

Research Paper

GEO Satellite Station Keeping Mass Design Based on Data Mining

Ehsna Maani^{1*}, Peyman Nikpey,² and Ehsan Zbihian³

1. Faculty of Mechanical Engineering, Tehran of University, Tehran, Iran

2, 3. Satellite Research Institute, Iranian Research Center, Tehran, Iran

***e.maani@ut.ac.ir**

GEO communicational satellites and thrusts are being used for many missions such as station keeping, longitude change maneuver, and actuator desaturation. These actuators need fuel, and their estimation requires many complicated calculations. In this paper, a novel method based on available data for previous satellites is proposed to estimate satellite fuel mass and does not need mathematical modeling of satellite dynamics. Two methods, the least square method, and artificial intelligence are used for this aim, and two mathematical models are proposed for satellite fuel mass estimation. The models have a lower than 5% average error when applied to previous satellites. The proposed method in this paper is quick and accurate and can be utilized for GEO satellites feasibility study and conceptual design

Keywords: GEO satellite, Fuel mass, Neural networks, Artificial intelligence, Data mining

1. Associate Professor (Corresponding Author)
2. M.Sc.
3. PhD

مقاله علمی - پژوهشی

طراحی جرم کنترل موقعیت ماهواره مخابراتی زمین آهنگ با استفاده از داده کاوی

احسان معانی^{۱*}، پیمان نیکپی^۲ و احسان ذبیحیان^۳

۱- دانشکده فنی، دانشگاه تهران، تهران، ایران

۲ و ۳- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

*e.maani@ut.ac.ir

در ماهواره‌های مخابراتی زمین آهنگ برای انجام مأموریت‌های از تراستر استفاده شده و نیاز به سوخت مصرفی می‌باشد. در این مقاله بر اساس یک روش جدید و بدون نیاز به روابط ریاضی حاکم بر دینامیک ماهواره و تنها بر اساس داده‌های موجود برای ماهواره‌های پیشین به تعیین جرم سوخت ماهواره‌های مخابراتی پرداخته می‌شود. برای این منظور از روش حداقل مربعات خطا و شبکه عصبی مصنوعی استفاده شده و دو روش از نظر دقت مقایسه شده و دو مدل ریاضی برای تشخیص جرم سوخت ماهواره بر اساس پارامترهای طراحی آن ارائه شده است. با مقایسه خروجی مدل برای چندین ماهواره واقعی و مقایسه با جرم سوخت واقعی آن‌ها مشخص شد که روابط ارائه شده دارای دقت بالای ۹۵ درصد است و برای امکان‌سنجی و طراحی مفهومی پروژه‌های ماهواره بسیار مناسب و کارا می‌باشند. هم چنین برای مدل خطی به دست آمده تحلیل حساسیت انجام شده و در نهایت روش ارائه شده برای به محاسبه حجم ماهواره نیز مورد ارزیابی قرار گرفته است.

واژه‌های کلیدی: ماهواره مخابراتی زمین آهنگ، جرم سوخت، شبکه عصبی، هوش مصنوعی، داده کاوی

علائم و اختصارات

l	طول جغرافیایی ماهواره
d	تاریخ پرتاب پرتاب
i	زاویه میل مداری
m	جرم خشک ماهواره
t	عمر ماهواره
v	حجم ماهواره
w_{ij}	ضرایب وزنی لایه پنهان شبکه عصبی
v_j	ضرایب وزنی لایه خروجی شبکه عصبی

مقدمه

در دنیای امروز، ماهواره‌ها نقش به‌سزایی در زندگی بشر و نیازمندی‌های

روزمره ایفا می‌نمایند. تصویربرداری، ارتباطات رادیویی و مخابراتی، ستجش و پایش اراضی و ناهمواری‌های زمین، نقشه‌برداری، ستاره‌شناسی، هواشناسی و کاربردهایی از این قبیل معمولاً توسط ماهواره‌ها انجام می‌شود. در یک ماهواره، زیرسیستم‌های مختلفی در کنار یکدیگر فعالیت می‌کنند تا یک مأموریت فضایی به‌درستی انجام شود. زیرسامانه‌های سازه- مکانیزم، تعیین و کنترل وضعیت، مخابرات، پردازش و مدیریت داده، کنترل حرارت، توان الکتریکی و محموله از جمله زیرسامانه‌های متداول ماهواره می‌باشند.

یکی از وظایفی که زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره انجام می‌دهد، حفظ موقعیت ماهواره در یک پنجره کاری مشخص می‌باشد. طول و عرض مداری ماهواره‌ها به علت اغتشاشات مختلف مانند نیروی ماه، خورشید، تابش فوتون‌های خورشیدی و همچنین اثرات غیرکروی بودن زمین تغییر می‌کند [۱]. به دلیل نوع مأموریت مخابراتی ماهواره‌های زمین آهنگ، باید موقعیت آن‌ها در بازه‌های زمانی مشخص و طبق یک سناریوی از قبل تعریف شده کنترل

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. مربی

۳. دکتری

ارائه‌دهنده باهم متفاوت هستند. برخی از روش‌ها به روش‌های سنتی یا کلاسیک در طراحی معروف هستند. اکثر این روش‌ها پایه‌ی تحلیلی دارند و به‌صورت جامع روش‌هایی تحلیلی را برای طراحی تک‌تک زیرمجموعه‌ها معرفی کرده‌اند. برخی از این روش‌ها که مانند روش آقای ورتز و همکاران که از سال ۱۹۹۲ ارائه شده است و تاکنون در ویرایش‌های متفاوت به‌روزرسانی شده است، به‌عنوان مراجع صنعتی استفاده می‌شوند [۲۰، ۲۱]. تقریباً هم‌زمان با این فعالیت‌ها در مراجع دیگری نیز روش‌هایی با نگاه جامع ارائه شده است [۲۲، ۲۳].

به علت وجود داده‌های بسیار زیادی که برای ماهواره‌های مخابراتی GEO وجود دارد، امکان طراحی‌های مختلف بر اساس داده‌های تجربی موجود فراهم است ولی مطالعاتی که از این جنبه به مسائل طراحی ماهواره پرداخته باشند بسیار اندک می‌باشند [۲۴]. اگر بتوان روشی مطمئن برای طراحی بخشی از ماهواره ارائه نمود، زمان و هزینه طراحی به شدت کاهش می‌یابد. همچنین روش‌های براساس داده می‌توانند برای صحت‌سنجی روش‌های طراحی مرسوم نیز استفاده شوند. روزبه ریاضی و همکاران در پژوهشی از روش‌های آماری و هوش مصنوعی جهت پیش‌بینی دمای گاز خروجی از توربین یک موتور میکرو توربین گاز، استفاده نمودند. این نوع استفاده از روش‌های آماری و هوش مصنوعی در سیستم‌های قابل آزمون، در دنیا کاربرد داشته و سبب افزایش سرعت در طراحی و کاهش هزینه خواهد شد [۲۵].

در این مقاله، بر اساس داده‌های ماهواره‌های پیشین به ارائه مدلی برای تعیین جرم سوخت ماهواره‌های زمین‌آهنگ پرداخته می‌شود. برای این منظور از ۱۳۶ داده مربوط به ماهواره‌های پیشین استفاده شده و بر اساس روش حداقل مربعات و همچنین شبکه عصبی به مدل ریاضی حاکم بر جرم سوخت استخراج می‌شود. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد مدل ریاضی ارائه شده بر اساس شبکه عصبی و رابطه ساده ارائه شده بر اساس حداقل مربعات خطا (رگرسیون چندگانه) دارای میانگین خطایی حدود ۵٪ برای داده‌های جدید آزمون می‌باشند.

در این مقاله بعد از بخش حاضر، مسئله و پارامترهای تاثیرگذار در کنترل موقعیت آورده شده و همچنین داده‌های ماهواره پیشین شرح داده می‌شود. در بخش‌های بعد مدل ریاضی بر اساس حداقل مربعات خطا و همچنین شبکه عصبی ارائه شده و صحت‌سنجی می‌شود. آنالیز حساسیت نسبت به تغییر پارامترها نیز ارائه شده و نشان داده می‌شود مدل خطی ارائه شده دارای پایداری مناسبی می‌باشد. در نهایت مدل خطی ارائه شده بر اساس حداقل مربعات خطا برای تخمین حجم ماهواره نیز استفاده شده و مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

گردد تا همواره در یک محدوده مشخص قرار داشته باشند [۲]. این عملیات یا به‌صورت اتوماتیک در کامپیوتر ماهواره یا با ارسال فرامین از زمین صورت می‌گیرد [۳]. در مجموع با توجه به پیچیدگی معادلات حاکم بر ماهواره، مطالعات زیادی در این زمینه انجام شده و همچنین در حال انجام می‌باشد که در آن‌ها به ارائه الگوریتم‌های جدید، سنسورها و عملگرهای جدید، بررسی مانور حفظ موقعیت با وجود خرابی در المان‌ها و همچنین ارائه روش‌هایی برای مصرف سوخت کمتر پرداخته می‌شود [۴-۸]. در مرجع [۹] از روش پیش‌بین مدل برای طراحی مانورهای حفظ موقعیت ماهواره استفاده شد. آلمدیا پارادو و همکاران در مقاله‌ای یک روش بهینه برای مانورهای حفظ موقعیت ارائه کردند و سعی شده است بر اساس روش‌های بهینه‌سازی، مانور حفظ موقعیت کمترین میزان مصرف سوخت را داشته باشد [۱۰]. هر چند در مواردی از تراسترهای الکتریکی برای کنترل موقعیت ماهواره است [۱۱، ۱۲]، ولی در اکثر موارد از سیستم پیش‌رانس گاز سرد یا سوخت مایع برای کنترل موقعیت ماهواره استفاده می‌گردد [۴].

امروزه، هوش مصنوعی، یادگیری ماشین و داده‌کاوی کاربرد بسیار زیادی در صنایع مختلف پیدا کرده است [۱۳، ۱۴]. استفاده از هوش مصنوعی و شبکه عصبی و روش‌های طراحی بر اساس داده کاوی در عرصه هوافضا نیز گسترش پیدا کرده است. به عنوان مثال در مرجع [۱۵] از یک شبکه عصبی تطبیقی برای کنترل ماهواره با وجود عدم قطعیت‌ها استفاده شد. همچنین در مرجع [۱۶] از روش شبکه عصبی برای تشخیص خطا در تراسترهای ماهواره و در سال ۲۰۱۹ از روشی بر اساس هوش مصنوعی برای تشخیص دینامیک ماهواره و کنترل آن استفاده شد [۱۷]. از فعالیت‌های داخل کشور نیز می‌توان به مقاله شاملو و نقاش اشاره کرد که در آن به تشخیص موقعیت مداری ماهواره با استفاده از داده‌های مشاهداتی و هوش مصنوعی پرداخته شده است [۱۸].

با ورود به قرن بیست و یکم و افزایش تقاضا برای استفاده از فناوری فضایی، شاهد افزایش روزافزون پرتاب‌های فضایی به مدار زمین‌آهنگ هستیم به‌طوری‌که هم‌اکنون ۵۲۰ ماهواره‌ی فعال در مدار زمین‌آهنگ وجود دارد که فرآیند طراحی با رویکردهای متنوعی را دنبال می‌کند. از مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به طراحی بر مبنای عملکرد، طراحی بر مبنای هزینه و طراحی با ویژگی‌های «بهتر، ارزان‌تر و سریع‌تر» اشاره نمود [۱۹]. امروزه یکی از مهم‌ترین محدودیت‌های پیش روی دولت‌ها در برنامه‌ریزی مأموریت‌های فضایی مربوط به مدار زمین‌آهنگ، مدت‌زمان و هزینه بالای طراحی است. لذا در صنعت طراحی و ساخت ماهواره همواره تلاش برای ارائه‌ی روش‌های مؤثر و کارآمد برای طراحی وجود داشته است. روش‌های ارائه شده برای طراحی ماهواره بسته به دیدگاه

کنترل موقعیت و وضعیت ماهواره مخابراتی

داده‌های ماهواره‌های موجود را به همراه سه نمونه ماهواره نشان می‌دهد [۲۶].

جدول ۱ - اطلاعات موجود برای ماهواره‌های پیشین به همراه ۳ نمونه

نام ماهواره	GSAT-6	Intelsat 20	Telstar 14R
عرض جغرافیایی (درجه)	۸۳	۶۸/۵	-۶۳
شیب مداری	۰	۰/۰۲	۰/۱
جرم خشک	۹۸۰	۳۹۸۹	۲۱۵۰
تاریخ پرتاب	۲۰۱۵	۲۰۱۲	۲۰۱۱
عمر (سال)	۹	۱۸	۱۵
حجم (متر مکعب)	۱۲	۱۰۰	۵۰
جرم پرتاب (کیلوگرم)	۲۱۱۰	۶۰۹۴	۴۹۷۰

مطابق جدول فوق، جرم پرتاب شامل مجموع جرم خشک و جرم کل سوخت می‌باشد بنابراین سوخت مورد نیاز برای انتقال ماهواره از مدار پارکینگ به مار عملیاتی نیز در این مدل‌سازی لحاظ شده است. همچنین باید دقت نمود که این مدل‌سازی برای ماهواره‌های با سوخت شیمیایی معتبر می‌باشد. اطلاعاتی دیگری نیز موجود می‌باشد، که در مسئله پیشرو تاثیرگذار نمی‌باشد. در این‌جا هدف این است که مدلی استخراج شود که با داشتن پارامترهای طول جغرافیایی مداری ماهواره، زاویه میل مداری، جرم خشک، تاریخ پرتاب و عمر ماهواره بتوان جرم پرتاب ماهواره را که برابر مجموع جرم خشک و جرم سوخت ماهواره می‌باشد تعیین نمود. در واقع این پارامترها به نظر موثرترین پارامترها در جرم سوخت ماهواره می‌باشند. البته اگر دقت مدل ارائه شده قابل قبول نباشد نشان‌دهنده این خواهد بود که همه پارامترهای موثر در این مدل‌سازی لحاظ نشده است. همچنین اگر ضریب یکی از متغیرها در مقایسه با سایرین کوچک باشد نشان‌دهنده تاثیر کم آن پارامتر خواهد بود. اطلاعات ۱۳۶ ماهواره برای این منظور استخراج شده که ۲۶ داده کاملاً از روند مدل‌سازی حذف می‌شود تا در نهایت برای آزمون مدل استخراج شده مورد استفاده قرار گیرد. معمولاً در مدل‌سازی پارامترهای ورودی و خروجی بی‌بعد می‌شوند تا از ظاهر شدن پارامترهای بزرگ در مدل سیستم جلوگیری شود. اگر بردار X نشان‌دهنده داده‌های مربوط به یک متغیر خاص باشد، با استفاده از رابطه زیر، این بردار به بردار X_n که همه آرایه‌های آن در بازه $[1 -1]$ قرار دارند نگاشته می‌شوند [۲۷].

$$X_n(k) = 2 \frac{X(k) - \min(X)}{\max(X) - \min(X)} - 1 \quad (1)$$

این نگاشت برای تمامی متغیرهای ارائه شده در جدول (۱) پیاده‌سازی می‌شود. مقدار بیشنه و کمینه متغیرها در جدول (۲) آمده است.

همان‌طور که قبلاً نیز بیان شد، ماهواره برای انجام یک سری فعالیت‌های خود نیاز به تراستر و سوخت مصرفی دارد. نمونه‌ای از موارد استفاده تراسترها و مصرف سوخت در ماهواره به صورت زیر می‌باشد:

- جبران اغتشاشات داخلی و خارجی
برخی اغتشاشات گشتاوری که به ماهواره اعمال می‌شود بزرگ بوده و با چرخ‌های عکس‌العملی یا گشتاوردهنده مغناطیسی قابل کنترل نیست. معمولاً در این موارد از تراستر استفاده می‌شود که مصرف سوخت را به دنبال خواهد داشت.
- خارج کردن چرخ‌های عکس‌العملی از اشباع
دور چرخ‌های عکس‌العملی با گذشت زمان افزایش یافته و بعد از مدتی به دور بیشنه می‌رسد. بنابراین امکان اعمال گشتاور در جهت چرخش آن‌ها وجود نخواهد داشت. در این شرایط با استفاده از تراسترها، کنترل و حفظ وضعیت ماهواره صورت گرفته و دور چرخ‌ها کاهش یافته و به صفر می‌رسند.
- مانور حفظ موقعیت شمالی - جنوبی
به خاطر اثر گرانش خورشید و ماه، با گذشت زمان زاویه میل مداری ماهواره افزایش می‌یابد. تغییرات زاویه با زمان یک رابطه تقریباً سینوسی با تناوب ۱۸ سال می‌باشد. به عبارتی شدت این تغییرات بستگی به سال دارد. با توجه به ماموریت‌هایی که ماهواره‌های مخابراتی دارند و همچنین پنجره‌ای که برای آن‌ها در نظر گرفته شده است، لازم است که زاویه میل ماهواره در بازه‌های زمانی تقریباً ۱۰ روزه با استفاده از تراسترها اصلاح گردد.
- مانور حفظ موقعیت شرقی - غربی
به دلیل بیضی‌بودن صفحه استوایی زمین، موقعیت شرقی - غربی ماهواره تحت تاثیر قرار می‌گیرد. تاثیر ماهواره بر روی موقعیت شرقی - غربی به طول جغرافیایی ماهواره بستگی دارد.
مانور گریز از مرکز و همچنین انتقال ماهواره به مدار زیاله از سایر کاربردهای تراسترها و در نتیجه مصرف سوخت در ماهواره می‌باشد.

برای محاسبه جرم سوخت مورد نیاز ماهواره حتی به صورت تقریبی، لازم است تمامی روابط مربوط به هر کدام از بخش‌های فوق پیاده‌سازی شود. جرم اولیه ماهواره، حجم ماهواره، عمر، تاریخ پرتاب، زاویه میل مداری و طول جغرافیایی ماهواره جز مواردی هست که در تعیین سوخت مورد نیاز ماهواره تاثیر گذار می‌باشد. در این مقاله، سعی می‌شود بدون وارد کردن دینامیک ماهواره و معادلات حاکم بر آن، با استفاده از داده‌های ماهواره‌های پیشین، یک مدل با دقت قابل قبول برای تعیین جرم سوخت ماهواره ارائه گردد. جدول (۱) نمونه‌ای از

جدول ۱- بیشینه و کمینه پارامترهای در نظر گرفته شده

متغیر	کمینه	بیشینه
عرض جغرافیایی (درجه)	-۱۷۱	۱۷۶
شیب مداری	۰	۷
جرم خشک	۵۵۹	۳۸۰۵
تاریخ پرتاب	۲۰۰۰	۲۰۱۷
عمر (سال)	۴	۱۸
حجم (متر مکعب)	۴	۱۳۱
جرم پرتاب (کیلوگرم)	۱۱۴۸	۶۶۵۸

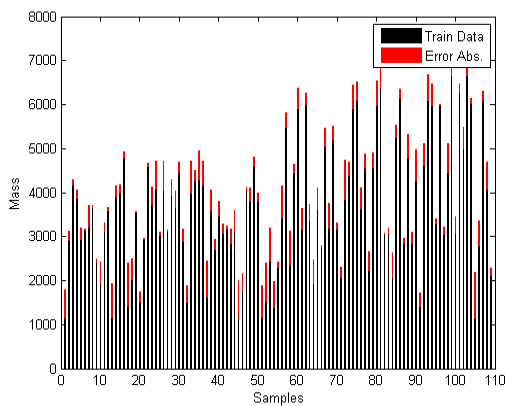
$$X = (A^T A)^{-1} A^T Y \quad (۸)$$

با اعمال روش حداقل مربعات خطا، ضرایب موجود در معادله (۲) به صورت زیر به دست می‌آیند.

$$u = 0.33 + 0.08l + 0.03i + \dots \quad (۹)$$

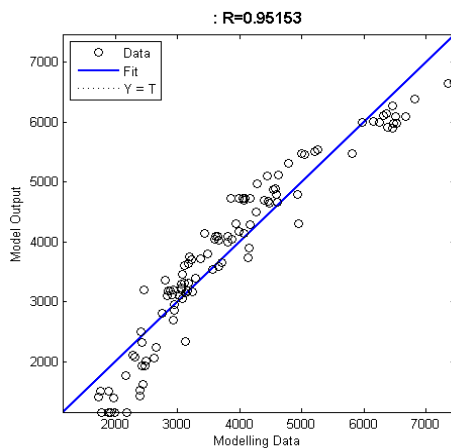
$$0.34m - 0.027d + 0.18t + 0.73v$$

ضریب همبستگی بین خروجی مدل و داده‌های واقعی برابر ۹۵٪ و میانگین خطای نسبی برای ۱۱۰ داده مورد استفاده برابر ۵٪ حاصل شده است. شکل (۱) میزان جرم پرتاب برای ۱۱۰ ماهواره در نظر گرفته شده را به همراه قدرمطلق خطای مدل برای هر مورد نشان می‌دهد.



شکل ۱- جرم پرتاب به دست آمده برای ۱۱۰ ماهواره در نظر گرفته شده به همراه اندازه خطای مدل برای هر مورد

همچنین نمودار همبستگی بین داده‌های واقعی و خروجی مدل برای ۱۱۰ داده به صورت شکل (۲) حاصل شده است.



شکل ۲- ضریب همبستگی بین خروجی مدل و داده‌های واقعی برای ۱۱۰ داده همان‌طور که قبلاً بیان شد، تعداد ۲۶ داده برای تست مدل در نظر گرفته شده است که در روال استخراج مدل مورد استفاده قرار نگرفته‌اند. جدول (۳) خروجی مدل برای این ۲۶ مورد را با داده‌های واقعی نشان داده و درصد خطای هر مورد در این جدول مشخص شده است.

حداقل مربعات خطا

روش اول که در این پژوهش به کار می‌رود، روش حداقل مربعات خطا می‌باشد. برای این منظور، جرم سوخت ماهواره به صورت ترکیب خطی از پارامترهای دیگر مطابق رابطه زیر در نظر گرفته می‌شود [۲۸]:

$$u = a_1 + a_2 l + a_3 i + a_4 m + a_5 d + a_6 t + a_7 v \quad (۲)$$

برای پیدا کردن ضرایب مجهول بر اساس روش حداقل مربعات خطا، با فرض اینکه k داده موجود باشد، ماتریس‌های X ، Y و A به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$A = \begin{bmatrix} 1 & l_1 & i_1 & m_1 & d_1 & t_1 & v_1 \\ 1 & l_2 & i_2 & m_2 & d_2 & t_2 & v_2 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & l_k & i_k & m_k & d_k & t_k & v_k \end{bmatrix} \quad (۳)$$

$$Y = [y_1 \ y_2 \ \dots \ y_k]^T$$

$$X = [a_1 \ a_2 \ a_3 \ a_4 \ a_5 \ a_6 \ a_7]^T$$

بنابراین مدل ریاضی حاکم بر سیستم به صورت زیر خواهد بود.

$$Y = AX \quad (۴)$$

از طرفی خروجی واقعی سیستم به صورت زیر می‌باشد:

$$U = [u_1 \ u_2 \ \dots \ u_k]^T \quad (۵)$$

تابع خطا برای این داده‌ها به صورت زیر تعریف می‌شود:

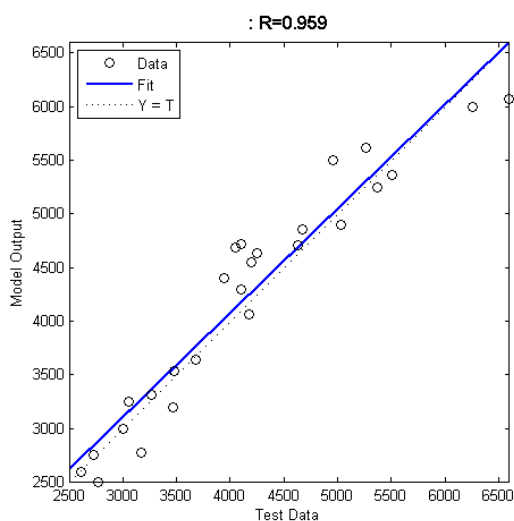
$$F = (U - AX)^T (U - AX) \quad (۶)$$

برای پیدا کردن بردار مجهول X ، به طوری که تابع F کمینه شود، از این تابع نسبت به X مشتق گرفته و برابر صفر قرار می‌دهیم.

$$\frac{\partial F}{\partial X} = -2Y^T A + 2X^T A^T A = 0 \quad (۷)$$

بردار مجهول X به صورت زیر حاصل می‌شود:

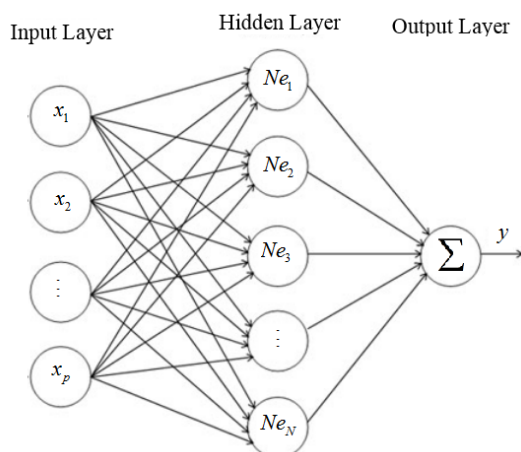
نمودار همبستگی بین داده‌های واقعی و خروجی مدل برای ۲۶ داده آزمون به صورت شکل (۴) می‌باشد.



شکل ۴- ضریب همبستگی بین خروجی مدل و داده‌های واقعی برای ۲۶ داده تست

مدل براساس شبکه عصبی

در این بخش به مدل‌سازی جرم سوخت ماهواره بر اساس شبکه‌های عصبی پرداخته می‌شود. برای این منظور از شبکه عصبی MLP^۴ استفاده می‌شود. در واقع شبکه عصبی یک مدل ریاضی است که با یک الگوریتم آموزشی پارامترهای آن طوری تعیین می‌شود که برای ورودی‌های مشخص شده خروجی مد نظر را به دست آورد. شکل (۵) ساختار یک شبکه MLP با تعداد p ورودی و N نرون در لایه میانی را نشان می‌دهد [۲۸].



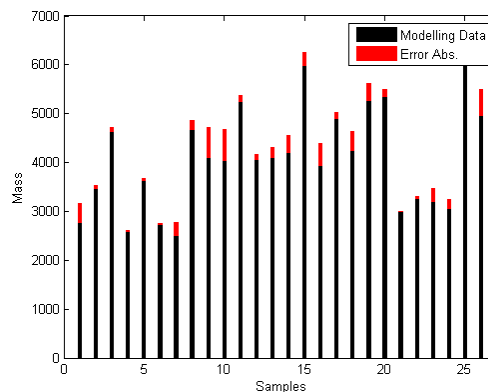
شکل ۵- ساختار یک شبکه عصبی MLP یا یک لایه پنهان

الگوریتم و روش پیاده‌سازی شبکه عصبی MLP در مراجع

جدول ۳- خروجی و خطای مدل به دست آمده از حداقل مربعات

جرم (واقعی)	جرم (مدل)	خطا (کیلوگرم)	خطا (%)
۲۷۷۵	۳۱۶۸	-۳۹۳	-۱۴/۲
۳۵۳۱	۳۴۷۴	۵۷	۱/۶
۴۷۱۰	۴۶۲۶	۸۴	۱/۸
۲۵۹۶	۲۶۰۵	-۹	-۰/۳
۳۶۴۳	۳۶۸۰	-۳۷	-۱
۲۷۵۰	۲۷۲۳	۲۷	۱
۲۵۰۰	۲۷۷۳	-۲۷۳	-۱۰/۹
۴۸۶۰	۴۶۶۷	۱۹۳	۴
۴۷۲۳	۴۱۰۲	۶۲۱	۱۳/۱
۴۶۵۸	۴۰۵۲	۶۳۳	۱۳/۵
۵۲۵۰	۵۳۶۴	-۱۱۴	-۲/۲
۴۰۶۰	۴۱۷۰	-۱۱۰	-۲/۷
۴۳۰۰	۴۱۰۴	۱۹۶	۴/۶
۴۵۴۵	۴۲۰۱	۳۴۴	۷/۶
۵۹۹۳	۶۲۵۸	-۲۶۵	-۴/۴
۴۴۰۰	۳۹۴۵	۴۵۵	۱۰/۳
۴۹۰۰	۵۰۲۸	-۱۲۸	-۲/۶
۴۶۳۵	۴۲۴۶	۳۸۹	۸/۴
۵۶۱۳	۵۲۶۳	۳۵۰	۶/۲
۵۳۹۰	۵۵۰۵	-۱۴۵	-۲/۷
۳۰۰۰	۳۰۰۷	-۷	-۰/۲
۳۳۱۱	۳۲۶۹	۴۲	۱/۳
۳۲۰۰	۳۴۶۶	-۲۶۶	-۸/۳
۳۲۵۰	۳۰۵۷	۱۹۳	۵/۹
۶۰۷۰	۶۵۹۹	-۵۲۹	-۸/۷
۵۵۰۰	۴۹۶۱	۵۳۹	۹/۸

همان‌طور که از جدول (۳) مشخص است، در اکثر موارد، درصد خطای مدل زیر ۱۰٪ می‌باشد. همچنین میانگین خطای نسبی برابر ۵/۶۷٪ می‌باشد. شکل (۳) جرم پرتاب واقعی این ۲۶ مورد را به همراه اندازه خطای هر مورد نشان می‌دهد.



شکل ۳- جرم پرتاب به دست آمده برای ۲۶ ماهواره در نظر گرفته شده برای تست

مشخص است که با انتخاب Δw_{ij} در راستای مخالف گرادیان خطا، مقدار خطا در هر مرحله کاهش خواهد بود. بنابراین قانون بروزرسانی ضرایب وزنی به صورت رابطه (۱۴) تعریف می‌گردد [۲۹].

$$\Delta w_{ij} = -\eta \frac{\partial E}{\partial w_{ij}} \quad (14)$$

در این معادله η یک پارامتر در بازه $[0.1 \ 0.9]$ بوده و نرخ یادگیری نامیده می‌شود و همچنین E مقدار خطای k داده می‌باشد که مطابق رابطه (۱۵) تعریف شده است.

$$E = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^k (d(n) - y(n))^2 = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^k e(n)^2 \quad (15)$$

با مشتق‌گیری از طرفین رابطه (۱۵) نسبت به w_{ij} داریم:

$$\frac{\partial E}{\partial w_{ij}} = \sum_{n=1}^k e(n) \frac{\partial e(n)}{\partial w_{ij}} \quad (16)$$

برای محاسبه $\frac{\partial e(n)}{\partial w_{ij}}$ مطابق رابطه (۱۷) از قاعده مشتق زنجیره‌ای استفاده می‌شود.

$$\frac{\partial e(n)}{\partial w_{ij}} = \frac{\partial e(n)}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial s_j} \frac{\partial s_j}{\partial z_i} \frac{\partial z_i}{\partial w_{ij}} = -1 \times v_j \times g'(z_i) \times x_i \quad (17)$$

بنابراین با اعمال رابطه (۱۷) در (۱۶)، رابطه حاکم بر بروزرسانی وزن‌ها به صورت زیر حاصل می‌شود.

$$w_{ij}(i+1) = w_{ij}(i) - \eta \sum_{n=1}^k -e(n) v_j g'(z_i) x_i \quad (18)$$

همین روال برای ضرایب وزنی v_j نیز قابل اعمال می‌باشد که از تکرار آن‌ها در این‌جا خودداری شده است. فقط باید دقت شود که در رابطه (۱۶) مشتق جزئی خطا در هر مرحله باید نسبت به ضرایب v_j محاسبه شود.

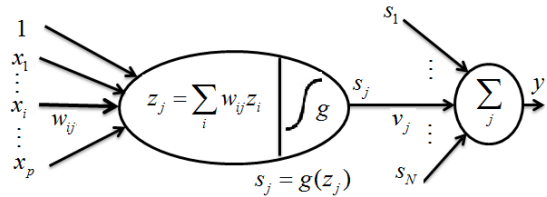
با در نظر گرفتن مقدار اولیه برای ضرایب وزنی و استفاده از قانون یادگیری رابطه (۱۸)، شبکه آموزش دیده و مقدار ضرایب وزنی تعیین می‌شود. با تعیین ضرایب وزنی، مدل ریاضی بین ورودی و خروجی کامل می‌شود. با بررسی تعداد لایه‌های پنهان، تعداد نرون‌های هر لایه و نوع تابع فعال‌سازی نرون‌ها، ساختار مناسب برای شبکه به صورت جدول (۴) حاصل می‌شود.

جدول ۴ - ساختار مناسب شبکه

مقدار	پارامتر
۱	تعداد لایه‌های پنهان
۷	تعداد نرون در لایه پنهان
tansig	تابع فعال‌سازی

همچنین ضرایب وزنی مطابق جدول‌های (۵) و (۶) حاصل می‌شود.

پیشین ارائه شده است و در این‌جا به توضیح مختصر بسنده می‌شود. ساختار هر نرون در حالت کلی به صورت شکل (۶) می‌باشد. مطابق این شکل هر نرون شامل یک تابع است که همه ورودی‌ها با ضرایب وزنی (w_{ij}) وارد آن شده و پس از به دست آمدن خروجی با یک ضریب وزنی (v_j) خارج می‌شوند. هدف این است که این ضرایب طوری تعیین شود که برای داده‌های موجود، به ازای ورودی‌های موجود خروجی مورد نظر به دست آید.



شکل ۶ - ساختار کلی نرون

لازم به توضیح است که مقدار یکی از ورودی‌ها برابر ۱ در نظر گرفته شده است که در واقع وزن مربوط به آن مقدار بایاس نرون خواهد بود. همان‌طور که از شکل (۶) مشخص است، تمامی ورودی‌ها با یک ضریب وزنی وارد نرون می‌شوند. ضریب وزنی ورودی‌ها به نرون نام برابر w_{ij} در نظر گرفته شده است. در این نرون، تمامی ورودی‌ها با در نظر گرفتن ضرایب وزنی با هم‌دیگر جمع می‌شوند.

$$z_j = \sum_i w_{ij} x_i \quad (10)$$

سپس پارامتر z_j به تابع $s = g(z)$ که تابع فعال‌سازی نامیده می‌شود اعمال می‌گردد.

$$s_j = g(z_j) \quad (11)$$

مراحل فوق برای همه N نرون اعمال شده و نهایتاً خروجی شبکه عصبی به صورت مجموع وزن‌دار خروجی همه نرون‌ها به صورت زیر به دست می‌آید.

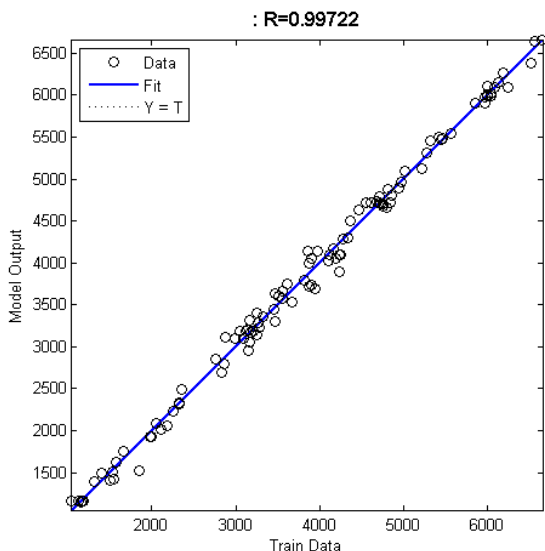
$$y = \sum_j v_j s_j \quad (12)$$

با مشخص شدن نحوه کارکرد شبکه عصبی، لازم است شبکه آموزش ببیند. یادگیری شبکه به معنی تعیین ضرایب وزنی v_j و w_{ij} می‌باشد به طوری که خطای بین شبکه و خروجی‌های واقعی کمینه گردد. برای این منظور از یک روش تکرارشونده استفاده می‌شود که در هر مرحله وزن‌ها به صورت زیر بروزرسانی می‌شوند.

$$w_{ij}(q+1) = w_{ij}(q) + \Delta w_{ij} \quad (13)$$

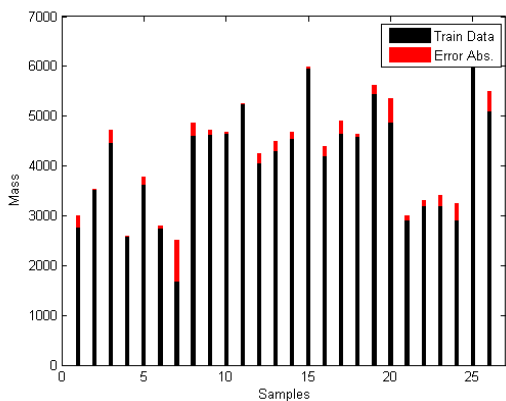
باید در هر مرحله مقدار Δw_{ij} به گونه‌ای انتخاب شود که خطای شبکه برای k داده موجود همواره در حال کاهش باشد.

شکل (۸) نمودار همبستگی میان نتایج مدل و داده‌های واقعی را برای داده‌های تست نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل دیده می‌شود، ضریب همبستگی بالای ۹۹٪ است که بسیار مناسب می‌باشد.



شکل ۸- ضریب همبستگی بین خروجی مدل و داده‌های واقعی برای ۱۱۰ داده آموزش (شبکه عصبی)

همان‌طور که در بخش قبلی نیز ارائه گردید، تعداد ۲۶ داده در روند یادگیری شبکه حذف شده‌اند تا صرفاً برای تست مدل استفاده گردند. شکل (۹) جرم پرتاب مربوط به این ۲۶ مورد به همراه اندازه خطا را نشان می‌دهد. مشخص است که نتایج در تطابق بسیار مناسب به همدیگر قرار دارند. نتایج مربوط به ۲۶ داده تست با جزئیات در جدول (۷) آمده است. نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که میانگین درصد خطا برای این داده‌ها ۵.۱٪ بوده و همان‌طور که در این جدول دیده شود، درصد خطا برای اکثر موارد قابل قبول می‌باشد.



شکل ۹- جرم پرتاب به دست آمده برای ۲۷ ماهواره در نظر گرفته شده به همراه اندازه خطای مدل برای هر مورد (شبکه عصبی)

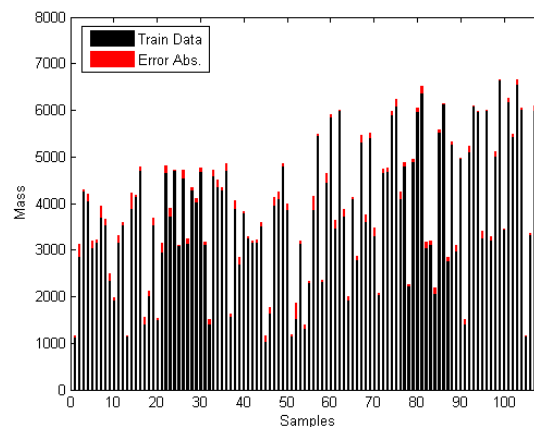
جدول ۵- ضرایب وزنی به دست آمده برای لایه میانی شبکه عصبی

	w_{1j}	w_{2j}	w_{3j}	w_{4j}	w_{5j}	w_{6j}
Ne_1	۰/۸	۰	-۰/۳	-۰/۹	۱	۰/۶
Ne_2	۲	۰/۹	۰/۸	۰/۴	-۲/۱	-۱/۳
Ne_3	۴/۳	۰	-۱/۳	-۶/۵	۲	۱/۷
Ne_4	-۰/۹	-۰/۱	۰/۵	۱/۱	-۱	-۰/۷
Ne_5	-۱/۶	-۰/۱	۰/۴	۰/۵	-۱	-۰/۳
Ne_6	۴/۱	۰/۲	-۱	-۵/۶	۲	۱/۳
Ne_7	۸/۲	۱/۳	-۴/۴	-۵/۳	۱/۶	۱

جدول ۶- ضرایب وزنی به دست آمده برای لایه خروجی شبکه عصبی

	v_j
Ne_1	۰/۷
Ne_2	۰/۵
Ne_3	-۰/۳
Ne_4	-۱/۱
Ne_5	-۲/۹
Ne_6	۰/۲
Ne_7	۸/۸

شکل (۷) خروجی شبکه را با مقادیر واقعی برای داده‌های آموزش مقایسه کرده و اندازه خطا در هر مورد مشخص شده است. همان‌طور که از شکل (۷) مشخص است، نتایج در تطابق بسیار مناسب با همدیگر قرار دارند. میانگین درصد خطا برای داده‌های آموزش برابر ۴.۵٪ به دست آمده است که بسیار مناسب می‌باشد.



شکل ۷- جرم پرتاب به دست آمده برای ۱۱۰ ماهواره در نظر گرفته شده به همراه اندازه خطای مدل برای هر مورد (شبکه عصبی)

جدول ۷- خروجی و خطای مدل به دست آمده از شبکه عصبی

جرم (واقعی)	جرم (مدل)	خطا (کیلوگرم)	خطا (%)
۲۷۷۵	۲۷۴۴	۳۱	۱/۱
۳۵۳۱	۳۲۹۶	۲۳۵	۶/۷
۴۷۱۰	۴۴۸۷	۲۲۳	۴/۷
۲۵۹۶	۲۴۶۲	۱۳۴	۵/۲
۳۶۴۳	۳۶۸۹	-۴۶	-۱/۳
۲۷۵۰	۲۶۲۷	۱۲۳	۴/۵
۲۵۰۰	۲۱۹۶	۳۰۴	۱۲/۲
۴۸۶۰	۴۵۷۷	۲۸۳	۵/۸
۴۷۲۳	۴۵۳۹	۱۸۴	۳/۹
۴۶۸۵	۴۷۳۴	-۴۹	-۱
۵۲۵۰	۴۲۷۲	۹۷۸	۱۸/۶
۴۰۶۰	۴۳۱۸	-۲۵۸	-۶/۴
۴۳۰۰	۴۶۷۳	-۳۷۳	-۸/۷
۴۵۴۵	۴۷۳۶	-۱۹۱	-۴/۲
۵۹۹۳	۵۹۷۲	۲۱	-۰/۴
۴۴۰۰	۴۴۵۳	-۵۳	-۱/۲
۴۹۰۰	۴۷۶۸	۱۳۲	۲/۷
۴۶۲۵	۴۶۴۲	-۷	-۰/۲
۵۶۱۳	۵۵۴۱	۷۲	۱/۳
۵۳۶۰	۴۵۶۰	۸۰۰	۱۴/۹
۳۰۰۰	۳۲۵۲	-۲۵۲	-۸/۴
۳۳۱۱	۳۶۳۳	-۳۲۲	-۹/۷
۳۲۰۰	۳۲۴۷	-۴۷	-۱/۵
۳۲۵۰	۳۲۱۷	۳۳	۱
۶۰۷۰	۵۹۸۳	۸۸	۱/۴
۵۵۰۰	۵۱۸۷	۳۱۳	۵/۷

خطی با ۷ پارامتر پیچیده تر می باشد. بنابراین هر چند این روش برای مراحل نهایی طراحی مفهومی مناسب می باشد، برای آنالیز تاثیر پارامترهای مختلف و تحلیل پاسخ سیستم، مدل خطی کاملاً مناسب می باشد. بر این اساس در بخش بعدی به آنالیز حساسیت و بررسی نتایج به دست آمده از مدل خطی پرداخته می شود که رسیدن به این نتایج از روی مدل شبکه عصبی بسیار دشوارتر می باشد. تمامی پارامترهای مدل خطی مفهوم فیزیکی داشته و نشان دهنده اهمیت متغیرهای مختلف می باشند که در بخش بعدی به آن پرداخته خواهد شد ولی تفسیر پارامترهای به دست آمده برای شبکه عصبی دشوار بوده و عملاً به خاطر پیچیدگی مدل تعبیر فیزیکی خاصی نخواهند داشت.

آنالیز حساسیت

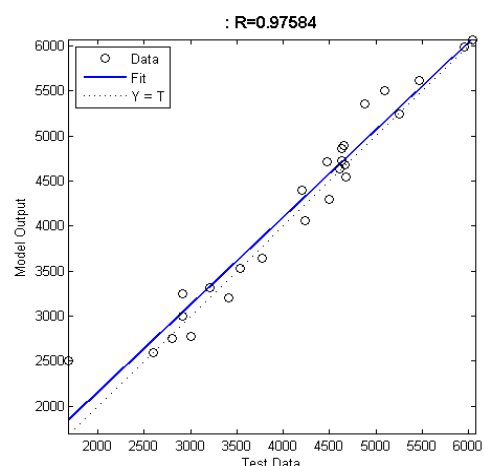
در این بخش به بررسی و آنالیز حساسیت مدل استخراج شده بر اساس روش حداقل مربعات خطا پرداخته می شود. همان طور که در بخش های قبلی ارائه گردید، دو روش حداقل مربعات و شبکه عصبی در مدل سازی جرم سوخت ماهواره دارای دقت مشابهی هستند و هرچند مدل شبکه عصبی تا حدودی بهتر است، مدل ارائه شده بر اساس حداقل مربعات خطا به علت سادگی و فرم بسته به دست آمده بسیار مناسب می باشد. بنابراین روش حداقل مربعات خطا به خاطر فرم ساده انتخاب شده و ادامه مقاله بر اساس این روش خواهد بود. نتایج متعددی از رابطه (۹) قابل دستیابی است، برای این منظور ضرایب به دست آمده در رابطه (۹) در جدول زیر مرتب شده است.

جدول ۸- ضرایب به دست آمده برای متغیرها از رابطه (۹)

متغیر	ضریب
طول جغرافیایی	-۰/۰۸
زاویه میل مداری	-۰/۰۳
جرم خشک	-۰/۳۴
تاریخ پرتاب	-۰/۰۲۷
عمر ماهواره	-۰/۱۸
حجم ماهواره	-۰/۷۳

با توجه به ضرایب به دست آمده، تاثیر هر کدام از پارامترها در سوخت ماهواره قابل استخراج می باشد. به عنوان نمونه مشخص است که حجم، جرم و عمر ماهواره در مقایسه با سایر پارامترها مانند زاویه میل مداری، طول جغرافیایی و تاریخ پرتاب تاثیر بیشتری در جرم سوخت ماهواره دارا می باشند. نکته جالب در رابطه به دست آمده، تاثیر معکوس در تاریخ پرتاب بر جرم سوخت می باشد. تاثیر منفی تاریخ پرتاب در جرم سوخت را می توان در گسترش تکنولوژی ساخت ماهواره با پیشرفت فناوری و رسیدن به سیستم های پیشران با ضربه ویژه بالاتر دانست. می توان برای حذف پارامترهایی با تاثیر

شکل (۱۰) نمودار همبستگی بین نتایج واقعی و خروجی مدل را نمایش می دهد که بیانگر ضریب همبستگی بالای ۹۷٪ می باشد.



شکل ۱۰- ضریب همبستگی بین خروجی مدل و داده های واقعی برای ۲۶ داده تست

با وجود این که مدل به دست آمده از شبکه عصبی در مقایسه با مدل خطی دقت نسبتاً بهتری دارد، همان طور که در جدول (۵) و (۶) آورده شده است این مدل دارای ۴۹ پارامتر می باشد که نسبت به مدل

کمتر، در مدل‌سازی مجدد این متغیرها را حذف نموده و به رابطه ساده‌تر با متغیرهای کمتری دست یافت ولی مشخصاً دقت مدل‌سازی نیز کاهش خواهد یافت.

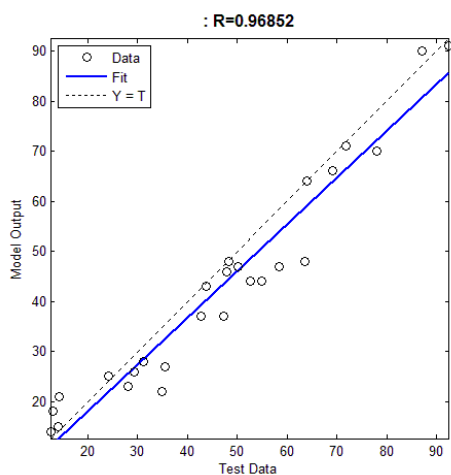
برای بررسی دقیق‌تر مدل به دست آمده، باید حساسیت خروجی مدل نسبت به پارامترهای به دست آمده آنالیز شود. برای این منظور هر کدام از ضرایب به دست آمده (a_1 تا a_7) به اندازه $\pm 20\%$ از مقدار به دست آمده تغییر کرده و بیشترین درصد تغییرات خروجی مدل برای ۲۶ مورد داده تست بررسی می‌شود. به عنوان نمونه شکل زیر نمودار تغییرات جرم خشک ۲۶ مورد تست بر اساس $\pm 20\%$ تغییرات در پارامترهای a_2 و a_7 را نشان می‌دهد. همچنین اثر این تغییرات در بیشترین درصد تغییرات همه پارامترها در جدول (۹) آمده است.

$$v = b_1 + b_2 l + b_3 i + b_4 m + b_5 d + b_6 t \quad (19)$$

ضرایب b_1 تا b_7 مجهولات معادله می‌باشند که با روش ارائه شده در بخش حداقل مربعات خطا به دست آمده و رابطه (۱۹) به صورت رابطه (۲۰) نوشته می‌شود.

$$v = -0.36 - 0.03l - 0.11i + 0.73m + 0.22t \quad (20)$$

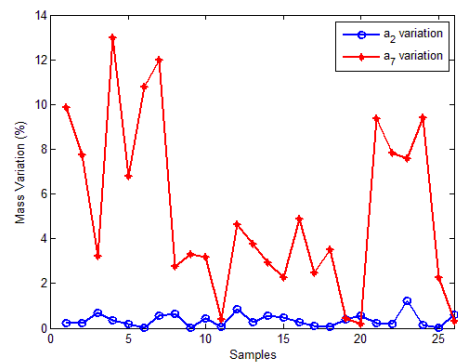
نکته جالب توجه در رابطه فوق این است که ضریب عمر ماهواره تقریباً برابر صفر به دست آمده و این پارامتر در رابطه ۲۰ حذف شد. در بین سایر پارامترها، طول جغرافیایی کمترین تأثیر و جرم خشک بیشترین تأثیر را در حجم ماهواره دارد. رسم نمودار همبستگی برای داده‌های تست در شکل (۱۲) نشان می‌دهد که ضریب همبستگی بین داده‌های واقعی و خروجی مدل برای داده‌های تست برابر ۹۷٪ می‌باشد که بسیار مناسب می‌باشد.



شکل ۱۲- ضریب همبستگی بین خروجی مدل و داده‌های واقعی برای ۲۶ داده تست برای محاسبه حجم

همچنین شکل (۱۳) نشان‌دهنده خروجی مدل و داده‌های واقعی برای داده‌های تست می‌باشد و میانگین خطا برای این داده‌ها برابر ۷/۴٪ می‌باشد.

بیشترین درصد تغییرات همه پارامترها در جدول (۹) آمده است.



شکل ۱۱- بیشترین تغییرات در جرم سوخت به دست آمده برای ۲۶ داده تست با تغییرات ۲۰ درصدی در پارامترهای دوم و هفتم

جدول ۹- تاثیر تغییرات پارامترها بر درصد تغییرات خروجی

پارامتر	بیشترین درصد تغییرات (%)
a_1	۶/۸
a_2	۱/۲
a_3	۰/۵
a_4	۴/۸
a_5	۰/۵
a_6	۱/۹
a_7	۱۳/۱

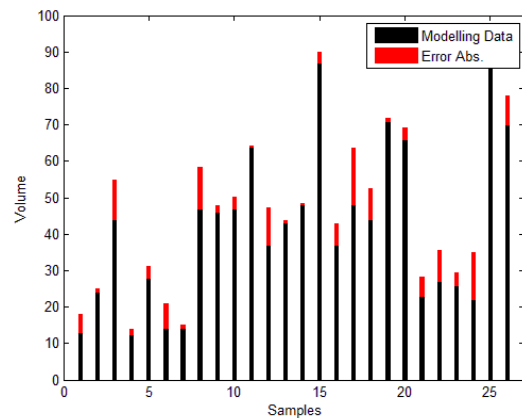
با توجه به جدول (۹) مشخص است که تغییرات a_7 بیشترین تأثیر را در خروجی داشته که در بدترین حالت تغییرات آن به اندازه ۲۰٪ برای یکی از داده‌ها برابر ۱۳/۱ درصد تأثیر داشته است.

محاسبه حجم ماهواره

همان‌طور که در بخش‌های قبلی بیان شده، مدل خطی ارائه شده دارای دقت مناسب در محاسبه جرم کل ماهواره می‌باشد. برای

مراجع

- [1] Shrivastava, S.K., "Orbital Perturbations and Stationkeeping of Communication Satellites," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 15, No. 2, 1978, pp. 67-78.
- [2] Circi, C., "Simple Strategy for Geostationary Stationkeeping Maneuvers Using Solar Sail," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 2, 2005, pp. 249-253.
- [3] Borissov, S., Wu, Y. and Mortari, D., "East-West GEO Satellite Station-Keeping with Degraded Thruster Response," *Aerospace*, Vol. 2, No. 4, pp. 581-601.
- [4] Gomes, V.M. and Prado, A.F., "Low-thrust out-of-Plane Orbital Station-keeping Maneuvers for Satellites," *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2012, 2012, p. 14.
- [5] Sukhanov, A. and Prado, A., "On One Approach to the Optimization of Low-thrust Station Keeping Manoeuvres." *Advances in Space Research*, Vol. 50, No. 11, 2012, pp. 1478-1488.
- [6] Yang, W. and Li, S., "A Station-keeping Control Method for GEO Spacecraft Based on Autonomous Control Architecture," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 45: 2015, pp. 462-475.
- [7] Gazzino, C. and et al., "Optimal Control for Minimum-fuel Geostationary Station Keeping of Satellites Equipped with Electric Propulsion". *IFAC-PapersOnLine*, Vol. 49, No. 17, 2016, pp. 379-384.
- [8] Arvelo, E.R. and Martins, N.C., "Optimal Sensor Scheduling for Station-keeping in Denied Environments", *Journal of the Franklin Institute*, Vol. 356, Issue 17, 2019, pp. 10480-10513.
- [9] Weiss, A., Kalabić, U.V. and Di, S., Cairano, "Station keeping and momentum management of low-thrust satellites using MPC." *Aerospace Science and Technology*, Vol. 76, 2018, pp. 229-241.
- [10] de Almeida Prado, A.F.B., "Searching for orbits with minimum fuel consumption for station-keeping maneuvers: an application to lunisolar perturbations." *Mathematical Problems in Engineering*, Vol. 2013, 2013, p. 11.
- [11] Losa, D. and et al., "Electric Station Keeping of Geostationary Satellites: A Differential Inclusion Approach," in *Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control (IEEE)*, 2005.
- [12] Li, L. and et al., "Geostationary Station-Keeping With Electric Propulsion in Full and Failure Modes." *Acta Astronautica*, Vol. 163, part 2, 2019, pp. 130-144.
- [13] Braha, D., *Data Mining for Design and Manufacturing: Methods and Applications*, Vol. 3, Springer Science & Business Media, 2013.
- [14] Brown, D.C., *Artificial Intelligence for Design Process Improvement*, in *Design Process Improvement*, Springer, 2005, p. 158-173.
- [15] Tavakoli, M. and N. Assadian, "Predictive Fault-Tolerant Control of an All-Thruster Satellite In 6-DOF Motion Via Neural Network Model Updating," *Advances in Space Research*, Vol. 61, No. 6, 2018, pp. 1588-1599.
- [16] Baldi, P., et al., "Combined Geometric And Neural Network Approach to Generic Fault Diagnosis in Satellite Actuators and Sensors," *IFAC-Papers On Line*, Vol. 49, 17, 2016, pp. 432-437.



شکل ۱۳- حجم ماهواره به دست آمده برای ۲۶ ماهواره در نظر گرفته شده برای تست

بنابراین مشخص است که مدل خطی قابلیت مناسبی در مدل سازی حجم ماهواره را دارد.

نتیجه گیری

در این مطالعه، یک متدولوژی جدید برای تعیین جرم مورد نیاز کنترل وضعیت و موقعیت ماهواره‌های مخابراتی ارائه گردید. در این روش بدون پرداختن به معادلات دینامیکی پیچیده بر دینامیک وضعیت و موقعیت ماهواره و تنها بر اساس داده‌های مربوط ماهواره‌های پیشین به طراحی و تعیین جرم سوخت ماهواره پرداخته شد. برای این منظور جرم خشک، طول جغرافیایی، زاویه میل مدار، تاریخ پرتاب، عمر و حجم ماهواره و جرم پرتاب به عنوان خروجی مدل تعریف شده و دو مدل بر اساس حداقل مربعات خطا و شبکه عصبی ارائه گردید. نتایج به دست آمده مشخص کرد که هر دو مدل دقت بسیار مناسب برای این منظور دارند. هر چند مدل ارائه شده بر اساس شبکه عصبی دارای خطای کمتری نسبت به روش حداقل مربعات می‌باشد، معادله به دست آمده بر اساس روش حداقل مربعات بسیار ساده بوده و امکان بسیاری از تحلیل‌ها از جمله تاثیر پارامترهای مختلف بر روی جرم سوخت را فراهم می‌کند. هر دو روش برای ۲۶ داده تست در نظر گرفته شده دارای خطایی حدود ۵٪ بوده که برای فاز امکان‌سنجی و طراحی مفهومی ماهواره کاملاً قابل قبول می‌باشد. همچنین تحلیل حساسیت مدل خطی نسبت به تغییر پارامترها نشان داد که مدل به دست آمده دارای پایداری مناسب می‌باشد.

نتایج این مطالعه در طراحی ماهواره کلاس GEO بسیار مفید بوده و باعث صرفه‌جویی در هزینه و زمان می‌شود و نه تنها برای جرم سوخت بلکه برای سایر پارامترهای طراحی نیز قابل پیاده‌سازی می‌باشد که در انتهای مقاله برای تخمین حجم ماهواره استفاده شده و نشان داده شد که این مدل برای به دست آوردن حجم ماهواره نیز دارای دقت قابل قبول می‌باشد.

- Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 8, No. 3, 2015, pp. 55-63.
- [25] Riaz, R. and et al., "Using Statistical and Artificial Intelligence Approach to Predict The Exhaust Gas Temperature of A Micro Gas Turbine Engine," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 4, No. 2, 2015, pp. 77-94.
- [26] Zabihian, E., *Novel Method for GEO Satellites Conceptual Design*, (Thesis PhD) KNT University, Iran, 2018.
- [27] Ljung, L., *System Identification*. Wiley Encyclopedia of Electrical and Electronics Engineering, 1999, p. 1-19.
- [28] Karlik, B. and Olgac, A.V., "Performance Analysis of Various Activation Functions In Generalized MLP Architectures of Neural Networks." *International Journal of Artificial Intelligence and Expert Systems*, Vol. 1, No. 4, 2011, pp. 111-122.
- [29] Shanmuganathan, S., *Artificial Neural Network Modelling: An Introduction*, In *Artificial Neural Network Modelling*, Springer, 2016, pp. 1-14.
- [17] Zhu, Q. and et al., "U-Neural Network-Enhanced Control of Nonlinear Dynamic Systems," *Neurocomputing*, Vol. 352, 2019, pp. 12-21.
- [18] Shamlu, F. and Naghash, A. "Satellite Orbit Prediction Through Observation Data and the Artificial Neural Networks", *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 10, No. 2, 2017. pp. 1-8.
- [19] Emme, E.M., *A History of Space Flight*. Vol. 27. Holt McDougal, 1965.
- [20] edited By: Wertz, J.R., Everett, D.F. and Puschell, J.J., *Space Mission Engineering: The New SMAD2011*: Microcosm Press.
- [21] Wertz, J.R. and Larson, W.J. *Space Mission Analysis and Design, Edition 3*, *Space Technology Library*, 1992.
- [22] Fortescue, P., Swinerd, G. and Stark, J., *Spacecraft Systems Engineering*, John Wiley & Sons, 2011.
- [23] Brown, C.D., *Elements of spacecraft design 2002*: Aiaa.
- [24] Mirshams, M., Saghari, A. and Zabihian, E., "Complementary Method the Conceptual Design of Space Craft Electrical Power Subsystem," *Journal of*