

شبیه سازی جدایش بوسترهای جانبی از ماهواره بر در جو غلیظ

مصطفی جعفری^۱، علیرضا طلوعی^۲، سجاد قاسملو^۳، حمید پرهیز کار^۴

۱ و ۲ دانشگاه شهید بهشتی، دانشکده فناوری‌های نوین

۳ و ۴ دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

دریافت مقاله: ۱۳۹۲/۱۱/۱۲

پذیرش مقاله: ۱۳۹۳/۰۶/۱۶

چکیده

در این مقاله یک کد نرم افزاری برای شبیه سازی همزمان دینامیک و آیرودینامیک بوسترهای جانبی مقید، از ماهواره بر ارائه گردیده است. این کد، شامل یک محیط اصلی می‌باشد که دو زیرسیستم دینامیک و آیرودینامیک را به صورت همزمان به یکدیگر متصل می‌کند. قسمت اول شامل یک حل کننده شش درجه آزادی دینامیک چند جسمی و قسمت دوم حاوی یک حل کننده عددی وابسته به زمان جریان اولر می‌باشد که از یک الگوریتم به روز رسانی شبکه متحرک برای تطبیق حرکت جسم در میدان محاسباتی گسسته، به صورت خودکار استفاده می‌کند. نحوه ارتباط دو حل کننده دینامیک و آیرودینامیک به گونه‌ای است که نرم افزار تولیدی قابلیت شبیه سازی جدایش چند جسم را با مدل سازی کامل مکانیزم های جدایش مانند فنرهای جدایش، تراسترها، مفاصل و غیره در حضور اثرات آیرودینامیک جریان دارا می‌باشد. تحلیل گر جریان با کمک نتایج تست تونل باد بر روی ماهواره بر تیتان ۴ صحت سنجی شده و بیانگر دقت آن می‌باشد. در پایان، شبیه سازی جدایش برای یک ماهواره بر نمونه با دو بوستر جانبی و با به کارگیری سیستم جدایش فنری و اتصالات مفصلی در اتمسفر غلیظ ارائه شده است. ویژگی روش ارائه شده در این تحقیق، امکان مدل سازی دقیق مکانیزم های دینامیک جدایش در حضور آیرودینامیک ناپایا، می‌باشد. این امر که به عنوان نمونه، با مدل سازی مفاصل و جدایش آنها در حضور آیرودینامیک ناپایا به اثبات رسیده، از نوآوری های کار حاضر می‌باشد.

کلید واژه

ماهواره بر، بوسترهای جانبی، جدایش، شبیه سازی همزمان دینامیک و آیرودینامیک.

مقدمه

یکی از روش های افزایش کارایی ماهواره برها، اضافه کردن بوسترهای جانبی به مراحل اولیه آن است. این کار معمولاً زمانی انجام می‌شود که ضمن نیاز به تراست بیشتر در مرحله اول، امکان افزایش قدرت و یا ابعاد موتور وجود نداشته باشد. اضافه شدن بوستر به ماهواره بر، گرچه عملکرد آن را بهبود می‌بخشد ولی طراحی و ساخت آن را با پیچیدگی بیشتر همراه می‌کند. یکی از مسائل مهم در طراحی و ساخت این ماهواره

برها، جدایش ایمن بوسترها از بدنه اصلی است. بروز هرگونه ناپایداری پیش بینی نشده در این بخش و یا برخورد بوسترها به بدنه اصلی و به طور کلی هر عاملی که مانع از اتمام موفقیت آمیز مرحله جدایش شود، می‌تواند در بسیاری از موارد، کل مأموریت را با شکست مواجه کند. تحلیل جدایش بوسترهای جانبی از ماهواره بر به دلیل تأثیر-گذاری پارامترهای مختلف بر آن از پیچیدگی خاصی برخوردار است. از آنجا که جدایش بوسترها معمولاً در جو غلیظ صورت می‌گیرد، علاوه بر اثر مکانیزم های مختلف دینامیکی، آیرودینامیک جریان حول ماهواره بر نیز به شدت بر نحوه جدایش بوسترها اثرگذار است. این در حالی است که در بسیاری از مسائل تحلیل جدایش نظیر جدایش فیرینگ های ماهواره، جدایش ماهواره و حتی جدایش

۱. کارشناس ارشد، mostafa.Jafari.um@gmail.com (نویسنده مخاطب)

۲. دانشیار، toloei@sbu.ac.ir

۳. استادیار، sghasemlu@aut.ac.ir

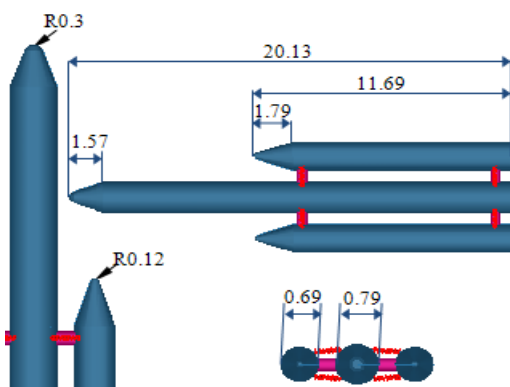
۴. استادیار، hparhiz@aut.ac.ir

[۱۴]. روش CFE^۱ برای مدل سازی اتصالات در شبیه سازی جدایش، توسط تونیولو و همکاران مورد بررسی قرار گرفته است [۱۶ و ۱۵]. در این کارها، اثرات آیرودینامیک در نظر گرفته نشده‌اند. در شبیه سازی حاضر، از کوپل همزمان دو نرم افزار تجاری قدرتمند (فلونت و ادمز) برای شبیه سازی همزمان دینامیک و آیرودینامیک ناپایا استفاده شده است. در این کار دو حل وابسته به زمان دینامیک و آیرودینامیک ناپایا، کاملاً از یکدیگر مستقل می‌باشند و تنها از طریق یک نرم افزار واسط، اطلاعات مورد نیاز را با یکدیگر مبادله می‌کنند. در نتیجه امکان مدل سازی دقیق مکانیزم‌های دینامیک جدایش در حضور آیرودینامیک ناپایا، به خوبی فراهم می‌گردد. این امر که به عنوان نمونه، با مدل سازی مفاصل و جدایش آنها در حضور آیرودینامیک ناپایا به اثبات رسیده، تاکنون در هیچ یک از مراجع ارائه نشده است.

در ادامه خاطر نشان می‌سازد که به دلیل مستقل بودن عملکرد قسمت‌های دینامیک و آیرودینامیک در روش و نرم افزار ارائه شده، امکان مدل سازی مکانیزم‌های مختلف و با هر پیچیدگی مورد نیاز، وجود دارد و در نتیجه با این روش می‌توان مسائل متنوعی را با دقت بالاتر از روش‌های مرسوم حل همزمان، شبیه سازی نمود.

تشریح مسئله

در شبیه سازی حاضر مشخصات جرمی حامل و بوستر در مدت زمان جدایش ثابت می‌باشند. مسئله دینامیک جدایش بوستر از حامل به صورت ۶ درجه آزادی و حامل ثابت فرض شده است (شکل (۱)).

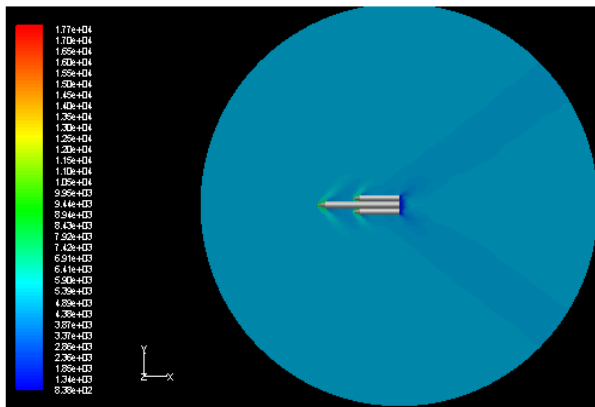


شکل ۱. هندسه موشک و بوسترهای جانبی (ابعاد به متر)

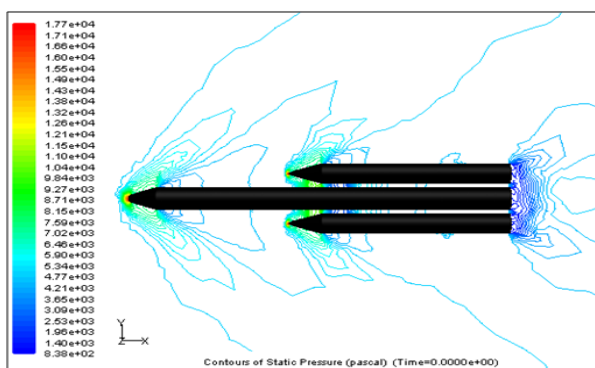
در این شبیه سازی از مکانیزم دورکننده فنی به عنوان دورکننده بوسترها از حامل، استفاده گردیده است. به این

مراحل ماهواره‌بر، اثر آیرودینامیک جریان، کم و اغلب قابل اغماض است.

کارهای زیادی در این زمینه به صورت عددی و تجربی انجام گرفته است. می‌کین و ساه از ناسا با کمک حل کننده عددی ناویر-استوکس، جدایش بوستر سوخت جامد را از یک شاتل فضایی مورد تحلیل قرار داده اند [۱]. در این مقاله برای دینامیک حرکت جسم از یک مسیر از پیش تعیین شده استفاده شده است. لوچان و ادیمورتی شبیه سازی جدایش بوسترهای جانبی را با استفاده از نتایج تونل باد برای اثرات آیرودینامیک انجام داده اند [۲]. لیجوسکی و ساه تکنیکی برای شبیه سازی وابسته به زمان برای جدا شدن محموله از بال دلتا شکل، ارائه داده اند [۳]. همچنین تیلور و همکاران برای موشک تیتان ۴ با دو بوستر جانبی و نیز آزودو و موریس برای ماهواره بر AVLS با چهار بوستر جانبی، آنالیزهایی را با کمک آیرودینامیک ایستا و بدون در نظر گرفتن حرکت نسبی بوستر به انجام رسانیده‌اند [۵ و ۴]. کیم و همکاران به عنوان اولین کارها، از کوپل دینامیک و آیرودینامیک عددی برای شبیه سازی جدایش بوسترهای جانبی استفاده کرده اند [۶]. اثرات توربولانسی جریان نیز توسط برخی افراد از همین گروه برای مسئله جدایش بوستر مورد بررسی قرار گرفته است [۷]. در هر دو مورد اخیر مطابق با روش مرسوم برای حل مسائل جدایش با کمک شبکه متحرک در آیرودینامیک عددی [۸]، مکانیزم‌های دینامیکی جدایش، بسیار سطحی و مختصر در دینامیک حرکت وارد شده‌اند و در حقیقت به مسئله، از منظر آیرودینامیک نگاه شده است. در مواردی دیگر این مکانیزم‌ها به صورت از پیش تعیین شده در محاسبات لحاظ شده‌اند [۸ و ۹]. در اوایل دهه ۲۰۰۰ برای توسعه نسل آینده مدارگرد با قابلیت استفاده مجدد، جدایش مراحل به عنوان یکی از تکنولوژی‌های حیاتی مورد توجه قرار گرفت [۱۰]. برای این منظور، نرم افزارهایی نظیر ConSep و Sepsim با استفاده از حل کننده نرم افزار تحلیل دینامیکی ادمز و با استفاده از نتایج تونل باد تدوین شد [۱۱]. در این نرم افزارها قابلیت مدل سازی کامل مکانیزم‌های جدایش و اتصالات وجود دارد. به عنوان نمونه، کاربرد ConSep برای شبیه سازی جدایش دو جسم مورد استفاده در جدایش مراحل یک مدارگرد بازگشت پذیر در منابع [۱۲ و ۱۳] آمده است. در سال ۲۰۰۶ پامادی و همکاران در ناسا لانگلی با استفاده از نرم افزار Concep و بهره گیری از نتایج تونل باد به صورت جدول خوانی، جدایش بوسترهای شاتل را مورد بررسی قرار داده‌اند. همین کار توسط نرم افزار CFE/POST2 نیز انجام شده است



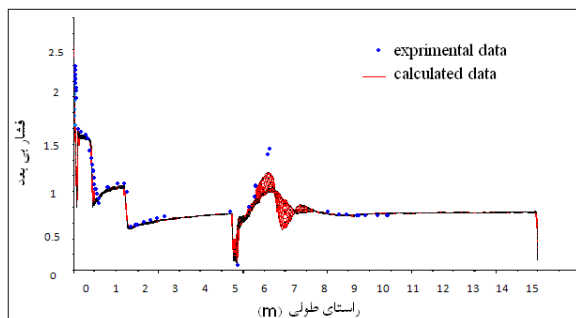
شکل ۳. میدان جریان حول موشک حامل



شکل ۴. توزیع فشار حول ماهواره بر قبل از جدایش بوسترها

اعتبار حل جریان

به عنوان اعتبار سنجی حل جریان از داده‌های تونل باد موشک تیتان ۴ در لحظه قبل از جدایش بوسترها، استفاده شده است. شکل‌های (۵) و (۶) در این آزمون، سرعت جریان آزاد ۱٫۶ ماخ، زاویه حمله صفر و ارتفاع جدایش نیز در ۳۶۰۰۰ متری است. همان‌طور که در شکل (۵) دیده می‌شود تطابق خوبی بین حل عددی جریان با نتایج تونل باد وجود دارد. اختلاف جزئی در نقاط اتصال راکت به بوستر می‌باشد که دلیل آن تاثیر کابل‌های اتصال در تونل باد می‌باشد [۷ و ۱۷].

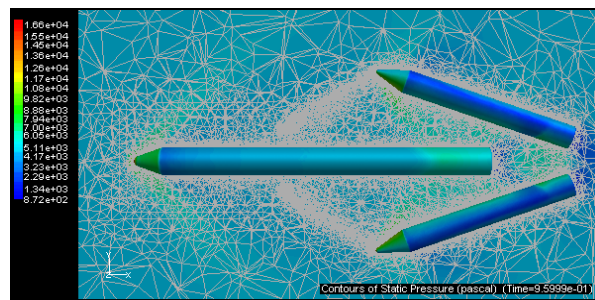


شکل ۵. مقایسه فشار اعمالی بر روی سطح راکت تیتان-۴ در راستای طولی

صورت که بر روی هر بوستر، چهار عدد فنر در حالت فشرده شده نصب گردیده که در زمان جدایش به همراه بوسترها از حامل جدا می‌شوند. هندسه خارجی موشک حامل و دو بوستر جانبی به همراه محل قرارگیری فنرها در شکل (۱) دیده می‌شود که به صورت دو فنر در اتصال بالا و دو فنر در اتصال پایین در نظر گرفته می‌شود. امکان قطع اتصال غیر همزمان مقاطع بالا و پایین نسبت به هم در کد نرم‌افزاری در نظر گرفته شده است.

آیرودینامیک ماهواره بر با بوسترهای جانبی

به منظور محاسبه نیروها و ممان‌های آیرودینامیک در هر گام زمانی، از حل عددی جریان ناپایا استفاده شده است. در شبیه‌سازی حاضر، ضمن بهره‌گیری از تحلیل عددی وابسته به زمان جریان سه‌بعدی اولر، از یک الگوریتم تولید موضعی شبکه برای تطبیق حرکت جسم در میدان محاسباتی گسسته، به صورت خودکار استفاده شده است. زمانی که حرکت جسم، کوچک باشد، از یک روش هموارسازی موضعی با نام هموارسازی فزنی ۱ برای تعیین محل جدید گره‌ها استفاده می‌شود. برای شبکه بندی میدان حل از نرم‌افزار گمیت استفاده شده است. در این تحلیل کل میدان در مجموع به حدود ۹۰۰۰۰۰ المان چهاروجهی تقسیم شده است. نمونه‌ای از شبکه‌بندی میدان برای حل این مسئله در شکل (۲) دیده می‌شود.



شکل ۲. نمونه‌ای از شبکه‌بندی میدان (تجدید شبکه متحرک)

فرآیند جدایش در ارتفاع ۲۱ کیلومتری با فشار گنج ۴۷۲۸٫۹ پاسکال و در ماخ ۱٫۶ رخ می‌دهد و جریان هوا حول ماهواره بر، گاز کامل فرض شده است. از روش حجم محدود ضمنی مرتبه اول برای حل جریان گذرا استفاده گردیده است. میدان جریان حول ماهواره بر و توزیع فشار در آن قبل از جدایش بوسترها در شکل‌های (۳) و (۴) دیده می‌شود.

فراهم آورد. معادله به کار رفته برای محاسبه نیروی فنر به صورت رابطه (۱) می‌باشد.

$$F_s = \left(-C \left(\frac{db}{dt} \right) - K(r-L_0) + F_{\max} \right) C_{sep} \quad (1)$$

در رابطه فوق K ضریب سختی فنر، C ضریب میرایی ویسکوز، r جابه‌جایی دو سر فنر، L_0 طول اولیه فنر، F_{\max} نیروی فنر در لحظه جدایش و C_{sep} تابع صفر شونده می‌باشد. به عنوان نمونه، معادله نیروی فنر شماره (۱) به صورت رابطه (۲) می‌باشد.

$$F_{s1} = \left(-0 \left(\frac{dr}{dt} \right) - 27000(r-0.9762) + 5000 \right) C_{sep} \quad (2)$$

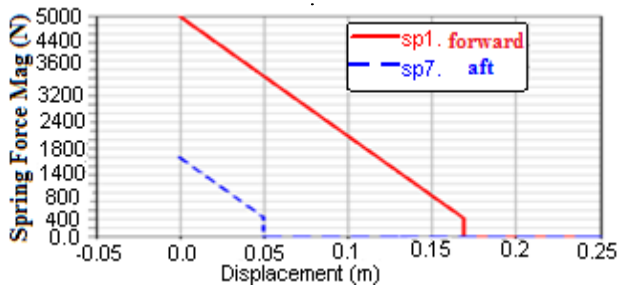
معادله نیروی فنر شماره (۳) به صورت زیر می‌باشد:

$$F_{s1} = \left(-0 \left(\frac{dr}{dt} \right) - 27000(r-0.9762) + 5000 \right) C_{sep} \quad (3)$$

تابع صفر شونده (C_{sep}) در رابطه (۴) نشان داده شده است:

$$C_{sep} = \begin{cases} 1 & r \leq \frac{(5000 - 450)}{27000} = 0.167 \\ 0 & r \geq \frac{(5000 - 450)}{27000} = 0.167 \end{cases} \quad (4)$$

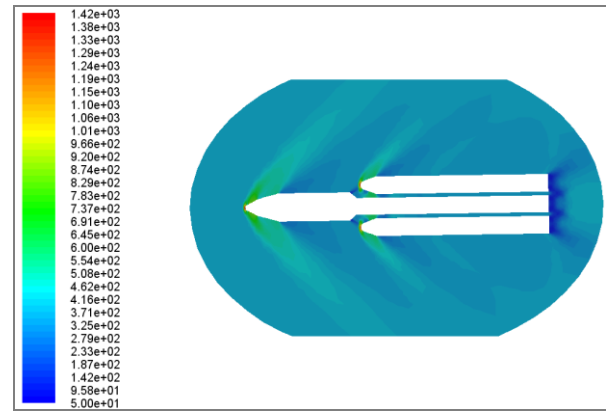
که بیانگر فترنی خطی با طول اولیه ۰/۹۷۶۲ متر، نیروی اولیه ۵۰۰۰ نیوتن و ضریب سختی ۲۷۰۰۰ نیوتن بر متر می‌باشد. زمانی که فنر به نیروی ۴۵۰ نیوتن برسد (کورس فنر ۰/۱۶۷ متر شود) از ماهواره جدا و نیروی آن صفر می‌گردد. نمودار نیروی فنر بر اساس جابه‌جایی انتهایی آن به صورت زیر است.



شکل ۸. نمودار تغییرات نیروی فنرها به صورت تابعی از تغییر طول

در شکل (۸) منحنی قرمز رنگ با نیروی اولیه ۵۰۰۰ نیوتن برای هر یک از چهار فنر مقطع بالا و خط چین آبی با نیروی اولیه ۱۸۰۰ نیوتن برای چهار فنر پایین به عنوان نمونه آورده شده است. کورس هریک از فنرها و نیروی حداکثر و حداقل آنها به خوبی در این شکل پیداست. این نمودار به صورت متغیر با زمان برای همه فنرهای جدایش در شکل (۹) نمایش داده شده است. مطابق شکل (۹) فنرهای جدایش در مقطع پایین حدوداً در زمان ۰/۱۵ ثانیه بعد از شروع جدایش عمل می‌کنند. علت این امر وجود مفاصل در این محل می‌باشد در نتیجه فنرها بعد از قطع

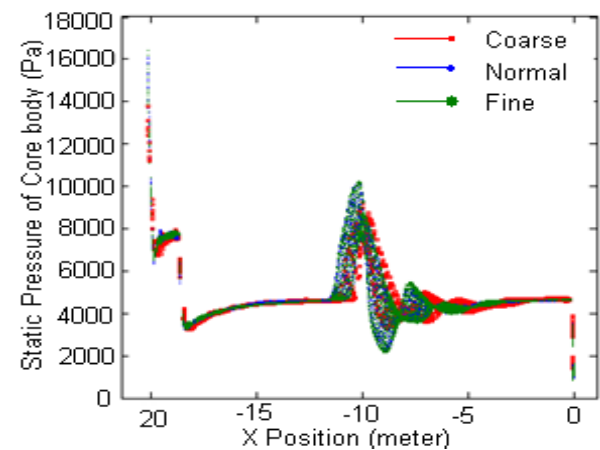
همچنین به عنوان اعتبار سنجی کوپل نرم افزاری ارائه شده، این روش برای شبیه‌سازی جدایش جسم الحاقی از هوایما در شرایط میان صوتی به کار گرفته شده است. جزئیات این کار در مراجع موجود می‌باشد [۱۸].



شکل ۶. فشار اعمالی بر روی سطح راکت تیتان ۴

استقلال شبکه

تغییرات فشار در راستای طولی بدنه اصلی ماهواره بر (قبل از جدایش) برای شبکه بندی‌های مختلف محاسبه شده است. سه نمونه از این شبکه بندی‌ها در شکل (۷) دیده می‌شود. با توجه به عدم تغییر قابل محاسبه مقادیر فشار در دو حالت عادی و ریز هر دو شبکه بندی مناسب می‌باشند، در نتیجه شبکه بندی عادی با حدود ۹۰۰۰۰۰ سلول چهار وجهی، انتخاب گردیده است.



شکل ۷. نمودارهای فشار در راستای طول موشک حامل برای تعداد شبکه‌های مختلف

مکانیزم‌های دینامیک جدایش فنرهای جدایش

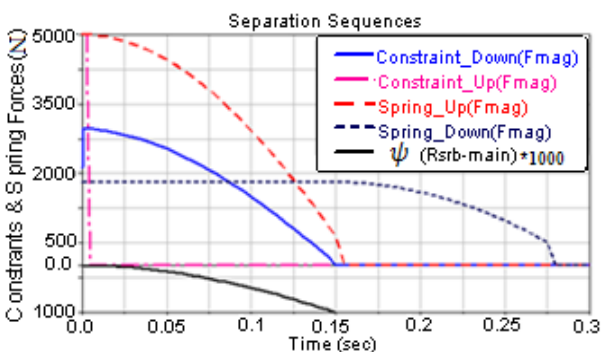
به دلیل نیاز به قطع شدن نیروی فنر در زمان رسیدن به حداقل نیروی مجاز خود در نرم افزار، می‌توان با ضرب یک تابع صفر شونده در معادله آن، امکان قطع نیروی فنر را در شرایط مناسب

$$C_{sep} = \begin{cases} 1 & \text{time} \leq 0.001 \text{ sec} \\ 0 & \text{time} \geq 0.001 \text{ sec} \end{cases} \quad (6)$$

مطابق عبارت بالا، مفصل شماره (۱) بعد از گذشت ۰/۰۰۱ ثانیه از ماهواره بر جدا می شود. برای دو اتصال پایینی از شرط زاویه برای قطع اتصال استفاده شده است. این شرط زمانی که زاویه نسبی بوستر از حامل به ۱ درجه برسد، اتصال مفصل را قطع می نماید (رابطه (۷)).

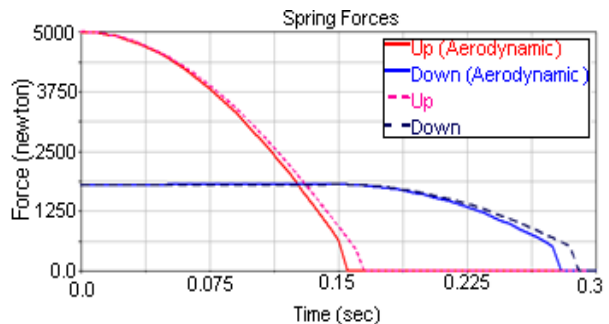
$$C_{sep2} = \begin{cases} 1 & (\psi_{booster} - \psi_{main}) \leq 1 \text{ deg} \\ 0 & (\psi_{booster} - \psi_{main}) \geq 1 \text{ deg} \end{cases} \quad (7)$$

در شکل (۱۰) سیکوئنس جدایش اتصالات و نمونه فنرها برای مقاطع بالا و پایین، مشاهده می شود. قید ۳ مشابه قید ۱ و قید ۴ مشابه قید ۲ می باشد. همان گونه که در شکل (۱۰) مشخص است، دو قید مقطع بالا در ابتدای شبه سازی در ۰/۰۰۱ ثانیه و دو قید مقطع پایین در زاویه نسبی ۱ درجه (براساس منحنی پایین نمودار) قطع شده اند. لازم به ذکر است که در طرح حاضر، قیود و فنرها هم مقطع هستند و لذا تا قبل از جدایش قیود در هر مقطع، فتر متناظر با آن وارد عمل نمی شود. به عبارتی فنرهای مقطع پایینی، در حدود $t=0/09$ ثانیه شروع به کار می کنند. بلوک دیاگرام حل مسئله به اختصار در شکل (۱۱) دیده می شود. با توجه به این الگوریتم، کد محاسبه کننده دینامیک حرکت در هر گام زمانی، با اعلام موقیت جسم به حل کننده جریان، نیروها و ممان های آیرودینامیک را استخراج می کند. سپس این کد با استفاده از این نیروها (ممان) در کنار سایر نیروهای خارجی، سرعت خطی و زاویه ای جدید جسم را محاسبه کرده و از آنها برای تصحیح شبکه بندی برای گام بعد استفاده می نماید. مطابق این الگوریتم، دو حل کننده دینامیک و آیرودینامیک، به صورت دو تابع خارجی به نرم افزار اصلی وصل می شوند و کاملاً مستقل از یکدیگر عمل می کنند.



شکل ۱۰. سیکوئنس جدایش اتصالات و فنرها

اتصال مفصل امکان اعمال نیرو پیدا می کنند. در این شبه سازی نیروی گرانش زمین، برابر ۹/۸۰۶۶ در راستای محور ماهواره بر و به سمت انتهای آن، در نظر گرفته شده است.



شکل ۹. نمودار تغییرات نیروی فنرها با تغییرات زمان

مدل سازی اتصالات^۱

یکی از بخش های مهم در این شبه سازی، مدل سازی اتصالات و اعمال فرمان قطع برای آنها می باشد. در طرح حاضر از اتصالات مفصلی استفاده شده و اتصالات پایینی دیرتر از اتصالات بالایی قطع می شوند. اتصالات و اعمال فرمان قطع برای آنها نیز در نرم افزار ادمز مدل سازی شده است. مدل سازی اتصالات تحت عنوان روشی با نام متد معادله نیروی قید^۲ انجام می شود [۱۵ و ۱۶].

مدل سازی اتصالات مفصلی^۳

در این شبه سازی از اتصالات مفصلی برای متصل کردن بوسترهای جانبی به ماهواره بر استفاده شده است. برای هر یک از این قیود یک گوی و کاسه در محل بوستر قرار داده شده که یکی متصل به بوستر (گوی) و دیگری متصل به موشک است. همان گونه که ذکر شد، در این شبه سازی برای قطع اتصالات از تعریف قیود جامع^۴ در ادمز استفاده می شود. قیود به کاررفته از نوع مفصلی هستند و حرکت انتقالی نقطه اتصال را در سه جهت محدود می کنند، ولی به حرکت دورانی کاری ندارند. در نتیجه اگر A در محل مفصل بر روی حامل و B در همین محل بر روی بوستر باشد رابطه (۵) به دست می آید:

$$\begin{cases} Dx(A,B)=0 \\ Dy(A,B)=0 \\ Dz(A,B)=0 \end{cases} * C_{sep2} \quad (5)$$

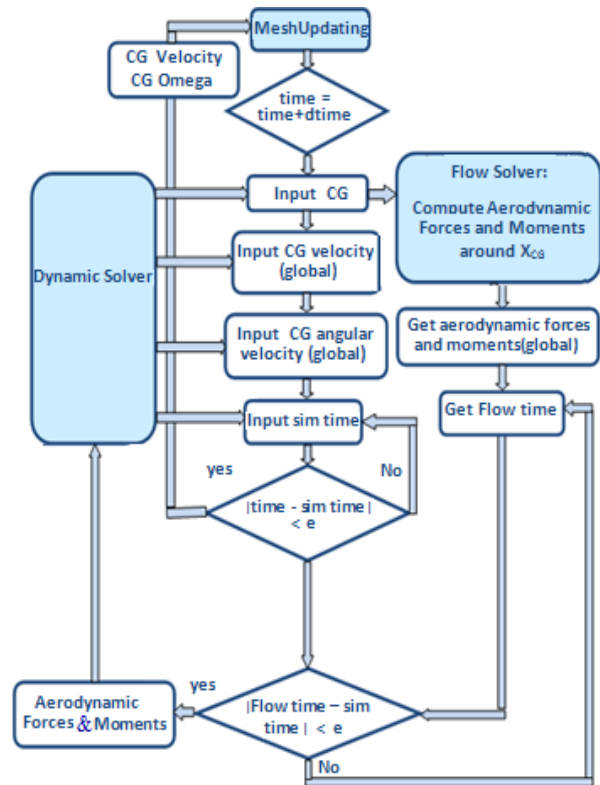
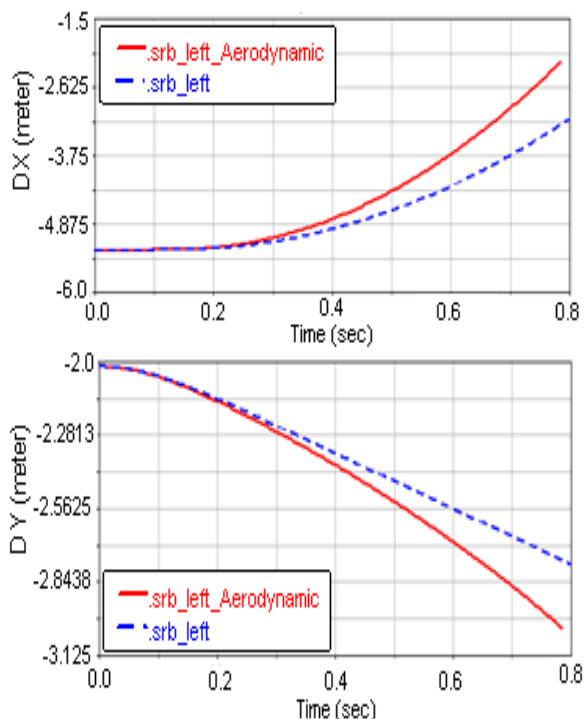
تابع صفر شونده (C_{sep2}) به صورت رابطه (۶) می باشد:

جدول ۲. مشخصات مکانیزم فتری جدایش

شماره ۸ و ۷، ۴، ۳ (پایین)	شماره ۶ و ۵، ۲، ۱ (بالا)	هل دهنده فتری
Translational	Translational	نوع
0.0 newton-sec/meter	0.0 newton-sec/meter	ضریب میرایی
27000.0 newton/meter	27000.0 newton/meter	سختی
1800.0 newton	5000.0 newton	نیروی اولیه
0.9762 meter	0.9762 meter	فاصله اولیه

نمودارهای مسیر

نتایج برای ۰/۸ ثانیه اول حرکت با حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن آورده شده است. گام زمانی حل ۰/۰۰۵ استفاده شده است. در تمامی نمودارها موشک حامل ثابت فرض گردیده و تنها بوسترهای جانبی حرکت می کنند. تمامی نمودارها برای بوستر سمت چپ و بوستر سمت راست رسم شده است. در شکل های (۱۲) و (۱۳) تغییرات فاصل نسبی مرکز جرم بوستر سمت چپ و راست با زمان (ΔX و ΔY و ΔZ) با حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن مشاهده می شود. در حالت بدون در نظر گرفتن اثرات آیرودینامیک، جابه جایی در راستای Z وجود ندارد و این امر به دلیل عدم وجود اثرات اغتشاشی در این راستا می باشد و عملاً "حرکت در صغحه، صورت می گیرد.



شکل ۱۱. بلوک دیاگرام کوپلینگ دینامیک و آیرودینامیک

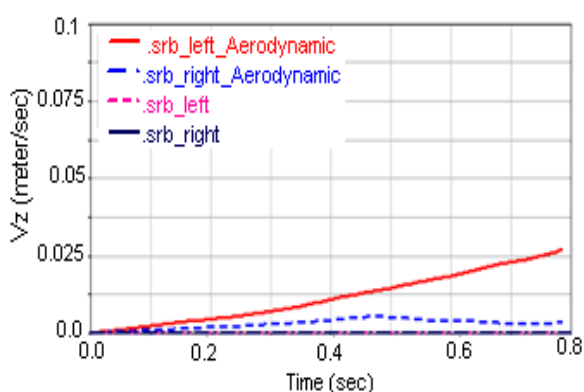
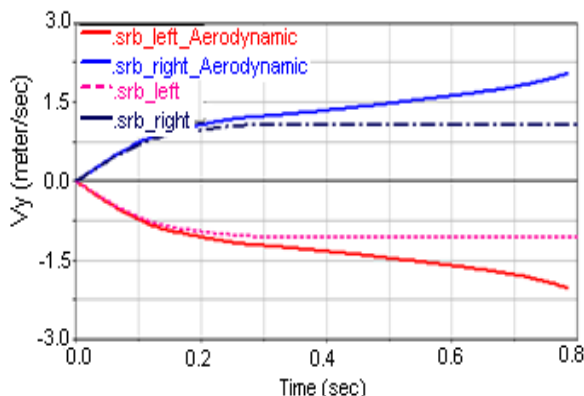
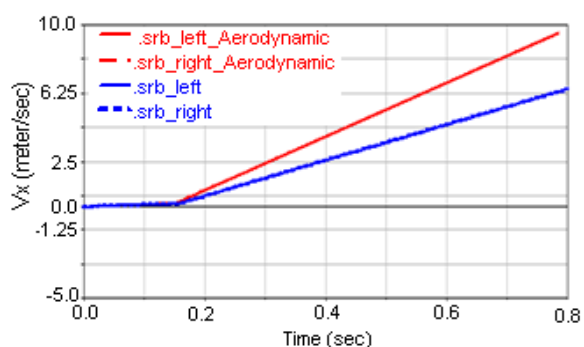
ورودی های شبیه سازی

مشخصات جرمی برای موشک حامل و دو بوستر جانبی در جدول (۱) ارائه شده اند. مشخصات ۸ فتر به کار رفته در جدول (۲) ارائه شده اند.

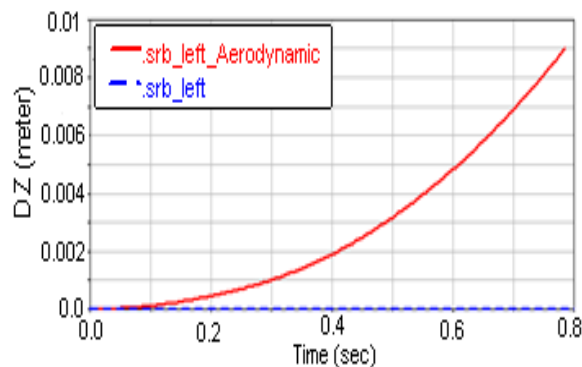
جدول ۱. مشخصات جرمی برای موشک حامل و دو بوستر جانبی

	بوسترهای جانبی
جرم	2000.0 kg
ممان اینرسی	IXX : 477.0 kg-meter ² IYY : 19077.0 kg-meter ² IZZ : 19077.0 kg-meter ² IXY : 0.0 kg-meter ² IZX : 0.0 kg-meter ² IYZ : 0.0 kg-meter ²
ماهواره بر	
جرم	22800.0 kg
ممان اینرسی	IXX : 7000.0 kg-meter ² IYY : 700000.0 kg-meter ² IZZ : 700000.0 kg-meter ² IXY : 0.0 kg-meter ² IZX : 0.0 kg-meter ² IYZ : 0.0 kg-meter ²

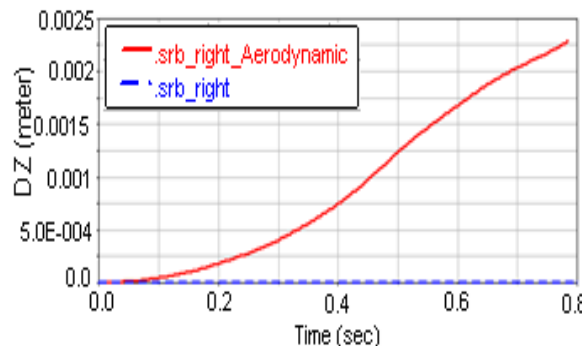
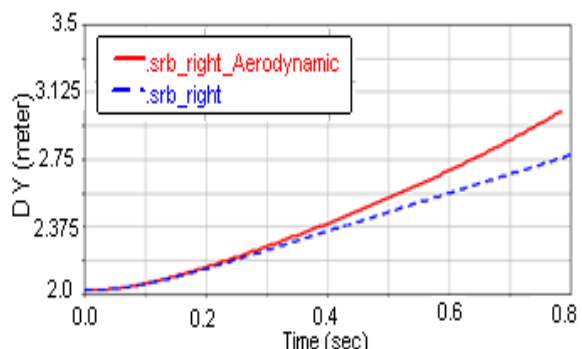
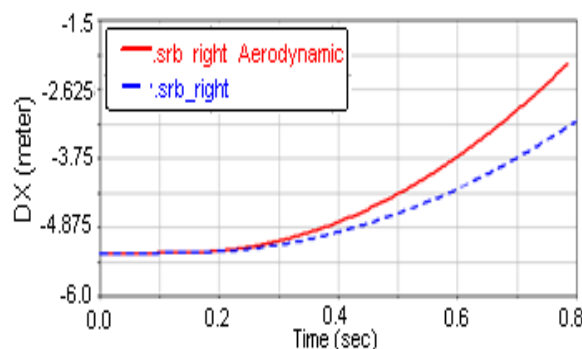
شکل، اثر آیرودینامیک بر سرعت جدایش به وضوح پیداست و سرعت در راستای X و Y را به ترتیب حدود ۳۰ و ۵۰ درصد افزایش می دهد. با توجه به این که اتصالات مفصلی تا زمان حدود ۰/۱۵ ثانیه و هل دهنده های فنر تا حدود ۰/۳ ثانیه فعال هستند، در حالت بدون آیرودینامیک، سرعت در راستای جدایش Y بعد از ۰/۳ ثانیه ثابت می ماند. این امر برای شتاب انتقالی نیز در شکل (۱۵) دیده می شود.



شکل ۱۴. نمودار تغییرات سرعت نسبی مرکز جرم بوسترهای چپ و راست، ΔV_x ، ΔV_y و ΔV_z (نسبت به مرکز جرم موشک) با زمان در حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن



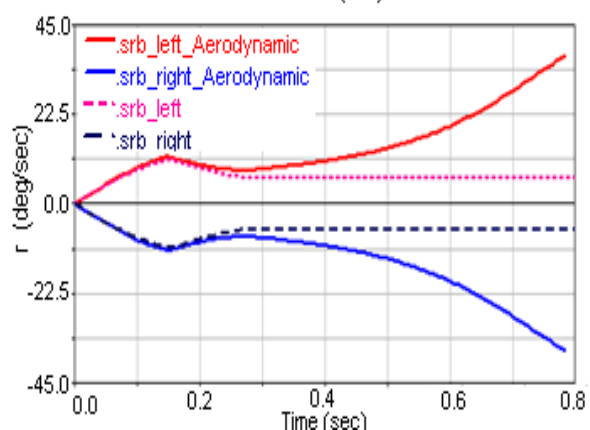
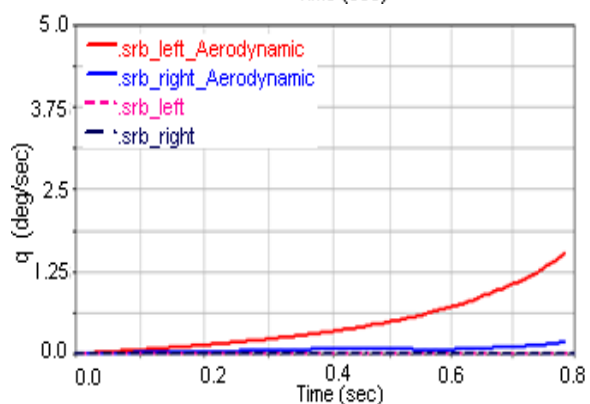
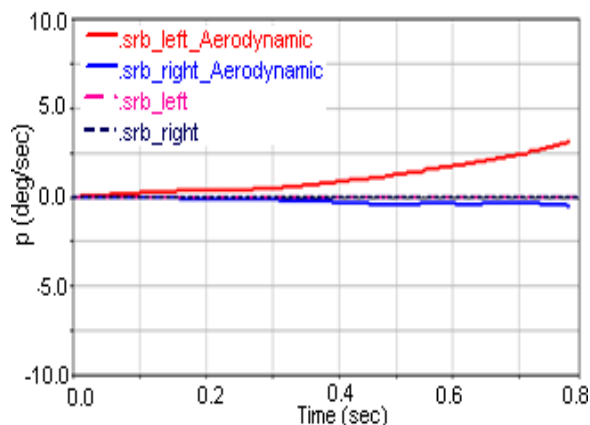
شکل ۱۲. نمودار تغییرات فاصل نسبی مرکز جرم بوستر سمت چپ، ΔX و ΔY و ΔZ (نسبت به مرکز جرم موشک) با زمان با حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن



شکل ۱۳. نمودار تغییرات فاصل نسبی مرکز جرم بوستر سمت راست، ΔX ، ΔY و ΔZ (نسبت به مرکز جرم موشک) با زمان در حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن

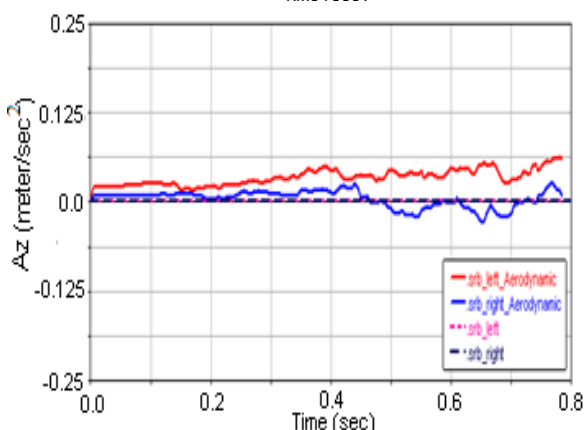
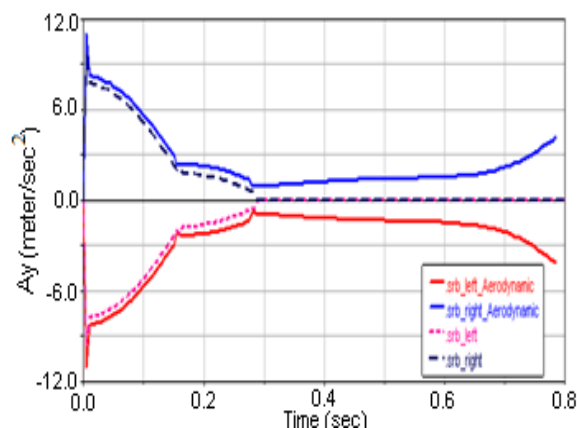
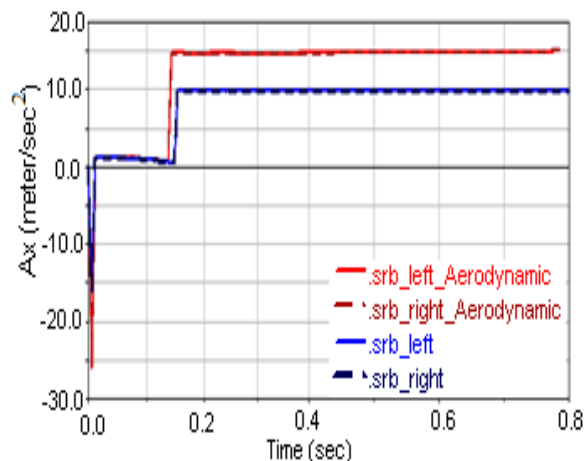
شکل (۱۴) بیانگر تغییرات سرعت نسبی مرکز جرم بوسترهای چپ و راست با زمان، ΔV_x و ΔV_y و ΔV_z با حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن می باشد. با توجه به این

ثانیه از شروع جدایش، به دلیل قطع نیروی فنر، تنها عامل ایجاد چرخش آیرودینامیک جریان است و در صورت در نظر نگرفتن آیرودینامیک، سرعت زاویه‌ای ثابت می‌ماند.



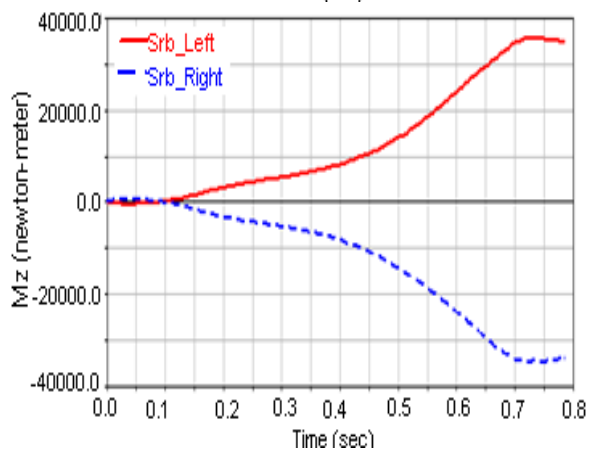
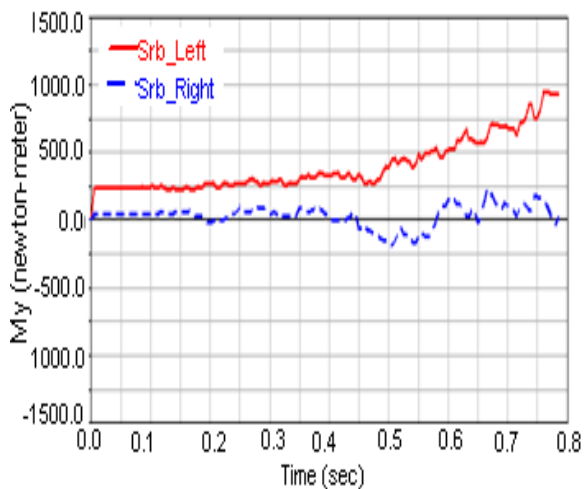
شکل ۱۶. نمودار تغییرات سرعت زاویه‌ای، p و q و r با زمان برای بوستر سمت چپ و بوستر سمت راست در حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن

نحوه تغییرات نیرو و ممان‌های آیرودینامیک با زمان برای بوستر سمت چپ و بوستر سمت راست در شکل‌های (۱۷) و (۱۸) دیده می‌شود. عمده نیرو و ممان‌ها، در صفحه جدایش می‌باشد.



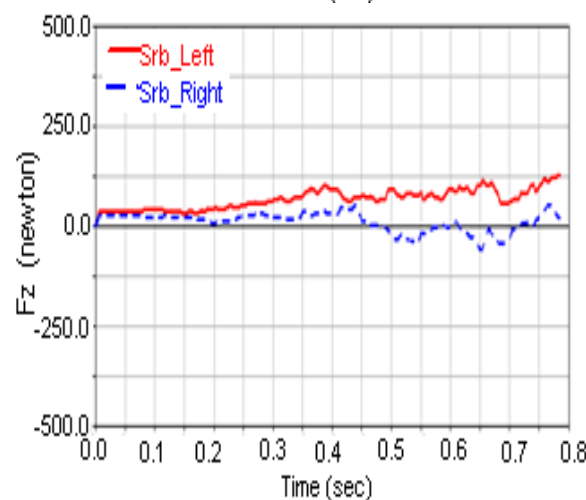
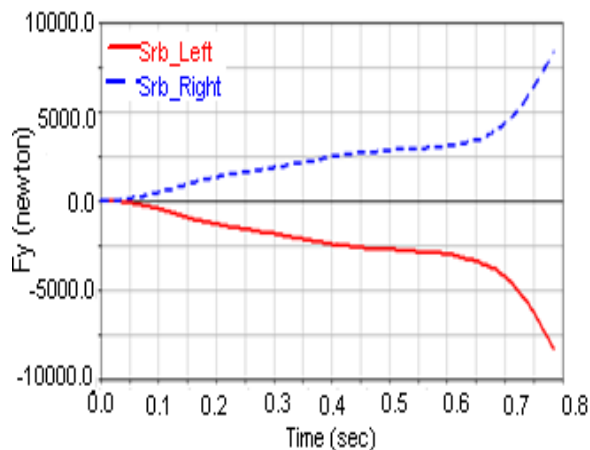
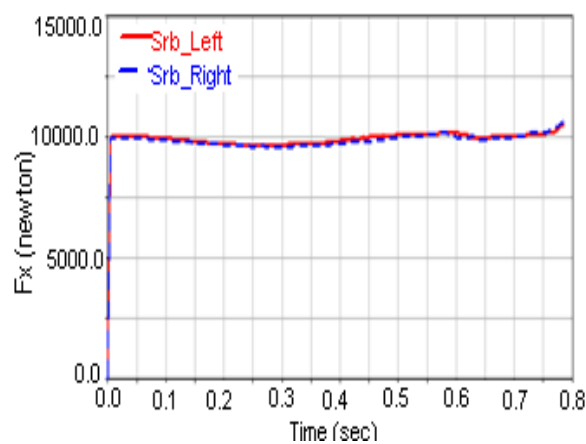
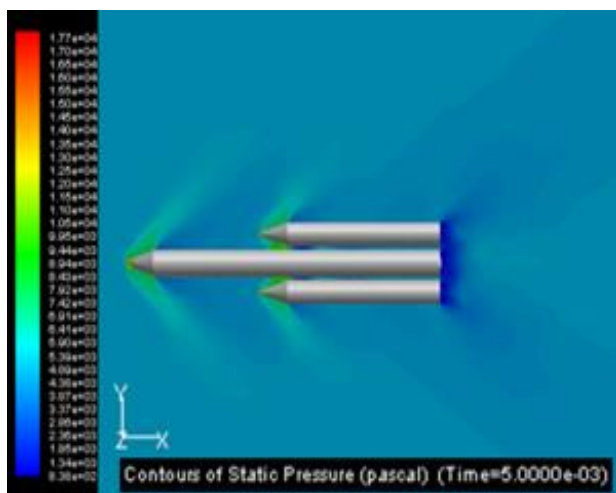
شکل ۱۷. نمودار تغییرات شتاب خطی، A_x ، A_y و A_z با زمان برای بوستر سمت چپ و سمت راست در حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن (با لحاظ شتاب جاذبه)

در شکل (۱۶) تغییرات سرعت زاویه‌ای، p و q و r با زمان برای بوستر سمت چپ و بوستر سمت راست با حضور اثرات آیرودینامیک و بدون آن ارائه شده است. با توجه به این شکل و مشابه سرعت انتقالی به دلیل وجود هل دهنده‌های فنری در اتصال بالای بوستر، دو بوستر حول مفاصل پایینی و در صفحه XY شروع به گردش می‌کنند. این سرعت (r) تا حدود 0.15 ثانیه افزایش می‌یابد ولی به دلیل قطع اتصال مفاصل، و آغاز به کار فنرهای پایینی، این سرعت کاهش می‌یابد. در نهایت، بعد از 0.3

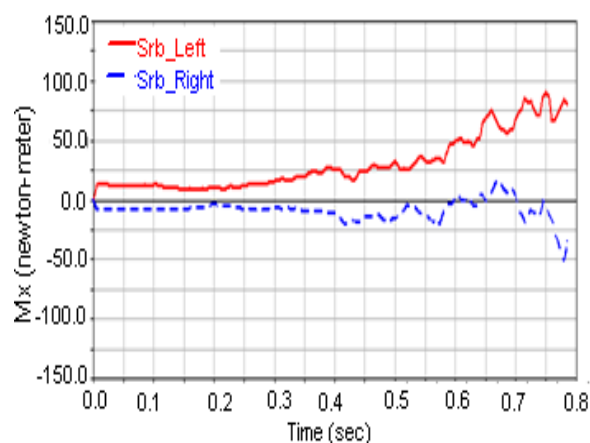


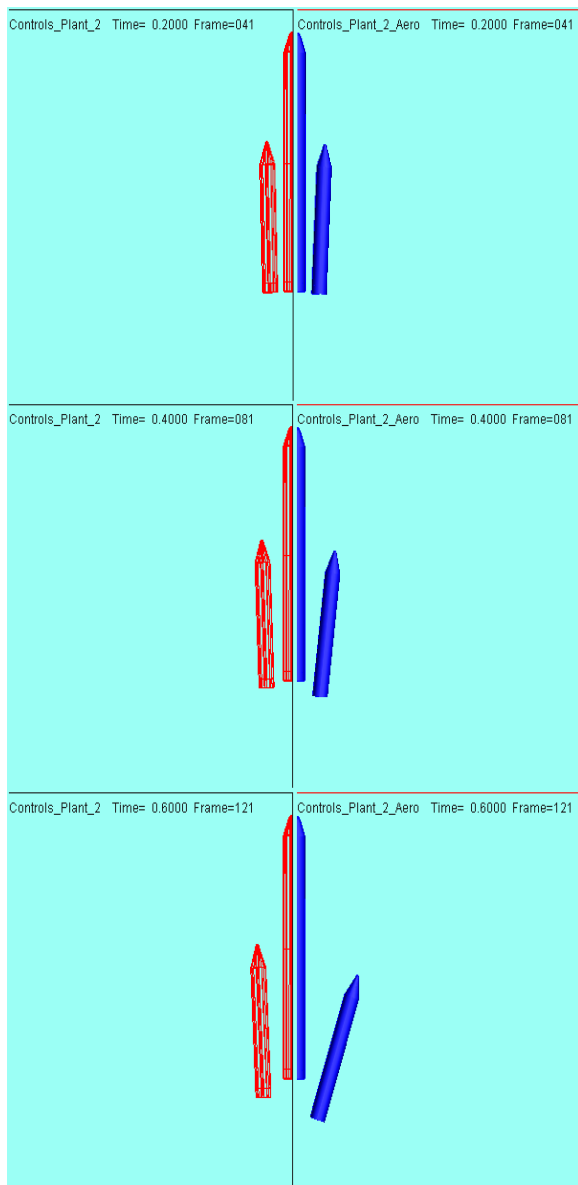
شکل ۱۸. نمودار تغییرات ممان‌های آیرودینامیک با زمان برای بوستر سمت چپ و بوستر سمت راست

در شکل (۱۹) نحوه تغییرات فشار جریان هنگام جدایش بوسترهای جانبی از موشک حامل و نمایش لحظه به لحظه پروسه جدایش ارائه شده است. اثر شوک‌های ایجاد شده در ابتدا و انتهای بوسترها، به عنوان نیروهای دور کننده، در شکل (۱۹) دیده می‌شود.



شکل ۱۷. نمودار تغییرات نیروهای آیرودینامیک با زمان برای بوستر سمت چپ و بوستر سمت راست

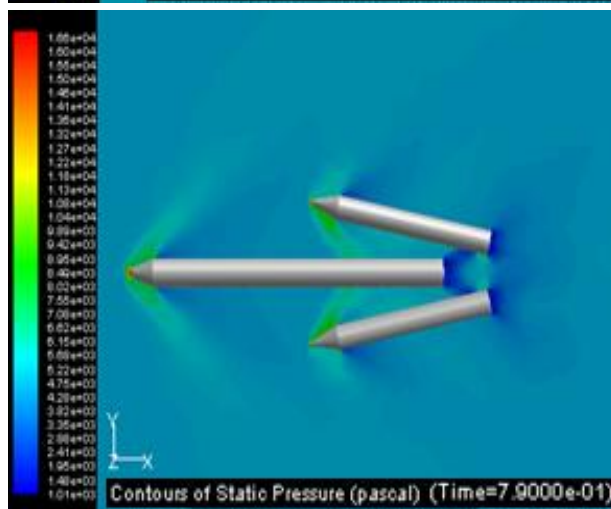
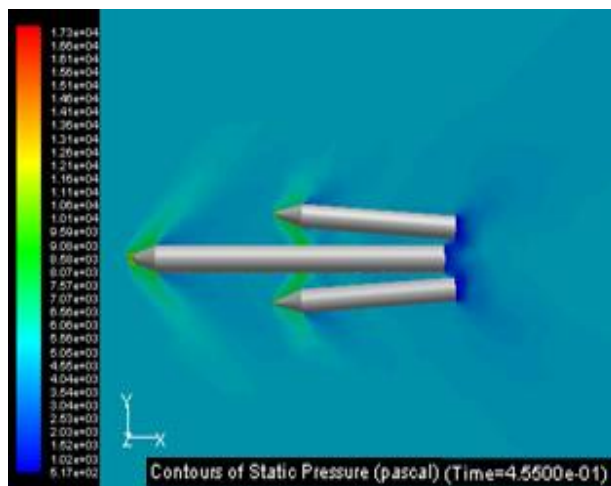




شکل ۲۰. انیمیشن حرکت با در نظر گرفتن نیروهای آیرودینامیک (سمت راست شکل) و بدون آن (سمت چپ)

غلیظ را می‌توان مطابق جدول (۴) در چهار گروه دسته‌بندی کرد.

مطابق جدول (۳) تاکنون از روش‌های ۱، ۲ و ۳ برای شبیه‌سازی جدایش در جو غلیظ استفاده شده‌است. به عنوان نمونه روش ۳ در نرم‌افزار فلونت قابل پیاده‌سازی است [۸-۶] و در آن، دینامیک حرکت به همراه مکانیزم‌ها به صورت تابع الحاقی به حل جریان کوپل می‌شود. ولی در این روش، امکان مدل‌سازی کامل مکانیزم‌های جدایش (مثل مفاصل و...) وجود ندارد. در این مقاله و مطابق روش ۴ در جدول بالا، اولین نسخه از کد نرم‌افزاری شبیه‌سازی همزمان دینامیک و آیرودینامیک



شکل ۱۹. نحوه تغییرات فشار جریان هنگام جدایش بوسترهای جانبی از موشک حامل

انیمیشن حرکت

انیمیشن حرکت برای بوستر سمت راست (مطابق نمودارها) با در نظر گرفتن نیروهای آیرودینامیک و بدون آنها در شکل (۲۰) دیده می‌شود. در این شکل، نیمه سمت راستی برای حل با در نظر گرفتن اثرات آیرودینامیک و نیمه سمت چپ برای حالت بدون نیروی آیرودینامیک آورده شده‌است.

نتیجه‌گیری

در تحقیق حاضر دینامیک جدایش بوسترهای جانبی از ماهواره‌بر به صورت شش درجه‌آزادی بررسی گردید و علاوه بر مدل‌سازی مکانیزم‌های جدایش و اتصالات، اثر نیرو و ممان‌های آیرودینامیک هم در شبیه‌سازی لحاظ شد. همان‌گونه که بیان شد، گرچه جدایش بوسترهای جانبی از ماهواره‌بر، قبلاً نیز در مقالات مورد بررسی قرار گرفته بود، ولی در هر یک از آنها تنها دینامیک حرکت و یا آیرودینامیک جریان، به دقت شبیه‌سازی شده و عامل دیگر به صورت خلاصه یا از پیش تعیین شده مورد استفاده قرار گرفته‌است. روش‌های شبیه‌سازی جدایش در جو

پی نوشت

1. Constraint Joints
2. Constraint Force Equation Methodology
3. Adams/Solver
4. Constraint Force Equation
5. Local Remeshing
6. Spring-Based Smoothing
7. Gambit
10. Spherical Constraint Joints
11. General Constraint (Gcon)

مراجع

1. Meakin, R. L., and N. E. Suhs. 1989. Unsteady Aerodynamic Simulation of Multiple Bodies in Relative Motion. *AIAA*: 89-1996.
2. Lochan, R., and V. Adimurthy. 1997. Separation Dynamics of Strap-On Boosters in the Atmosphere. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 20: (4) 633-639.
3. Lijewski, L. E., and, N. E. Suhs. 1994. Time-Accurate Computational Fluid Dynamics Approach to Transonic Store Separation Trajectory Prediction. *Journal of Aircraft* 31: (4) 521-526.
4. Taylor, S., and J. C. T. Wang. 1996. Launch-Vehicle Simulations Using a Concurrent, Implicit Navier-Stokes Solver. *Journal of Spacecraft and Rockets* 33: (5) 601-606.
5. Azevedo, J. L. F., and P. Moraes. 1996. Code Validation for High-Speed Flow Simulation Over Satellite Launch Vehicle. *Journal of Spacecraft and Rockets* 33: (1) 15-21.
6. Choi, S. J., C. Kim, O. H. Rho, and J. J. Park. 2002. Numerical Analysis on Separation Dynamics of Strap-On Boosters in the Atmosphere 39: (3) 439-446.
7. Ko, S. H., and C. Kim. 2008. Separation Motion of Strap-On Boosters with Base Flow and Turbulence Effects. *Journal of Spacecraft and Rockets* 45: (3) 485-494.
8. Snyder, D. O., E. K. Koutsavdis, and J. S. R. Anttonen. 2003. Transonic store separation using unstructured cfd with dynamic meshin. *AIAA* 3913.
9. Murman, S. M., M. J. Aftosmis, and M. J. Berger. 2003. Simulation of 6-DOF Motion with a Cartesian Method. *AIAA*: 2003-1246.
10. Pamadi, B. N., N. J. Hotchko, N., J. Samareh, F. C. Peter, and V. P. Tartabini. 2006. Simulation and Analyses of Multi-Body Separation in Launch Vehicle Staging Environment. *AIAA*: 8033.
11. Murphy, K. J., B. N. Buning, Pamadi, W. L. Scallion, K. M. Jones. 2004. Overview of Transonic to Hypersonic Stage Separation Tool Development for Multi-Stage-To-Orbit Concepts. *AIAA*: 2595.
12. Pamadi, B.N., T.A. Neiryneck, P.F. Covell, N.J. Hotchko, and D.M. Bose. 2004. Simulation and Analyses of Staging Maneuvers of Next Generation Reusable Launch Vehicles. *AIAA*: 5185.
13. Pamadi, B.N., T.A. Neiryneck, N. J. Hotchko, P. V. Tartabini, W. I. Scallion, K. J. Murphy, and P. E. Covell. 2005. Simulation and Analyses of Stage Separation of Two-Stage Reusable Launch Vehicles. *AIAA*: 3247.
14. Pamadi, B. N., P. V. Tartabini, M. D. Toniolo, C. M. Roithmayr, C. Karlgaar, and J. Samareh. Application of

بوسترهای جانبی مقید، از ماهواره بر ارائه شد. توانایی این کد در اتصال همزمان دو زیر سیستم دینامیک چندجسمی و آیرودینامیک عددی قابلیت بالایی در شبیه سازی جدایش اجسام در جو غلیظ به وجود آورده است. در این کار دو حل وابسته به زمان دینامیک و آیرودینامیک ناپایا، کاملاً" از یکدیگر مستقل بوده و تنها از طریق یک نرم افزار واسط، اطلاعات مورد نیاز را با یکدیگر مبادله می کنند. در نتیجه امکان مدل سازی دقیق مکانیزم های دینامیک جدایش در حضور آیرودینامیک ناپایا، به خوبی فراهم می شود. این امر که به عنوان نمونه، با مدل سازی مفصل و جدایش آنها در حضور آیرودینامیک ناپایا به اثبات رسیده، تاکنون در هیچ یک از مراجع ارائه نشده است. با توجه به نمودارها و انیمیشن جدایش، اهمیت اثرات آیرودینامیک در شرایط در نظر گرفته شده برای شبیه سازی کاملاً مشهود است.

جدول ۳. مقایسه روش های مختلف شبیه سازی جدایش در جو غلیظ

توضیحات	آیرودینامیک	دینامیک
صرف هزینه زیاد برای تولید جدول آیرودینامیک چندبعدی - آیرودینامیک غیر دقیق (مرجع)	آیرودینامیک غیر همزمان جدول خوانی	شبیه سازی دینامیک جدایش با مدل سازی مکانیزم ها
دینامیک غیر دقیق	آیرودینامیک وابسته به زمان (ناپایا)	مسیر حرکت از پیش تعیین شده
آیرودینامیک غیر دقیق (شبه ایستا) عدم امکان مدل سازی کامل مکانیزم های جدایش (مثل مفاصل و...)	آیرودینامیک شبه ایستا آیرودینامیک وابسته به زمان (ناپایا)	شبیه سازی دینامیک جدایش با مدل سازی مکانیزم ها به صورت خلاصه (همزمان با آیرودینامیک)
مدل سازی کامل همه مکانیزم های جدایش	آیرودینامیک وابسته به زمان (ناپایا)	شبیه سازی دینامیک جدایش مدل سازی مکانیزم ها (همزمان با آیرودینامیک)

- CFE/POST2 for Simulation of Launch Vehicle Stage Separation. NASA Langley Research Center, Hampton VA 23681.
15. Toniolo, M. D., P. V. Tartabini, B. N. Pamadi, and N. J. Hotchko. 2008. Constraint Force Equation Methodology for Modeling Multi-Body Stage Separation Dynamics. *AIAA*: 219.
16. Tartabini, P.V., C. Roithmayr, C. Karlga, M. D. Toniolo, and B. N. Pamadi, 2008. Verification of Constraint Force Equation Methodology for Modeling Multi-Body Stage Separation. *AIAA Flight Mechanics Conference*, Honolulu, Hawaii, August.

۱۷. خضریان، اسماعیل. ۱۳۸۹. بررسی آیرودینامیک جدایش در یک موشک چند مرحله‌ای. پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه شهید بهشتی.

۱۸. جعفری، مصطفی، علیرضا طلوعی، سجاد قاسملو و حمید پرهیزکار. شبیه‌سازی دینامیک شش درجه آزادی جدایش جسم الحاقی از هواپیما به کمک *CFD*. یازدهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، اسفند.