1997, pp. 633-639.
- [6] Moraes, P. "Experimental Investigation of the Base Flow an Pressure of a Clustered Launch Vehicle," *Acta Astronautica*, Vol. 48, Issue 5, 2001, pp. 485-489.
- [7] Choi, S., Kim, Ch. and Rho, O. H. "Numerical Analysis on Separation Dynamics of Strap-on Boosters in the Atmosphere," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 39, No. 3, 2002, pp. 439-446.



شکل ۳۶- نمودار سرعت مرکز جرم بوستر بلند موشک KSR-III در راستای محوره‌های مختصات در ماخ ۲



شکل ۳۷- خطوط هم تراز فشار روی ماهواره‌بر KSR-III در حرکت آزاد بوستر با طول بلندتر در ماخ ۳

## نتیجه‌گیری

تحلیل غیردائم کاملی در خصوص جدایش آزاد بوسترهای موازی برای چند ماهواره‌بر نمونه انجام شد. با توجه به مافوق صوت بودن سرعت ماهواره‌بر در زمان جدایش بوستر و پایین بودن اثرات لزجت روی ضرایب آیرودینامیکی کلیدی در فرایند جدایش از تحلیل‌های غیرلزج برای تحلیل آیرودینامیکی در فرایند جدایش استفاده شده

*of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 3, 2008, pp. 485-494.

- [10] Naghib-Lahouti, A., Nejat, A. and Khadivi, T. "Parametric Analysis of Aerodynamic Characteristics of Launch Vehicles with Strap-on Boosters," 23<sup>rd</sup> International Congress of Aeronautical Sciences; Proceedings, Toronto, Canada, 8-13, 2002.
- [8] Ko, S. H., Kim, Ch. and Kim, K. H., "Separation Analysis of Strap-ons in the Multi-stage Launch Vehicle Using the Grid Computing Technique," 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006, p. 277.
- [9] Ko, S. H., Kim, Ch. "Separation Motion of Strap-On Boosters with Base Flow and Turbulence Effects," *Journal*