



تحلیل دینامیکی سیستم سورتمه جرم متغیر تحت نیروهای متغیر

محمد رضا نجفی^۱، سعید محبوب مقدس^{۲*}، علی رحیمی^۳

^۱ دانشجوی دکتری، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین^(ع)، تهران، ایران

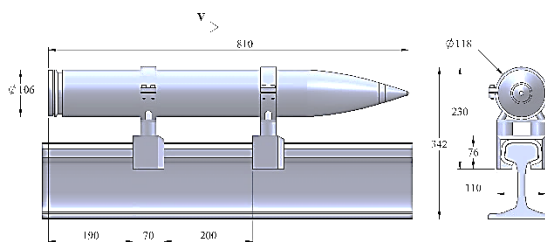
^۲ دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین^(ع)، تهران، ایران

^۳ دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه جامع امام حسین^(ع)، تهران، ایران

برجسته‌ها

- بیشترین فشار در قسمت داخلی کفشک وارد شده که منجر به سایش و خرابی سطح ریل و انحراف سورتمه می‌شود.
- میزان نیروی اصطکاک در برابر سایر نیروها قابل صرف نظر است

چکیده گرافیکی



مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۲۶

بازنگری: ۱۴۰۰/۰۸/۱۶

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۸/۲۳

ارائه آنلاین: ۱۴۰۰/۱۰/۲۰

*نویسنده مسئول:

smahjoubmoghadas@yahoo.com

کلید واژه ها:

سورتمه، نیروی پسا

نیروی برآ

تحلیل دینامیکی

کفشک

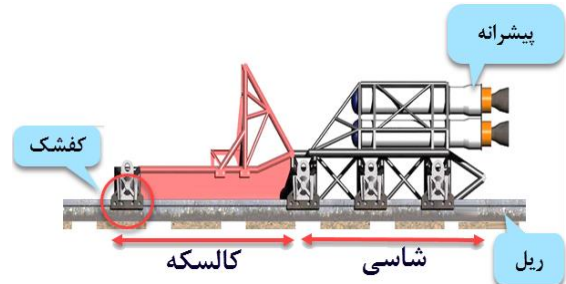
نیروی پیشرانه

چکیده

از سیستم سورتمه به منظور آزمایش سازه‌های ضد نفوذ، آزمون پرش صندلی خلبان و تجهیزات فضایی استفاده می‌شود که فناوری آن در اختیار تعداد اندکی از کشورهای پیشرفته است. در این پژوهش، تحلیل دینامیکی نیروهای وارد بر یک نمونه از این سیستم، مورد بررسی قرار گرفته است. نیروهای مؤثر وارد بر سورتمه شامل نیروی پیشرانه، نیروی پسا و برآ و نیروی اصطکاک است که همگی متغیر می‌باشند. به منظور به دست آوردن نیروی پیشرانه با توجه به مشخصات عملکردی و هندسی سورتمه طراحی شده، اقدام به طراحی گرین موتور سورتمه جهت رسیدن به سرعت ۰/۸۵ ماخ در مدت یک ثانیه شده است. پس از استخراج معادلات حاکم جهت به دست آوردن نیروی پیشرانه، با استفاده از برنامه‌نویسی، تغییرات نیروی پیشرانه در طول زمان سوزش به دست آورده شده و فرموله می‌شود. در مرحله بعد برای به دست آوردن نیروهای برآ و پسا از شبیه‌سازی عددی استفاده شده و پس از صحت‌سنجی روش عددی با پژوهشی تجربی، مقادیر نیروی پسا و برآ در سرعت‌های مختلف استخراج و فرموله می‌گردد. در ادامه با توجه به تغییرات جرم سورتمه در مدت سوزش، نیروی اصطکاک بین ریل و کفشک سورتمه به دست آورده می‌شود. در نهایت معادله دیفرانسیل سیستم استخراج و رفتار دینامیکی سیستم تحلیل می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که بیشترین فشار در قسمت داخلی کفشک وارد شده که در سرعت‌های بالا می‌تواند منجر به سایش و خرابی سطح ریل شده و منجر به انحراف سورتمه از مسیر ریل گردد. همچنین میزان نیروی اصطکاک در برابر سایر نیروها قابل صرف نظر است.

۱- مقدمه

سیستم سورتمه مجموعه‌ای است که در طول یک ریل حرکت کرده و نیروی پیشران آن توسط یک موتور موشک تأمین می‌شود. سورتمه دارای اجزای مختلفی از جمله ریل، شاسی، کالسکه، بستر پرتابه، موتور پیشران و کفشک است. شکل شماتیک این سیستم در شکل ۱ و نمونه واقعی آن در شکل ۲ آمده است.



شکل ۱: شماتیک سیستم سورتمه



شکل ۲: نمونه‌ای از یک مدل سورتمه

آزمون سورتمه بررسی شده است [۱]. ناکاتا و همکاران به منظور دستیابی به شتاب و سرعت بهینه در یک سورتمه موشکی، ترمز آبی مرحله‌ای، سیستم روغن کاری آب و یک ابزار دقیق پیش‌بینی تعبیه نمودند و با استفاده از تست تجربی عملکرد ترمز آبی سیستم را بررسی نمودند [۲]. میچام و همکاران، میزان مقاومت یک چتر نجات در برابر فشار بالا را بررسی کردند که برای این موضوع از سیستم سورتمه استفاده کردند. حرکت چتر نجات با سورتمه انجام شده و تأثیر فشارهای بالا بر چتر نجات و توزیع فشار و هم‌چنین نحوه سقوط آن پس از آسیب‌دیدگی مورد بررسی قرار گرفته است [۳]. بارنز و همکاران بر سیستم فضاپیماهای ناسا کار کردند. عملکرد این فضاپیماها با استفاده از جانمایی آن‌ها در سیستم سورتمه مورد بررسی قرار گرفته است. در مراحل مختلف با افزایش سرعت، پارامترهای دینامیکی و آیرودینامیکی فضاپیما را مورد بررسی قرار دادند [۴]. کریستوفر مورین شاتل فضایی نیروی هوایی ایالات متحده و ناسا را با استفاده از آزمون سورتمه مورد بررسی قرار داد. انجام آزمون در سرعت ۷ ماخ و شبهه‌سازی فشار محفظه موتور در این پژوهش مورد مطالعه قرار گرفته است [۵]. هوزر سیستم ریل مغناطیسی سایت هالومن در تماس با کفشک‌ها را با مدل خاصی مورد بررسی قرار داد. او فاصله بین ریل و کفشک را به میزان ۰/۱۲۵ اینچ در نظر گرفت و ساخت ریل بر طبق این تلورانس را پیشنهاد داد [۶]. دیویس و اسمیت طراحی پیشران مایع یک سورتمه را مورد بررسی قرار دادند و تنش وارده از پیشران را نیز مورد توجه قرار دادند. هم‌چنین پارامترهای دیگر نظیر آیرودینامیک سورتمه، پارامترهای سیستم پیشران و بهبود خاصیت مواد مورد بحث قرار گرفته است. آن‌ها از راکت‌های سوخت مایع برای رسیدن به سرعت‌های مافوق صوت استفاده نموده و ترکیبات متنوع پیشران برای رسیدن به سرعت مشخص شده در سورتمه را بررسی کردند [۷]. گاززون و ماتیشک در مورد نیروی پسا در سرعت مافوق صوت هواپیماهای جت جنگی که در یک سیستم سورتمه جانمایی شده است، عوامل کاهش نیروی پسا را مورد بررسی قرار دادند [۸]. ناکاتا و همکاران، کاربرد موشک‌های هیبریدی در سیستم سورتمه موشکی را توصیف کردند. بر

استفاده از این سیستم کاربردهای فراوانی همچون آزمون صندلی پران خلبان جت و هواپیما، آزمایش تجهیزات فضایی، آزمایش سازه‌ای و آیرودینامیکی جنگنده‌های مافوق صوت، آزمایش سازه‌های ضدنفوذ و ارزیابی عملکرد عمق واقعی نفوذ پرتابه در اهداف سخت دارد. کشورهای محدودی در جهان بدین فناوری دست یافته‌اند و با توجه به بدیع بودن آن، توجه پژوهشگران را به خود جلب کرده است.

بیزورد و همکاران طراحی و تولید یک موشک پرسرعت با وزن سبک، جمع‌وجور و کم‌هزینه را که قادر به پرواز با سرعتی بیش از ۶/۵ ماخ برای شکست اهداف مختلف در محدوده دید واقع‌بینانه است بررسی کردند. فناوری‌های نازل، کنترل بردار دقیق رانش، عملگر باله، طراحی اشتعال و یکپارچه‌سازی سیستم و مکانیزم قفل و رهاسازی شلیک در

میزان ارتعاش را دارد. در ادامه ریل مقیاس باریک بیشترین ارتعاشات را داشته و در نهایت ارتعاشات زوج ریل، کمتر از دو حالت دیگر است. او برای کاستن از ارتعاشات ایجادشده در سرعت‌های بالا، از عایق‌بندی بدنه داخلی سورت‌مه به‌وسیله فوم استفاده کرد. هوزر و شوپینگ [۲۱] آنالیز دینامیکی و طراحی سیستم به‌وسیله نرم‌افزارهای کامپیوتری را برای پیش‌بینی بارهای اعمالی وارده در آزمون سورت‌مه استفاده کردند. از داده‌های سه تست تجربی برای مقایسه با نتایج آنالیز دینامیکی استفاده شد. این آنالیز دینامیکی حداکثر شتاب را که مربوط به نیروهای ضربه است، در هر دو حوزه فرکانس و زمان پیش‌بینی می‌کند.

در این پژوهش تحلیل دینامیکی نیروهای غیرخطی وارد بر یک نمونه سیستم سورت‌مه موردبررسی قرار گرفته است. وابسته بودن نیروهای اعمالی به پارامترهای مختلف در کنار متغیر بودن جرم سورت‌مه، باعث پیچیدگی مسئله حاضر شده است که استخراج معادلات هرکدام از نیروهای اعمالی و تحلیل رفتار دینامیکی سورت‌مه طراحی‌شده، تاکنون در جهان صورت نگرفته و نوآوری پژوهش حاضر است. نیروهای مؤثر در حرکت سورت‌مه شامل نیروی پیشران، نیروهای آیرودینامیکی (نیروی پسا و برآ) و نیروی اصطکاک است. ابتدا با تعیین مشخصات هندسی و به دست آوردن سرعت مشخصه و ضریب رانش از روش تحلیلی، به طراحی گرین موتور پرداخته‌شده و با استفاده از برنامه‌نویسی، تغییرات نیروی پیشران در طول زمان سوزش به‌دست آورده شده و فرموله می‌شود. طراحی گرین موتور سورت‌مه به‌منظور رسیدن به سرعت $0/85$ ماخ در مدت یک ثانیه صورت گرفته است. برای به دست آوردن نیروهای برآ و پسا از شبیه‌سازی عددی استفاده شده و پس از صحت‌سنجی حل عددی با یک پژوهش تجربی، مقادیر این دو نیرو نیز در سرعت‌های مختلف استخراج و فرموله می‌گردد. در نهایت با بررسی نیروی اصطکاک با توجه به تغییرات جرم سورت‌مه، معادله دیفرانسیل سیستم که برحسب پارامترهای مختلف است به‌وسیله برنامه‌نویسی استخراج شده و کانتور $Y+$ و فشار استاتیکی روی بدنه، فشار وارد بر کفشک‌ها و اندازه سرعت موردبررسی قرار می‌گیرد.

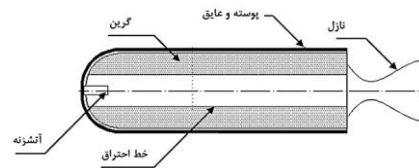
اساس اندازه‌گیری مقدماتی رانش، مشخصات سرعت موشک و پروفایل شتاب سورت‌مه پیش‌بینی‌شده و با تست تجربی سورت‌مه مقایسه شده است که سرعت‌ها با خطای 10% با یکدیگر مطابق است [۹]. کونل و همکاران آزمایش‌های موتور ترکیبی با احتراق استاتیکی را موردبررسی قرار دادند تا افزایش شدت تغییر سرعت و عملکرد پیشران سورت‌مه ناشی از استفاده از هندسه جدید گرین موتور سوخت جامد محاسبه شود [۱۰]. خوسلا و همکاران به بحث در مورد مسائل، چالش‌ها و پیشنهادهایی در زمینه بهبود حسگر برای اندازه‌گیری سرعت بیش از $1/5$ ماخ و تحلیل سیستم القایی مغناطیسی می‌پردازد و در نهایت باعث بهبود پاسخ سیم‌پیچ در سرعت بالای سورت‌مه شده است [۱۱]. طراحی گرین‌های بهینه برای موتورهای سوخت جامد از موضوعاتی است که همواره موردتوجه محققان بوده است [۱۵-۱۸]. او و همکاران با روشی جدید به طراحی گرین ستاره‌ای موتور سوخت جامد پرداختند با تحلیل عقب‌روی، نتایج بهتری را نسبت به طراحی‌های قبل نشان دادند [۱۶]. چاندررا و همکاران پنج نوع گرین جدید طراحی کرده و با استفاده از پرینتر سه‌بعدی آن‌ها را ساخته و فشار و نرخ سوزش در هر حالت را به دست آورده و با هم مقایسه کردند [۱۷]. با توجه به اهمیت پایداری سیستم سورت‌مه در سرعت‌های بالا و این‌که این فناوری در دست تعداد محدودی از کشورهای جهان است، پژوهش‌های اندکی در این موضوع از سیستم سورت‌مه، به انتشار رسیده است. ژیاو و همکاران [۱۸] جهت آنالیز مودال یک نمونه سورت‌مه از یک سیستم یک درجه آزادی استفاده کرده و ماتریس سفتی میرایی و جرم را به دست آوردند و در ادامه فرکانس‌های طبیعی سیستم را با شبیه‌سازی در نرم‌افزار موردبررسی قرار دادند. جیمز لب [۱۹] با تست تجربی، ارتعاشات سورت‌مه در سرعت‌های بحرانی را اندازه‌گیری کرد. در این پژوهش از طریق تجزیه و تحلیل زمان-فرکانس، داده‌های شتاب‌سنج به‌دست‌آمده در آزمایش‌های سورت‌مه را که برای دو مورد موشک انجام شده است، صحت‌سنجی شده است. هوزر [۲۰] نشان داد ارتعاشات ایجادشده در تست سورت‌مه در آزمایشگاه هالومن امریکا، تابعی خطی از سرعت است. نتایج تست تجربی او نشان داد محیط لرزش تک‌ریل شدیدترین

۲- تحلیل دینامیکی سورتبه

به منظور تحلیل دینامیکی سورتبه می‌بایست نیروهای وارد بر سیستم را به دست آورد. اصلی‌ترین نیروهای وارد بر سیستم سورتبه در جهت حرکت، شامل نیروی پیشران، نیروی پسا، نیروی برآ و نیروی اصطکاک هستند که تمامی نیروها به صورت متغیر و وابسته به پارامترهای مختلفی می‌باشند که نیازمند بهره‌برداری از روش‌های مختلف است. برای به دست آوردن نیروی پیشران، نیاز به طراحی موتور با توجه به جزئیات سورتبه همچون سرعت نهایی، طول ریل و مدت زمان سوزش است. نیروهای آیرودینامیکی برآ و پسا و همچنین نیروی اصطکاک نیز به وسیله حل عددی به دست می‌آیند.

۲-۱- نیروی پیشرانه

به منظور به دست آوردن میزان دقیق نیروی پیشرانه می‌بایست متناسب با پارامترهایی همچون هندسه و جرم سورتبه، میزان سرعت نهایی، سرعت مشخصه و مدت زمان سوزش، به طراحی گرین موتور پرداخت. برای طراحی گرین موتور نیاز است تا ابتدا با محاسبات تحلیلی، مقادیر مورد نیاز برای طراحی موتور را به دست آورد و مطابق با یک فلوجارت، به طراحی موتور پرداخت. اجزای اصلی موتور شامل گرین، آتشنزن، نازل، پوسته و عایق می‌باشد که در شکل ۳ نشان داده شده است. در این پژوهش رسیدن به سرعت حدود ۰/۸۵ ماخ در مدت یک ثانیه مدنظر است و از موتور سوخت جامد استفاده می‌شود.



شکل ۳: اجزای موتور سوخت جامد

۲-۱-۱- استخراج معادلات نیروی پیشرانه

یکی از پارامترهای مهم در طراحی گرین موتور سورتبه، ضریب رانش است. جریان گازهای پیشرانه باعث ایجاد رانش یا واکنش در ساختار موشک می‌شود. اگر جریان مافوق

صوت باشد، ممکن است فشار در صفحه خروجی نازل با فشار محیط متفاوت باشد و مؤلفه رانش فشار همان‌طور که توسط معادله داده شده است، به رانش حرکت اضافه می‌کند [۲۲].

$$f_T = \dot{m}v_2 + (p_2 - p_3)A_2 \quad (۱)$$

در اینجا f_T نیروی پیشران، v_2 سرعت خروجی، A_2 سطح صفحه خروجی نازل، p_2 فشار خروجی نازل، p_3 فشار محیط و \dot{m} نرخ جریان جرم می‌باشند. سرعت مشخصه تابعی از مشخصات پیشرانه و طراحی محفظه احتراق بوده و از مشخصات نازل مستقل است. سرعت مشخصه (c^*) از رابطه (۲) قابل محاسبه است [۱۲]:

$$c^* = p_1 A_t / \dot{m} \quad (۲)$$

A_t سطح مقطع گلوگاه نازل و p_1 فشار محفظه در ناحیه گلوبی یا فشار ورودی نازل است. ضربه ویژه نیز به صورت معادله (۳) تعریف می‌شود [۲۳]:

$$I_s = f_T / (\dot{m}g_0) \quad (۳)$$

در معادله فوق، g_0 شتاب گرانش است. مقادیر سرعت خروجی (v_2)، سرعت بحرانی در ناحیه گلوبی نازل (u_t)، حجم مخصوص (V_t) و نرخ جریان جرم (\dot{m}) از روابط (۴) تا (۷) به دست می‌آیند [۲۴ و ۲۷]:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(k-1)/k} \right]} \quad (۴)$$

$$V_t = V_1 [(k+1)/2]^{1/(k-1)} \quad (۵)$$

$$u_t = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_1} \quad (۶)$$

$$\dot{m} = \frac{A_t v_t}{V_t} = \quad (۷)$$

$$A_t p_1 k \frac{\sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}}{\sqrt{kRT_1}}$$

در معادلات فوق k نسبت گرمای ویژه، R ثابت جهانی گازها، T_1 دمای مطلق محفظه، V_1 حجم گاز محفظه می‌باشند. با توجه به معادلات فوق، معادله (۱) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

بدین ترتیب می‌توان مقدار ضریب رانش را با استفاده از مقادیر هندسی و محیطی به دست آورد.

۲-۱-۲ طراحی گرین موتور

دبی جرمی محصولات احتراق موتور نسبت مستقیم با سطح سوزش دارد و نیروی جلوبرنده موتور نیز با آهنگ تغییر سطح سوزش تغییر خواهد کرد. اگر رابطه موازنه جرمی، برای محفظه احتراق در نظر گرفته شود، در این صورت دبی جرمی گازهای تولیدشده، برابر است با تغییرات جرم گاز در واحد زمان درون محفظه احتراق به علاوه دبی جرمی خروجی از نازل [۲۸] یعنی:

$$A_b r \rho_b = \frac{d}{dt} (p_1 V_1) + A_t p_1 \sqrt{\frac{k}{RT_1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{(k+1)/(k-1)}} \quad (12)$$

در اینجا r نرخ سوزش است. سمت چپ معادله، میزان جرم تولید گاز از معادله را نشان می‌دهد. اولین ترم در سمت راست باعث تغییر در جرم پیشرانده در حجم گاز محفظه احتراق می‌شود و بخش دوم، جریان نازل را مطابق با رابطه (۷) نشان می‌دهد. ρ_b چگالی سوخت جامد و A_b نشان‌دهنده سطح سوزش است.

با استفاده از روابط (۹) و (۱۲) رابطه نیروی جلوبرنده با سطح سوزش به صورت (۱۳) به دست می‌آید:

$$f_T = C_F \left(A_b \frac{a_T \rho_b}{A_t} \left(\frac{k}{RT_1}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2k-2}} \right)^{\frac{1}{1-n}} A_t \quad (13)$$

در اینجا n تعداد مول گاز و a_T یک مقدار ثابت تجربی است که وابسته به دمای محیط می‌باشد. اگر جرم گاز در حفره موتور کم باشد، حجم گاز V_1 با زمان سوختن بسیار افزایش می‌یابد و بنابراین اگر سرعت تغییر در این جرم گاز نسبت به جریان جرم از طریق نازل کم باشد، می‌توان ترم $d(p_1 V_1)/dt$ را نادیده گرفت. سپس می‌توان از معادلات رابطه‌ای برای شرایط سوزش ثابت به دست آورد، بدین ترتیب خواهیم داشت [۲۹]:

$$f_T = A_t p_1 \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(k-1)/k}\right]} + (p_2 - p_3) A_2 \quad (8)$$

سپس با استفاده از معادله‌های (۱)، (۴) و (۵) داریم:

$$C_F = \frac{v_2^2 A_2}{p_1 A_t V_2} + \frac{p_2 A_2}{p_1 A_t} - \frac{p_3 A_2}{p_1} = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(k-1)/k}\right]} + \frac{p_2 - p_3}{p_1} \frac{A_2}{A_t} \quad (9)$$

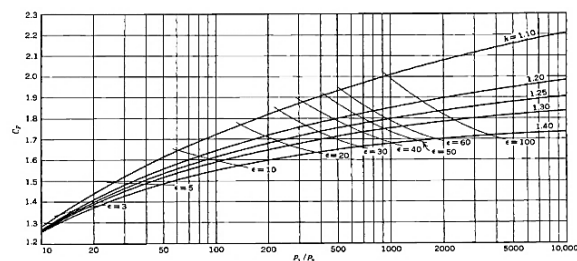
برای هر نسبت فشار ثابت p_1/p_3 ، ضریب رانش C_F و نیروی پیشران f_T هنگامی که $p_2 = p_3$ باشد، به حداکثر می‌رسند که این مقدار C_F به عنوان ضریب رانش بهینه شناخته شده و معیار مهمی در ملاحظات طراحی نازل است. استفاده از ضریب رانش، معادله (۸) را به صورت (۱۰) ساده می‌سازد:

$$f_T = C_F A_t p_1 \quad (10)$$

از معادلات (۷) و (۱۰) می‌توان نشان داد که:

$$c^* = \frac{p_1 A_t}{\dot{m}} = \frac{I_s g_0}{C_F} = \frac{c}{C_F} = \frac{\sqrt{kRT_1}}{k \sqrt{[2/(k+1)]^{(k+1)/(k-1)}}} \quad (11)$$

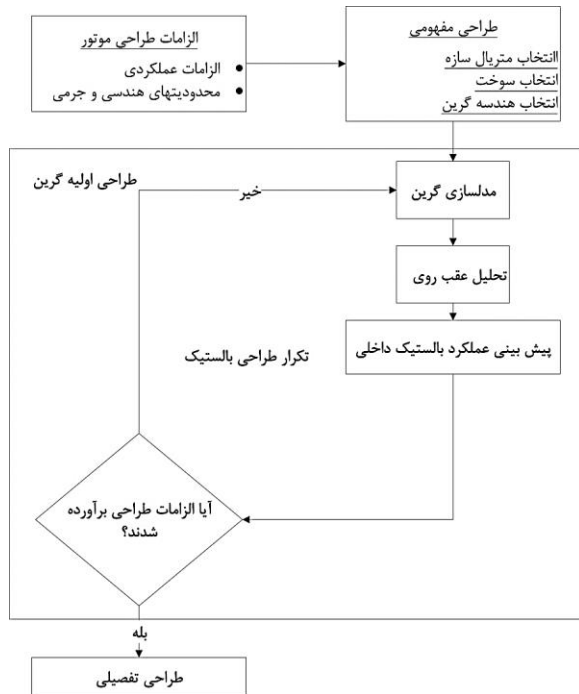
این معادله، تعیین c^* را از داده‌های تجربی \dot{m} ، p_1 و A_t امکان‌پذیر می‌کند در حالی که مقدار c^* تابعی از خصوصیات گاز، یعنی k ، دمای اتاق و جرم مولکولی m است. شکل ۴ تغییر ضریب رانش انبساط بهینه ($p_2 = p_3$) را برای نسبت‌های مختلف فشار p_1/p_2 ، مقادیر k و نسبت سطح $\epsilon = \frac{A_2}{A_t}$ نشان می‌دهد.



شکل ۴: ضریب C_F بر اساس نسبت فشار و نسبت سطح

برای شرایط انبساط مطلوب ($p_2 = p_3$) [۲۲]

زمان‌های مختلف را به دست آورد. در این راستا از کدنویسی بر اساس فرآیند نشان داده شده در شکل ۵ استفاده شده است.



شکل ۵: فرآیند طراحی گرین موتور سورتمه

روش کار بدین نحو است که با استفاده از فلوجارت اشاره شده، طراحی با استفاده از مقدار نیروی تقریبی پیش‌رانه، مشخصات هندسی موتور، نوع سوخت، زمان سوزش سوخت، فشار متوسط محفظه و ضربه ویژه به‌عنوان ورودی آغاز شده و مقدار ضربه ویژه نیز به‌عنوان معیار همگرایی در نظر گرفته شده است. در این روش ابتدا با محاسبه سرعت مشخصه c^* با استفاده از محاسبه K و A_b ، مقدار ضریب رانش C_F به دست می‌آید. سپس با استفاده از معادلات، مقدار نیروی پیش‌رانش و مقدار ضربه ویژه محاسبه می‌شود و با مقدار ضربه ویژه در نظر گرفته شده مقایسه می‌گردد. در صورتی که این دو مقدار برابر باشند به طراحی بخش‌های دیگر موتور پرداخته می‌شود و در غیر این صورت، مقدار فشار خروجی نازل تا رسیدن به ضربه ویژه موردنظر اصلاح می‌شود. در نهایت می‌توان مقدار نیروی پیش‌رانه، فشار و جرم سوخت گرین طراحی شده در مدت زمان سوزش را به دست آورد.

در این پژوهش با فرض سوخت کامپوزیت با فشار کارکرد حدود ۵۰ bar می‌توان به ضربه ویژه ۲۴۰ s دست یافت؛

$$\frac{A_b}{A_t} = \frac{(p_1)^{1-n} \sqrt{k \left[\frac{2}{k+1} \right]^{k-1}}}{\rho_b a_T \sqrt{RT_1}} \quad (14)$$

فشار محفظه را می‌توان تابعی از نسبت سطح سوزان به سطح مقطع گلوبی نازل برای یک پیش‌رانه معین به‌صورت (۱۵) بیان کرد [۳۰]:

$$p_1 \sim (A_b/A_t)^{1/(1-n)} = K^{1/(1-n)} \quad (15)$$

نسبت ناحیه سوزش به ناحیه گلوبی نازل یک مقدار مهم در مهندسی پیش‌رانه جامد است و نماد K به آن داده شده است. معادلات (۱۳) و (۱۴) رابطه بین سوزش، فشار محفظه، ناحیه گلو و پیش‌رانه را نشان می‌دهد.

تغییرات کم در سطح سوزش می‌تواند تأثیرات زیادی بر فشار محفظه داخلی و در نتیجه نیز در سوختن داشته باشد. نرخ ایجاد ترک‌های سطحی در گرین (به دلیل تنش بیش‌ازحد) می‌تواند باعث افزایش ناشناخته A_b شود. بنابراین برای به حداقل رساندن اثرات تغییرات اندک در خصوصیات پیش‌رانه یا هندسه گرین، مقدار بسیار کم n مطلوب است. با استفاده از این معادله و تعریف سرعت مشخصه c^* از معادله (۲)، می‌توان نوشت:

$$K = p_1^{(1-n)} / (a_T \rho_b c^*) \quad (16)$$

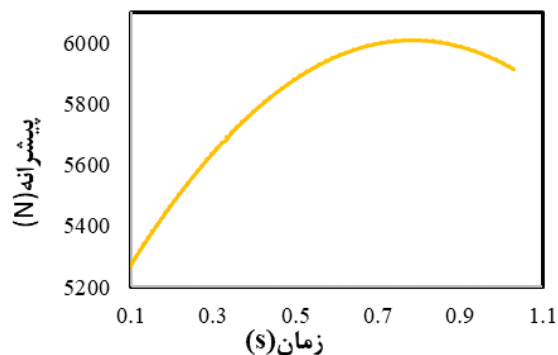
در اینجا a و ρ_b ثابت هستند و از طرفی c^* نیز در واقع چندان متغیر نیست. پس می‌توان رابطه را به‌صورت (۱۷) نوشت:

$$p_1 = (K a_T \rho_b c^*)^{1/(1-n)} \quad (17)$$

ضربه کلی جهت یکپارچه‌سازی نیروی پیش‌رانش در طول مدت عملکرد (t_b) و به‌صورت (۱۸) تعریف می‌شود [۳۱]:

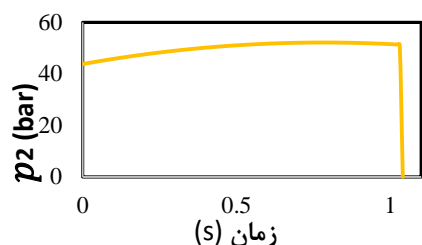
$$I_t = \int_0^{t_b} f_T dt = \bar{F} t_b \quad (18)$$

در اینجا \bar{F} یک مقدار متوسط نیروی پیش‌رانش در طول مدت زمان سوختن است [۳۲]. با توجه به معادلات حاکم بر طراحی گرین و همچنین الزامات عملکردی و ابعادی این مسئله، می‌بایست میزان نیروی پیش‌رانه وارد بر سورتمه در



شکل ۶: نیروی پیشران سورتمه در مدت سوزش

همچنین میزان تغییرات فشار در خروجی نازل در مدت سوزش نیز به صورت شکل ۷ به دست می آید.



شکل ۷: تغییرات فشار- زمان گرین طراحی شده

به منظور تحلیل دینامیکی نیروهای وارد بر سورتمه، می بایست مجموع این نیروها مورد بررسی قرار گیرند، بدین منظور می بایست مقادیر نیروها را به صورت فرموله شده به دست آورد. با توجه به مقادیر به دست آمده از میزان نیروی پیشران در هر لحظه، معادله ای برای این نیرو به صورت (۱۹) استخراج گردید:

$$f_T(t) = -1568.1t^2 + 2456.6t + 5048 \quad (19)$$

۲-۲- نیروهای آیرودینامیکی

از آنجاکه مدل سورتمه دارای شکل های مختلف هندسی مانند کفشک است، برای به دست آوردن نیروهای آیرودینامیکی که شامل دو نیروی پسا و برآ است، از روش شبیه سازی عددی استفاده می شود. در این راستا ابتدا می بایست از صحت نتایج روش عددی اطمینان حاصل کرد.

۲-۲-۱- اعتبارسنجی روش شبیه سازی عددی

لذا با این مقدار ضربه ویژه، جرم سوخت مورد نظر جهت دستیابی به الزام ۵ KN.s برابر با ۲/۳۵ kg می گردد. با فرض قطر ۱۰۵ mm با در نظر گرفتن ضخامت عایق و پوسته موتور در حالت over design، قطر خارجی گرین ۱۰۰ mm در نظر گرفته می شود. بر این اساس از یک گرین کارتريجي به شکل استوانه درون سوز دو سر سوز استفاده می شود. در جدول ۱ مشخصات جرمی و عملکردی گرین موتور طراحی شده بر اساس معادلات استخراج شده، آورده شده است.

جدول ۱: مشخصات عملکردی سورتمه طراحی شده

پارامتر	واحد	مقدار
قطر گرین موتور	mm	۱۰۰
طول موتور با نازل	mm	۲۴۵
قطر خروجی نازل	mm	۸۸
طول سورتمه	mm	۶۵۰
جرم کل	kg	۶
جرم سوخت	kg	۲/۳۵۶
انرژی کل	KN.s	۵
پیشران متوسط	KN	۵۳۵۸/۷
فشار محفظه	bar	۵۰
زمان سوزش	Sec	۱
ضربه ویژه	Sec	۲۴۰
نرخ سوزش	mm/s	۲۶/۶

پس از به دست آوردن پارامترهای مورد نیاز برای استخراج نیروی پیشران در لحظات مختلف، نتایج به دست آمده از کدنویسی مطابق شکل ۶ به دست می آید.

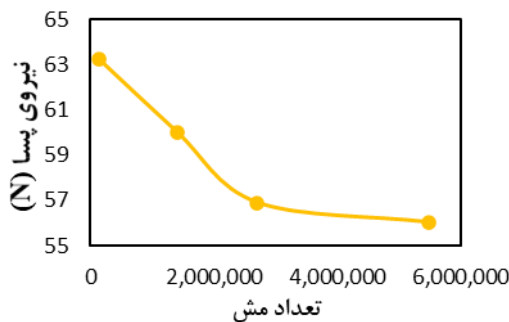
تا دماغه، ۷ برابر طول و فاصله انتهای بدنه تا انتهای دامنه، ۲۰ برابر آن است. عرض و ارتفاع دامنه نیز ۱۲ برابر طول است. در کلیه حالت‌ها برای کلیه مرزهای اطراف دامنه، شرط مرزی دوردست اعمال گردید.

در این پژوهش، از شبکه‌بندی هیبرید استفاده شده است. شبکه در نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام پلاس به روش تریمر تولید شده است. در این روش، تمام حجم هندسه با مش‌های شش‌وجهی مکعبی به‌عنوان پس‌زمینه پوشانده شده و سپس مش‌ها با سطوح جسم جامد بریده می‌شوند و در نهایت، مش حجم‌هایی که سیال در آن‌ها وجود ندارد، حذف می‌گردند. وای پلاس فاصله عمود بین مرکز المان تا دیواره را بدون بعد می‌کند. از این پارامتر به‌عنوان معیار برای ارزیابی تناسب اندازه (ارتفاع) المان شبکه روی مرزهای دیواره استفاده می‌شود و ارتفاع اولین سلول لایه مرزی، وابسته به آن است. مشخصات شبکه استفاده شده برای سطح مقطع دایروی در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲: مشخصات شبکه‌بندی مسئله در سطح مقطع دایروی

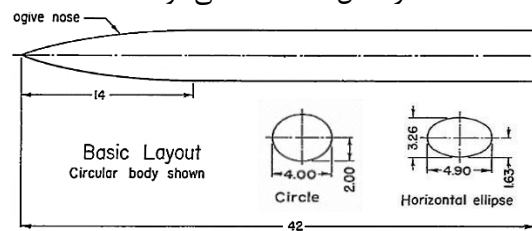
تعداد سلول‌ها	۲۷۰۷۷۵۷
ضخامت کل شبکه لایه مرزی	۰/۰۰۷۲ m
ارتفاع اولین ردیف لایه مرزی	۴ - ۴/۰۳ m
تعداد ردیف‌های لایه مرزی	۴
ابعاد کوچک‌ترین سلول	۰/۰۰۲۸ m

نتایج نهایی مطالعه شبکه برای سطح مقطع دایروی در شکل ۱۰ آورده شده است.

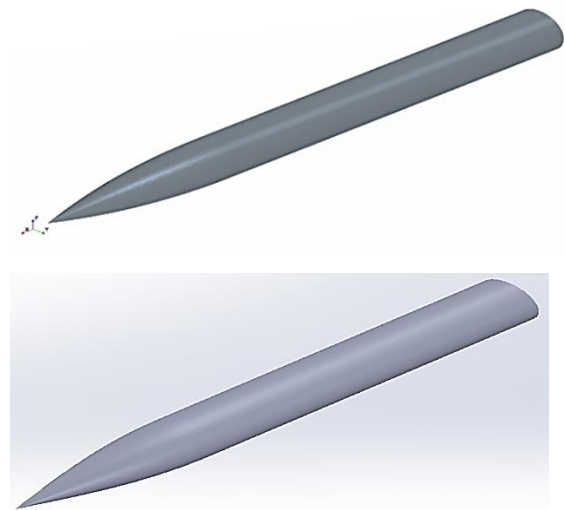


شکل ۱۰: نیروی پسا برحسب تعداد سلول‌های شبکه.

با توجه به ماهیت و هندسه سورتمه، از پژوهشی که در آن نیروی پسا در بدنه‌های استوانه‌ای و بیضی افقی با دماغه اجابو به‌صورت تجربی توسط اداره کل ملی هوانوردی و فضای ایالات متحده و در تونل باد انجام شده بود، استفاده شد [۳۳]. مدل انتخاب‌شده، فقط دارای بدنه بوده و فاقد اجزای دیگر (از جمله بال) است و به همین دلیل شباهت خوبی با پژوهش حاضر دارد. مشخصات هندسی پژوهش مذکور در شکل ۸ آمده است. با استفاده از مشخصات طراحی، به ترسیم هندسه بدنه سورتمه در نرم‌افزار کتیا پرداخته شد که در شکل ۹ مشاهده می‌شود.



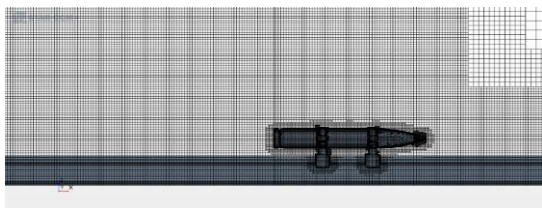
شکل ۸: مشخصات هندسی کار تجربی با سطح مقطع دایره‌ای و بیضوی [۳۳]



شکل ۹: هندسه ترسیم‌شده با سطح مقطع دایره‌ای و بیضوی بر اساس مرجع [۳۳]

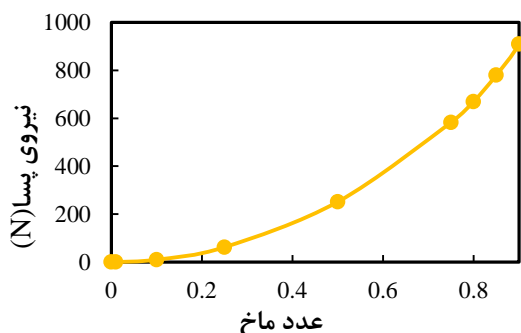
میدان محاسباتی و شبکه اطراف مدل در نرم‌افزار استار سی‌سی‌ام پلاس ساخته شده و تحلیل شده است. ابعاد دامنه باید قدری بزرگ در نظر گرفته شد که بر نتایج تأثیری نگذارد. در این پژوهش، طول دامنه محاسباتی ۲۸ برابر طول بدنه در نظر گرفته شده است به‌طوری‌که فاصله ابتدای دامنه

در نظر گرفته شد. شبکه‌بندی اطراف بدنه در نمای جانبی در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

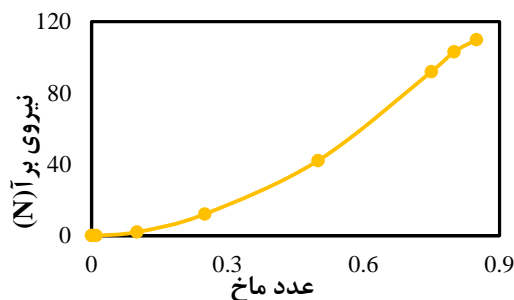


شکل ۱۲: شبکه‌بندی اطراف بدنه سورتمه.

با در نظر گرفتن هوای خشک به‌عنوان سیال عامل، در فشار یک اتمسفر و دمای 15°C مقادیر نیروی برآ و پسا مطابق با شکل‌های ۱۳ و ۱۴ به دست می‌آید.



شکل ۱۳: تغییرات نیروی پسا برحسب عدد ماخ جریان.



شکل ۱۴: تغییرات نیروی برآ برحسب عدد ماخ جریان.

با استفاده از مقادیر به‌دست‌آمده در سرعت‌های مختلف، این دو نیرو به‌صورت فرموله شده، استخراج می‌شوند. مقدار f_D مقدار نیروی پسا و f_L مقدار نیروی برآ را نشان می‌دهند.

$$f_D = 0.0099v^2 - 0.2162v + 2.8804 \quad (20)$$

$$f_L = 0.0012v^2 + 0.0563v - 0.5537 \quad (21)$$

۲-۳- نیروی اصطکاک

پس از به‌دست آوردن میزان نیروی پسا با روش عددی در پژوهش حاضر، این مقدار را با میزان نیروی پسا در مرجع [۳۳] مقایسه می‌کنیم که نتایج آن در جدول ۳ آمده است. مقادیر در دو سطح مقطع دایره و بیضی و در دو فشار مختلف استاتیکی تونل باد مورد آزمایش (P_0)، مورد ارزیابی قرار گرفتند.

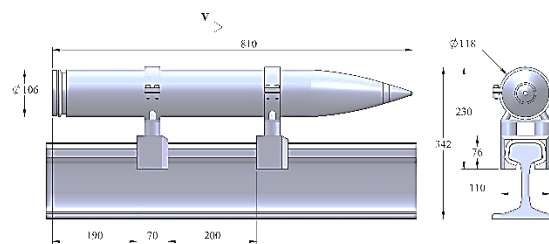
همان‌گونه که مشخص است، میزان خطاهای محاسبه از طریق حل عددی با نتایج تجربی ارائه‌شده در جدول ۳، کمتر از ۱۰ درصد اختلاف دارد و بدین ترتیب با توجه به اینکه اعتبار حل عددی با نتایج تجربی صورت گرفته است، می‌توان به نتایج شبیه‌سازی اعتماد نمود.

جدول ۳: اعتبارسنجی پژوهش حاضر با مرجع [۳۳]

سطح مقطع	P_0 [psi]	نتایج تجربی [۳۳] [N]	روش عددی [N]	%خطا
دایره	۷/۵	۶۲/۸۴	۵۶/۹	۹/۴۵
دایره	۴/۵	۴۰/۳۳	۳۶/۳۴	۹/۸۹
بیضی	۷/۵	۶۴/۷۶	۵۹/۲۳	۸/۵۴
بیضی	۴/۵	۴۰/۳۹	۳۶/۸	۸/۸۸

۲-۲-۲- به دست آوردن نیروهای پسا و برآ

هندس‌ه موردنظر سورتمه پژوهش حاضر جهت تحلیل عددی و به دست آوردن نیروهای پسا و برآ در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود. در هندسه، ریل و زمین نیز در نظر گرفته‌شده‌اند و با توجه به متحرک نبودن این مرزها، برای شرط مرزی دیواره لغزشی در نظر گرفته شده است.



شکل ۱۱: هندسه سورتمه در دو نمای جانبی و مقابل

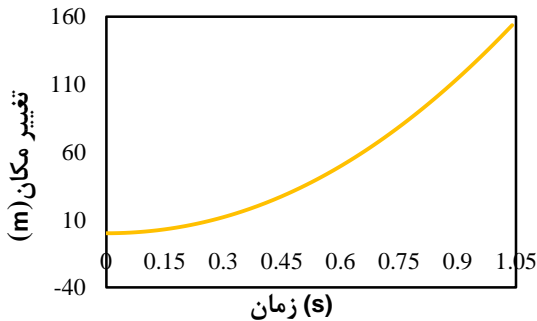
برای حل عددی مسئله سورتمه، ابعاد دامنه محاسباتی، دستگاه مختصات و شرایط مرزی مشابه مسئله اعتبارسنجی

$$f_T(t) - f_D(v) - f_s(t, v) = m(t) a \quad (25)$$

در اینجا a شتاب مرکز جرم سورتبه می‌باشد. با جایگذاری مقادیر هرکدام از نیروها در معادله (25) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} & \{(-1568.1t^2 + 2456.6t + 5048) - \\ & (0.0099v^2 - 0.2162v + 2.8804) - \\ & ((0.00018v^2 - 0.0085v - \\ & 3.39t + 29.41))\} = (-2.3t + \\ & 20.04) a \end{aligned} \quad (26)$$

از آنجاکه این معادله برحسب متغیرهای مختلف است، امکان حل آن به صورت دستی وجود ندارد؛ به همین دلیل با نوشتن یک برنامه در نرم‌افزار متلب و تبدیل معادلات برحسب زمان، به حل معادله پرداخته می‌شود. با حل معادله، منحنی تغییرات مکان مرکز جرم سورتبه در هر زمان مطابق شکل 16 به دست می‌آید.



شکل 16: تغییرات مکان سورتبه در مدت سوزش

با فرموله کردن تغییر مکان سیستم سورتبه برحسب زمان، درحالی‌که از حالت سکون به سرعت $0/85$ ماخ می‌رسد، به صورت معادله (27) استخراج می‌گردد:

$$X_s(t) = 148.33t^2 - 7.0972t + 0.489 \quad (27)$$

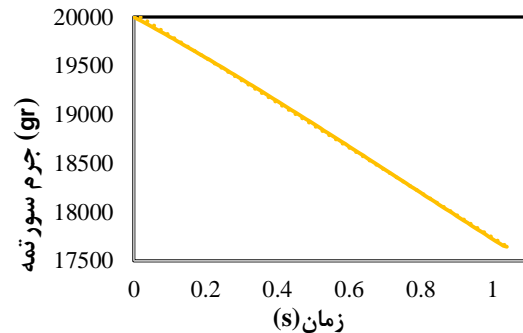
جهت صحت‌سنجی معادله استخراج‌شده می‌توان سرعت سورتبه در پایان سوزش مواد ناریه را به دست آورد. بدین منظور از معادله بالا مشتق گرفته می‌شود. در این صورت داریم:

$$V_s(t) = 296.66t - 7.0972 \quad (28)$$

نیروهایی که به صورت عمودی به سورتبه وارد می‌شوند شامل نیروهای برآ و وزن هستند که نیروی وزن متغیر با زمان و نیرویی برآ تابع سرعت سورتبه است. بدین ترتیب نیروی اصطکاک در راستای مسیر حرکت و در خلاف جهت حرکت سورتبه، به صورت (22) به دست می‌آید.

$$f_s(t, v) = \mu N = \mu(L + W) = \mu(L(v) + m(t)g) \quad (22)$$

مقدار μ وابسته به جنس کفشک و ریل بوده که با توجه به جنس مواد، برابر $0/15$ در نظر گرفته شده است [34]. جهت به دست آوردن نیروی اصطکاک می‌بایست میزان تغییرات جرم کل در مدت‌زمان سوزش را به دست آورد. با استفاده از کد نوشته‌شده برای طراحی گرین موتور، این مقدار مطابق شکل 15 به دست آورده می‌شود.



شکل 15: تغییرات جرم کل سورتبه طراحی شده

با فرموله کردن مقادیر تغییرات جرم کل سورتبه، رابطه (23) استخراج می‌گردد:

$$m(t) = -2.3t + 20.04 \quad (23)$$

با استخراج مقادیر f_L و $m(t)$ در مراحل قبل، مقدار نیروی اصطکاک به صورت معادله (24) به دست می‌آید:

$$f_s(t, v) = 0.00018v^2 - 0.0085v - 3.39t + 29.41 \quad (24)$$

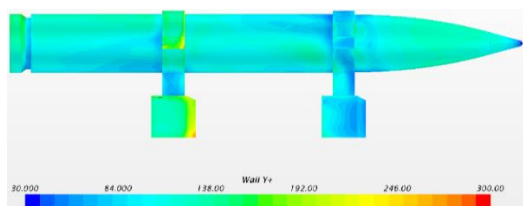
3- تشکیل معادله دیفرانسیل حرکت سورتبه

در مسئله حاضر به علت وجود موتور سوخت جامد در سورتبه و کاهش سوخت در طول مسیر حرکت بر روی ریل و با توجه به روابط حاکم بر حرکت سیستم جرم متغیر، معادله به صورت (25) در نظر گرفته می‌شود.

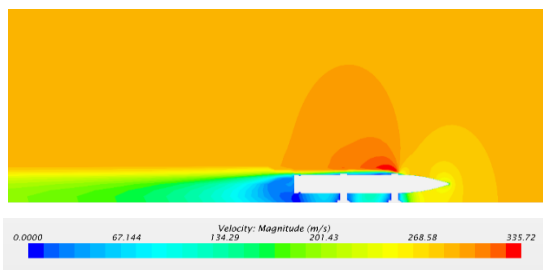
۱۷ کانتور $Y+$ روی سطح بدنه را نشان می‌دهد. هنگام استفاده از توابع دیواره‌ای و مدل‌های توربولانسی، مقدار $Y+$ می‌بایست در محدوده ۳۰ تا ۳۰۰ باشد که کانتور نشان داده شده در شکل زیر، نشان‌دهنده رعایت شدن این شرط می‌باشد.

شکل ۱۸ اندازه سرعت سورتمه در دامنه محاسباتی را نشان می‌دهد. این کانتور نشان‌دهنده توزیع سرعت در دامنه حل است و همچنین با توجه به توزیع سرعت در نواحی پشت بدنه می‌توان تشکیل گردابه را نتیجه گرفت که ناشی از اختلاف فشار در این نواحی می‌باشد.

شکل ۱۹ کانتور توزیع فشار استاتیکی روی بدنه سورتمه را نشان می‌دهد. در قسمت جلویی بدنه از نوک تا کفشک اول به علت آن‌که اولین مناطقی هستند که جریان با آن‌ها برخورد می‌کند فشار بیشتری را متحمل می‌شوند و در ادامه بدنه به علت موازی بودن سطح بدنه با جهت جریان، فشار کمتر به قسمت استوانه‌ای وارد می‌شود. از طرفی بیشترین فشار در قسمت داخلی کفشک وارد شده است. وجود فشار زیاد بر کفشک در سرعت‌های بالا می‌تواند منجر به سایش و خرابی سطح ریل شده و ممکن است منجر به انحراف سورتمه از مسیر ریل گردد.



شکل ۱۷: کانتور $Y+$ روی سطح بدنه



شکل ۱۸: اندازه سرعت در دامنه محاسباتی

با جایگذاری زمان $t = 1$ یعنی لحظه پایانی سوزش، سورتمه به همان سرعت پیش‌فرض که حدود 0.85 ماخ در نظر گرفته شده بود، می‌رسد و درستی معادله فوق اثبات می‌گردد. جدول ۴ پارامترهای مختلف وارد بر سورتمه در ۴ زمان مختلف را نشان می‌دهد.

همان‌گونه که مشاهده می‌شود مقدار نیروی اصطکاک در مقایسه با سایر نیروها، ناچیز می‌باشد. از طرفی افزایش چشمگیر نیروی پسا و برآ با افزایش سرعت، نشان‌دهنده اهمیت نیروهای آیرودینامیکی در سرعت‌های بالا می‌باشد. همچنین برای تست سورتمه طراحی شده در محیط واقعی، حداقل 142 متر ریل برای رسیدن سورتمه به سرعت 0.85 ماخ موردنیاز است.

جدول ۴: مقادیر نیروها و پارامترهای سورتمه طراحی شده در زمان‌های مختلف

زمان (s)	۰/۱	۰/۴	۰/۷	۱
X_s (m)	۱/۲۶	۲۱/۳۸	۶۸/۲۱	۱۴۱/۷۲
V_s ($\frac{m}{s}$)	۲۲/۵۷	۱۱۱/۵۷	۲۰۰/۵۶	۲۸۹/۵۶
f_D (N)	۳/۰۴	۱۰۱/۹۹	۳۵۷/۷۶	۷۷۰/۳۶
f_L (N)	۱/۳۳	۲۰/۶۶	۵۹/۰۱	۱۱۶/۳۶
f_T (N)	۵۲۷۷/۹	۵۷۷۹/۷	۵۹۹۹/۲	۵۹۳۶/۵
f_s (N)	۲۹/۳۵	۳۱/۲۳	۳۵/۹۷	۴۳/۵۶
m (kg)	۱۹/۸۱	۱۹/۱۲	۱۸/۴۳	۱۷/۷۴

همان‌گونه که مشاهده می‌شود مقدار نیروی اصطکاک در مقایسه با سایر نیروها، ناچیز می‌باشد. از طرفی افزایش چشمگیر نیروی پسا و برآ با افزایش سرعت، نشان‌دهنده اهمیت نیروهای آیرودینامیکی در سرعت‌های بالا می‌باشد. همچنین برای تست سورتمه طراحی شده در محیط واقعی، حداقل 142 متر ریل برای رسیدن سورتمه به سرعت 0.85 ماخ موردنیاز است.

۴- تحلیل عددی

در این بخش برخی از نتایج به‌دست‌آمده از حل عددی در سرعت 0.85 ماخ و در زمان ۱ ثانیه بررسی می‌شود. شکل

می‌تواند منجر به سایش و خرابی سطح ریل شده و منجر به انحراف سورتمه از مسیر ریل گردد.

۶- مراجع

[1] Biserod H, Fossumstuen K, Orbekk E, Tokerud D, Kaiserman M, Rodack M, et al., editors. The Hypervelocity Anti-Tank Missile Development Program; Passive Separation Mechanism. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit; 2005.

[2] Nakata D, Yajima J, Nishine K, Higashino K, Tanatsugu N, Kozu A, editors. Research and development of high-speed test track facility in Japan. 50th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition; 2012.

[3] Aguilar D, Gallon JC, Hennings EJ, Johnson MR, Marti B, Meacham MB, et al., editors. Rocket sled strength testing of large, supersonic parachutes. 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference; 2015.

[4] Gragossian A, Pierrottet DF, Estes J, Barnes BW, Amzajerjian F, Hines GD, editors. Navigation Doppler Lidar performance analysis at high speed and long range. AIAA Scitech 2020 Forum; 2020.

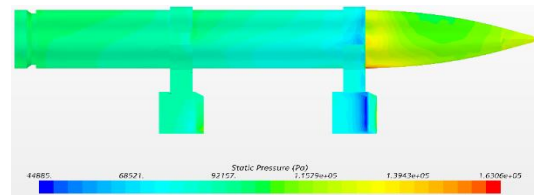
[5] Morin C, Sparks K. Developing a High Altitude Simulating, Dynamic, Ground Test Capability at the Holloman AFB High Speed Test Track. USAF Developmental Test and Evaluation Summit2004. p. 6834.

[6] Bergeron D. Holloman High Speed Test Track Maglev Program UpdateThe Holloman High Speed Test Track Magnetically Levitated (MAGLEV) Sled Six Degree-of-Freedom ModelHolloman High Speed Test Track Maglev Program Update. US Air Force T&E Days 2010. p. 1707.

[7] DAVIES H, SMITH D. Design Considerations of Two Large Liquid Rocket Sled Pusher Vehicles. Journal of Jet Propulsion. 1957;27(9):999-1006.

[8] Garzon A, Matisheck J, editors. Supersonic testing of natural laminar flow on sharp leading-edge airfoils. Recent Experiments by Aerion Corporation. 42nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit; 2012.

[9] Nakata D, Kozu A, Yajima J, Nishine K, Higashino K, Tanatsugu N. Predicted and experimented acceleration profile of the rocket



شکل ۱۹: کانتور توزیع فشار استاتیکی روی بدنه

۵- نتیجه گیری

در پژوهش حاضر، تحلیل دینامیکی یک نمونه سیستم سورتمه تحت نیروهای اعمالی متغیر و دارای جرم متغیر مورد بررسی قرار گرفت. ابتدا به منظور رسیدن به سرعت 0.85 ماخ، نیازمند به دست آوردن نیروی پیشران متناسب با ابعاد هندسی سورتمه بود که به همین منظور به طراحی گرین موتور پرداخته شد. با استفاده از روش تحلیلی، مقادیر مورد نیاز جهت طراحی گرین موتور با استفاده از معادلات استخراج شده به دست آورده شده و با استفاده از کدنویسی، تغییرات نیروی پیشران در طول زمان سوزش به دست آورده شده و فرموله گردید. برای به دست آوردن نیروهای برآ و پسا از شبیه سازی عددی با نرم افزار استار سی سی ام پلاس، استفاده شده و پس از صحت سنجی حل عددی با یک پژوهش تجربی، مقادیر این دو نیرو در سرعت های مختلف استخراج و فرموله شد. در نهایت با بررسی نیروی اصطکاک و با توجه به تغییرات جرم سورتمه، معادله دیفرانسیل سیستم که بر اساس پارامترهای مختلف است به وسیله برنامه نویسی در نرم افزار متلب استخراج شده و کانتور Y و فشار استاتیکی روی بدنه و اندازه سرعت مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان داد که مقدار نیروی اصطکاک در مقایسه با سایر نیروها، ناچیز می باشد و نیروهای پسا و برآ با افزایش سرعت، بسیار در تحلیل رفتار دینامیکی سورتمه مؤثر هستند. همچنین برای تست سورتمه طراحی شده در محیط واقعی، حداقل 142 متر ریل برای رسیدن سورتمه به سرعت 0.85 ماخ مورد نیاز است. در نواحی انتهایی بدنه سورتمه گردابه تشکیل می شود که ناشی از اختلاف فشار زیاد در این ناحیه بوده و بیشترین فشار استاتیکی بر ناحیه جلویی سورتمه تا کفشک جلو وارد می شود. بیشترین فشار در قسمت داخلی کفشک وارد شده که در سرعت های بالا

- high speed test track. 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; 2000.
- [22] Sutton GP, Biblarz O. Rocket propulsion elements: John Wiley & Sons; 2016.
- [23] Hashish CEAEA. Design of solid motor for predefined performance criteria. military technical college. 2018.
- [24] Novinzadeh A, Mohammadi M, Zakeri M. Design of solid rocket booster based on collaborative design theory. Journal of Mechanical Engineering Amirkabir. 2012;44(1):57-65.
- [25] Fouladi N. Principles of solid propellant systems design, Mechanics and aerospace, 2010.
- [26] Lara MR. ATK Space propulsion products catalog. Alliant Techsystems Inc. 2008;5.
- [27] Raeesi H, Ahangarian M. Initial design of solid fuel rocket engine for space programs, 2016.
- [28] Guozhu AAL. Three Dimensional Modified Star Grain Design and Burnback Analysis. international journal of modeling and optimization. 2017;7.
- [29] Abdelaziz A, Guozhu L, editors. Two dimensional star grain optimization method using genetic algorithm. 2018 15th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST); 2018: IEEE.
- [30] Zeping W, Donghui W, Weihua Z, Okolo. N P, Yang F. Solid-rocket-motor performance-matching design framework. Journal of Spacecraft and Rockets. 2017;54(3):698-707.
- [31] Hao Z, Haowen L, Pengcheng W, Guobiao C, Feng H. Uncertainty analysis and design optimization of solid rocket motors with finocyl grain. Structural and Multidisciplinary Optimization. 2020;62(6):3521-37.
- [32] Solid Propulsion Nomenclature Guide, Johns Hopkins University, 1965.
- [33] Carlson HW, Gapcynski JP. An Experimental Investigation at a Mach Number of 2.01 of the Effects of Body Cross-Section Shape on the Aerodynamic Characteristics of Bodies and Wing-Body Combinations. 1955.
- [34] Zhang P, Nagae T, McCormick J, Ikenaga M, Katsuo M, Nakashima M, editors. Friction-based sliding between steel and steel, steel and concrete, and wood and stone. Proceedings of the 14th World Conference on Earthquake Engineering, Beijing, China; 2008.
- sled. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. 2012;10(ists28):Ta_1-Ta_5.
- [10] Connell T, Young G, Beckett K, Gonzalez DR, editors. Enhanced solid fuel regression in a hybrid rocket employing additively manufactured fuels exhibiting novel grain port geometries. AIAA Scitech 2019 Forum; 2019.
- [11] Khosla P, Khanna R, Sood SP. Analysis of Magneto-inductive System for Rocket Sled Velocity Measurement Beyond Mach 1.5. Defence Science Journal. 2014;64(2).
- [12] CHEVULA S. Design and Testing of Rocket Motors with Composite Propellants. Int J of Mechanical and Production Engineering Research and Development. 2019;9(4):745-52.
- [13] El-Naggar M, Belal H, Abdalla H, editors. Experimental investigation of star grains in dual thrust solid propellant motors. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering; 2020: IOP Publishing.
- [14] El-Naggar M, Belal H, Abdalla H, editors. Parametric study of solid propellant slotted grain. International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology; 2021: The Military Technical College.
- [15] Oh S-H, Lee HJ, Roh T-S. Development of a hybrid method in a 3-D numerical burn-back analysis for solid propellant grains. Aerospace Science and Technology. 2020;106:106103.
- [16] Oh S-H, Lee HJ, Roh T-S. New Design Method of Solid Propellant Grain Using Machine Learning. Processes. 2021;9(6):910.
- [17] Chandru RA, Balasubramanian N, Oommen C, Raghunandan B. Additive manufacturing of solid rocket propellant grains. Journal of Propulsion and Power. 2018;34(4):1090-3.
- [18] Xiao J, Zhang W, Xue Q, Gao W, Zhang L. Modal Analysis for Single Track Sled, no. Pmsms, 2018.
- [19] Lamb JL. Critical velocities for rocket sled excitation of rail resonance. Johns Hopkins APL technical digest. 2000;21(3):448-58.
- [20] Turnbull D, Hooser C, Hooser M, Myers J. Soft sled test capability at the holloman high speed test track. US Air Force T&E Days 20102010. p. 1708.
- [21] Hooser M, Schwing A, editors. Validation of dynamic simulation techniques at the Holloman



Dynamic Analysis of a Variable Mass Sled System under Variable Forces

Mohammad Reza Najafi¹, Saeed Mahjoub Moghads^{2*}, Ali Rahimi³

¹ Ph.D. Student, Faculty of Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

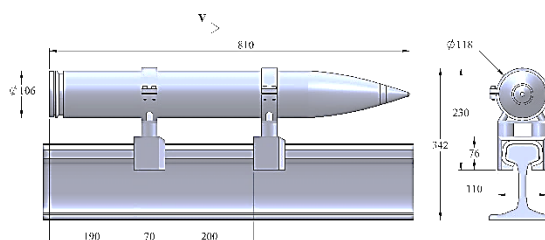
² Associate Professor, Faculty of Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

³ MSc Student, Faculty of Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

HIGHLIGHTS

- The highest pressure is applied to the inner part of the slipper which can lead to wear and damage of the rail surface at high speeds and lead to the sled deviating from the rail track.
- The amount of friction force is negligible in comparison with other forces.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 17 July 2021

Received in revised form: 7 November 2021

Accepted: 14 November 2021

Available online: 10 January 2022

*Correspondence:

smahjoubmoghadas@yahoo.com

How to cite this article:

M.R. Najafi, S. Mahjoub Moghads, A. Rahimi. Dynamic analysis of a variable mass sled system under variable forces. Journal of Aerospace Mechanics. 2022; Vol 18(1):123-136.

Keywords:

Sled
Drag forces
Lift force
Dynamic analysis
Slipper
Trust force

ABSTRACT

The sled system is used to test anti-penetration structures, ejection seat, and spacecraft equipment that its technology is owned by a few developed countries. In this research, the dynamic analysis of applied forces on the system has been investigated. The effective forces on the sled include propulsive force, drag force, lift force, and friction force, which are all variable. To obtain the propulsive force according to the functional and geometric specifications of the designed sled, the grain engine design has been carried out to reach 0.85 Mach in a second. After extracting the governing equations for extracting the propulsive force, the changes of the propulsive force during the combustion time were obtained and formulated. At the next step, numerical simulation is used to obtain the lift and drag forces and after validating the numerical solution with experimental research, the values of drag and lift forces at different speeds are extracted and formulated. Next, due to sled mass variations during the combustion step, the friction force between the rail and the slipper is obtained. Finally, the differential equation and dynamic behavior of the system are analyzed. The results show the highest pressure is applied to the inner part of the slipper, which can lead to wear and damage of the rail surface at high speeds and lead to the sled deviating from the rail track. Also, the amount of friction force is negligible in comparison with other forces.

