JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 10/ No.4/2017

GEO Communication Satellite Engineering Design Code

Z.Aghajani[1], E.Zabihian[2] and M.Mirshams[3*]

1, 2, 3. Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology

[*]Postal Code: 16569-83911, Tehran, IRAN

mirshams@kntu.ac.ir

The significance and the wide use of geostationary communication satellites and the long hours of work in the process of their conceptual design was the main motivation to develop a software based on the statistical design to reduce the time spent on the conceptual design phase. This software is based on the statistical and parametric design method. The statistical model used in this software includes a database of 147 satellites launched between 2010 and 2016. To increase the accuracy of the software, the combined parametric model has been used from selected design references. The software is based on MATLAB and to make it more user friendly, the graphical GUI was used. In this article, the design of the software is presented and there is focus on the design and verification method. The accuracy of this tool was amply verified through a flight prototype, indicating the average error of 16% in the obtained results.

Keywords: Validation, Communication satellites, GEO orbit, Statistical models, Parametric models

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

Received: 2017.09.04, Accepted: 2018.02.28

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۱۰ / شمارهٔ ۴/ زمستان ۱۳۹۶
ص. ص. ۵۴- ۴۱

نرم‌افزار طراحی مهندسی ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ

زینب آقاجانی[۱]، احسان ذبیحیان[۲] و مهران میرشمس[۳*]

۱، ۲ و ۳- دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

*تهران، صندوق پستی ۱۶۷۶۵۳۳۸۱

mirshams@kntu.ac.ir

باتوجه به کاربرد گستردهٔ ماهواره‌های مخابراتی مدار زمین‌آهنگ و مدت زمان بالایی که صرف طراحی مفهومی این نوع ماهواره‌ها می‌شود، در این پژوهش به‌منظور کاهش مدت زمان و هزینهٔ فاز طراحی مفهومی، نرم‌افزاری بر پایهٔ ادغام دو روش آماری و پارامتری تدوین شده است. مدل آماری استفاده شده در این نرم‌افزار شامل پایگاه داده متشکل از ۱۴۷ ماهواره است که بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۶ پرتاب شده‌اند. جهت افزایش دقت نرم‌افزار از مدل پارامتری ترکیبی استخراج شده از مراجع منتخب طراحی استفاده شده است. نرم‌افزار موجود بر پایهٔ متلب تدوین شده است و برای کاربر پسند کردن آن از محیط گرافیکی متلب GUI استفاده شده است. در این مقاله علاوه بر ارائهٔ طرح کلی نرم‌افزار، بر روی روش طراحی و صحت‌سنجی آن نیز تمرکز شده است. نتایج طراحی به کمک این نرم‌افزار با استفاده از پیاده‌سازی آن روی یک ماهوارهٔ ساخته شده، اعتبارسنجی شده است. میانگین خطای نتایج با مدل ساخته شده ۱۶ درصد است.

واژه‌های کلیدی: صحت‌سنجی، ماهواره‌های مخابراتی، مدار زمین‌آهنگ، مدل‌های آماری، مدل‌های پارامتری

علائم و اختصارات

زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت	$ADCS$
پهنای باند	BW
هزینهٔ بیمه	C_{G}
هزینهٔ ایستگاه زمینی	C_{GS}
هزینهٔ پرتاب	C_{L}
هزینهٔ ماهواره	C_{sat}
نرخ داده	DR
زیرسیستم تأمین انرژی	EPS
اداره هوانوردی فدرال	FAA
مدار زمین‌آهنگ	GEO
محیط گرافیکی متلب	GUI
طول	$length$
جرم زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت	M_{ADCS}
جرم زیرسیستم مدیریت داده و فرمان	M_{CDH}
جرم زیرسیستم مخابرات	M_{Com}
جرم خشک	M_{D}
جرم پرتاب	M_{L}
جرم سوخت	M_{p}
جرم محموله	M_{Pay}
جرم زیرسیستم تأمین انرژی	M_{PGS}
جرم زیرسیستم پیشرانش	M_{Pro}
جرم زیرسیستم سازه	M_{STR}
جرم زیرسیستم کنترل حرارت	M_{TCS}

۱. کارشناس ارشد
۲. دانشجوی دکتری
۳. دانشیار (نویسنده مخاطب)

دریافت مقاله: ۹۶/۰۶/۱۳ ، تأیید مقاله ۹۶/۱۲/۰۹

تعداد کانال مورد نیاز	$No.C$
تعداد ترانسپاندر	$No.T$
توان زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت	P_{ADCS}
توان زیرسیستم مدیریت داده و فرمان	P_{CDH}
توان زیرسیستم مخابرات	P_{Com}
توان محموله	P_{Pay}
توان زیرسیستم تأمین انرژی	P_{PGS}
توان زیرسیستم پیشرانش	P_{Pro}
توان کل	P_{T}
توان زیرسیستم کنترل حرارت	P_{TCS}
مدل طراحی آماری	SDM
زیرسیستم کنترل حرارت	TCS
حجم کل	vol
عرض	$width$

مقدمه

فناوری فضایی یکی از مهم‌ترین زمینه‌های رقابتی در بین کشورها شناخته می‌شود. به‌گونه‌ای که میزان دست‌یابی به اشکال گوناگون فناوری فضایی مبنایی برای مقایسهٔ کشورها از نظر توسعهٔ اقتصادی و صنعتی است. بهره‌برداری از فضا با اهداف مختلفی مانند اکتشافات علمی، مخابرات، سنجش از دور، مکان‌یابی و ناوبری و غیره صورت می‌گیرد. در کشورهای در حال توسعه به‌دلیل پیچیدگی، هزینهٔ زیاد، ریسک بالای پروژه‌های فضایی و عدم پوشش تمامی ابعاد علمی- تکنولوژیک آن توسط طراحان و متخصصان، طراحی و ساخت محصولات فضایی با توجه به کارهای پیشین صورت می‌گیرد. از این‌رو، اولین گام در طراحی یک ماهواره ایجاد پایگاه داده‌ای در محدودهٔ اهداف و نیازمندی‌های مأموریت موردنظر است.

مهم‌ترین و نخستین معیار برای طراحی و تعیین نیازمندی‌های پرتاب، جرم ماهواره است. از این رو، ماهواره‌های زمین‌آهنگ براساس جرم ماهواره‌های پرتاب شده یا بسترهای[3] موجود دسته‌بندی شدند. این کلاس‌بندی جرمی می‌تواند برای تحلیل تحولات صورت گرفته در تقاضا و راه‌اندازی ماهواره‌ها استفاده شود. در حال حاضر از چهار کلاس جرمی برای ماهواره‌های زمین‌آهنگ استفاده می‌شود که به‌صورت جدول (۱) است [۱].

بررسی ماهواره‌های پرتاب شده در کلاس‌های مختلف و جدول (۱) نشان می‌دهد که حد بالای کوچکترین کلاس جرمی در سال ۲۰۰۸ از ۲۲۰۰ کیلوگرم به ۲۵۰۰ کیلوگرم افزایش یافت. این تغییر موجب شد که جرم کوچکترین ماهواره‌های تجاری مدار زمین‌آهنگ که در حال تولید هستند، رشد پیدا کند.

جدول ۱- دسته‌بندی ماهواره‌های مدار زمین‌آهنگ از نظر کلاس جرمی [۱]

ردیف	کلاس جرمی	محدوده جرمی (کیلوگرم)	محدوده توانی (کیلووات)	بسترهای نمونه
۱	متوسط	<۲۵۰۰	۴-۱	لاکهید مارتین آ-2000 اوربیتال ژئواستار بوئینگ بی‌اس‌اس-702 اس‌ال‌اس-1300
۲	میانه	۴۲۰۰-۲۵۰۰	۸-۴	لاکهید مارتین آ-2000 آی‌ای‌آی آموس ملکو دی‌اس-2000 اوربیتال ژئواستار اس‌ال‌اس-1300 تالس اس‌بی-4000
۳	سنگین	۵۴۰۰-۴۲۰۰	۱۵-۸	آستریم ای‌اس-3000 بوئینگ بی‌اس‌اس-702 آی‌ای‌آی آموس لاکهید مارتین آ-2000 ملکو دی‌اس-2000 اوربیتال ژئواستار اس‌ال‌اس-1300 تالس اس‌بی-4000
۴	فوق سنگین	>۵۴۰۰	>۱۵	آستریم ای‌اس-3000 بوئینگ بی‌اس‌اس-702 لاکهید مارتین آ-2000 اس‌ال‌اس-1300 تالس اس‌بی-4000

به‌عنوان مثال، دومین نسخه بستر ژئواستار[4] ساخت شرکت اوربیتال‌اتک[5] در سال ۲۰۱۴ در حد پایین مقیاس جرمی بود و اخیراً برای ماهواره‌های بیش از ۳۲۰۰ کیلوگرم که در کلاس جرمی میانه[6] قرار دارد، استفاده می‌شود. در اکثر سال‌ها معمولاً یک تا چهار ماهواره با کلاس جرمی متوسط[7] پرتاب می‌شوند [۱].

یکی از توسعه‌های فنی که روند افزایش جرم ماهواره را تحت تأثیر قرار داده است، توسعهٔ ماهواره‌ها با استفاده از پیشرانش الکتریکی به‌جای پیشرانش شیمیایی (مانند موتورهای اوج مایع) برای افزایش ارتفاع مداری است. با کاهش جرم سوخت مورد نیاز برای افزایش ارتفاع مداری که در بسیاری از موارد طراحی این میزان بیشتر از جرم خشک ماهواره است، ماهواره می‌تواند محمولهٔ قابل توجه و بزرگتری را حمل کند یا با حفظ جرم کم، دو ماهواره

3. Platform

4. GEOStar2
5. Orbital ATK
6. Intermediate
7. Medium

که هر یک ظرفیت محمولهٔ یک ماهواره بزرگ را دارا هستند، می‌توانند با هم پرتاب شوند. استفاده از سیستم پیشرانش الکتریکی، مدت زمان مورد نیاز برای افزایش ارتفاع مدار را به شدت افزایش می‌دهد (حدود چند ماه در مقایسه با چند روز). با این‌حال، در بسیاری از موارد، فواید صرفه‌جویی جرمی و هزینهٔ پرتاب بر تأخیر در دست‌یابی به موقعیت در مدار نهایی غلبه می‌کند. با ظهور ماهواره‌های تمام الکتریک انتظار می‌رود کلاس جرمی کوچکتر، رشد چشمگیری در سال‌های آتی داشته باشد.توزیع کلاس جرمی در ماهواره‌های پرتاب شده در سال ۲۰۰۷ تا ۲۰۱۶ است را می‌توان در جدول (۲) مشاهده کرد.

جدول ۲- روند توزیع کلاس جرمی ماهواره‌ها [۱]

سال	متوسط	میانه	سنگین	فوق سنگین	مجموع
۲۰۰۷	۲	۸	۵	۳	۱۸
۲۰۰۸	۳	۷	۸	۵	۲۳
۲۰۰۹	۳	۹	۲	۸	۲۲
۲۰۱۰	۶	۵	۴	۷	۲۲
۲۰۱۱	۱	۷	۶	۳	۱۷
۲۰۱۲	۰	۶	۵	۱۰	۲۱
۲۰۱۳	۱	۳	۳	۹	۱۶
۲۰۱۴	۲	۶	۵	۸	۲۱
۲۰۱۵	۴	۳	۱۰	۷	۲۴
۲۰۱۶	۸	۹	۸	۱۱	۳۶

تغییر مهم دیگری که در طراحی ماهواره‌های زمین‌آهنگ رخ داده است، توان اختصاص داده شده به محموله می‌باشد که به‌عنوان یکی از معیارهای طراحی نیز به‌شمار می‌رود. همان‌طورکه قبلاً هم گفته شد، سازندگان اصلی ماهواره در چند سال اخیر، طراحی‌های الکتریک و هیبرید را برای سیستم پیشرانش به‌کار گرفتند.

یکی از الزامات سیستم پیشرانش تمام الکتریک، نسبت توان به جرم بسیار بالا است. سیستم پیشرانش هیبرید نیز معمولاً از تراستر شیمیایی اصلی برای افزایش مدار و پیشرانش الکتریکی برای حفظ موقعیت مداری ماهواره استفاده می‌کند. در مقایسه با سیستم پیشرانش شیمیایی (طراحی سنتی)، ماهواره‌های تمام الکتریک یا هیبرید به‌طور قابل توجهی از نظر وزنی سبک‌تر هستند. سیستم پیشرانش تماماً شیمیایی تنها به نیمی از جرم ماهواره پس از جدایش از پرتابگر محدود می‌شد. اما با اضافه شدن پیشرانش الکتریکی (تمام الکتریک یا هیبرید)، نسبت جرم پیشرانش (سوخت و سخت‌افزارهای زیرسیستم پیشرانش) به جرم پرتاب ماهواره، بسته به نوع سیستم پیشرانشی که استفاده شده‌است، حدود ۲۵ درصد یا بیشتر کاهش می‌یابد [۱]. به‌طور کلی هزینهٔ پرتاب، قابل دسترس بودن و انتخاب پرتاب منفرد یا دوگانه از جمله پارامترهای مهمی است که اپراتورها هنگام انتخاب یک ماهواره در نظر می‌گیرند.

با توجه به مطالب فوق، تغییر رویکرد در طراحی برخی زیرسیستم‌ها نظیر پیشرانش و همچنین پیشرفت تکنولوژی‌های مرتبط با برخی قطعات مورد استفاده در فضاپیما نظیر سلول‌های خورشیدی موجب بهبود و تغییرات چشمگیری در طراحی ماهواره‌ها شده است. به‌طوری‌که، به موجب همین تغییر رویکرد و پیشرفت تکنولوژی، کلاس جرمی ماهواره‌های مدار زمین‌آهنگ در دههٔ اخیر دچار تحولاتی شد. طراحی آماری که در این مقاله به آن پرداخته می‌شود نیز از تأثیرات این کلاس‌بندی جرمی جدید و تحولاتی که در رویکرد طراحی رخ داده، بی‌بهره نمانده است. از جمله این تأثیرات می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- استفاده از پایگاه داده‌ای به‌روز:پایگاه دادهٔ جمع‌آوری شده متشکل از ۱۴۷ ماهواره است که بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۵ پرتاب شدند
- استخراج مدل‌هایآماری با در نظر گرفتن کلاس جرمی
- استخراج روابط فیدبک[8] از مدل‌های آماری
- بررسی آماری نوع رویکرد پیشرانشی (تمام الکتریک، هیبرید یا تمام شیمیایی) به تفکیک کلاس جرمی

در زمینهٔ طراحی آماری ماهواره، تدوین نرم‌افزار طراحی و معرفی سخت‌افزارهای به‌کار رفته در بسترهای موجود فعالیت‌هایی انجام شده است که در ادامه معرفی می‌شوند. ویلک[9] و همکاران از سال ۱۹۹۸ شروع به توسعه ابزار ماسست[10] کردند. تمرکز این ابزار بر روی مدل‌سازی هزینه و اثرات متقابل زیرسیستم‌ها و مفهوم مهندسی سیستم مدل- مبناست [۲، ۳].

چانگ[11] و همکاران در سال ۲۰۰۵ نرم‌افزار سدت[12] را معرفی کردند. روابط مورداستفاده در این نرم‌افزار براساس طراحی آماری و ادغام آن با طراحی پارامتری زیرسیستم‌ها است. همچنین، پایگاه دادهٔ طراحی آماری آن متشکل از ماهواره‌های سال ۱۹۹۰ تا ۲۰۰۴ می‌باشد. نتایج طراحی حاصل از این نرم‌افزار تنها برای ماهواره‌های کوچک با بازهٔ وزنی ۱۰ تا ۲۰۰ کیلوگرم معتبر است. نسخه توسعه‌یافتهٔ این نرم‌افزار در سال ۲۰۰۷ ارائه شد [۴، ۵]. پاسکت[13] در سال ۲۰۰۶ به معرفی سیستم اویونیک بستر اسپیس‌باس[14] پرداخت. ازجمله اطلاعات مهم آن می‌توان به معماری اویونیک، اجزای اصلی زیرسیستم‌های آن به‌همراه شرکت‌های سازنده اشاره کرد [۶]. کوری[15] و همکاران در سال ۲۰۰۹ به معرفی سیستم پیشرانشی

8. Feedback
9. M. Wilke
10. MuSSat
11. Y. K. Chang
12. SEDT
13. J. M. Pasquet
14. SPACEBUS4000
15. R. L. Corey

بستراس‌اس‌ال[16] به‌همراه اجزای آن، استراتژی‌های عملکردی، مانورهای مداری و سایر مشخصات آن پرداختند [۷]. ریدولفی[17] و همکاران در سال ۲۰۰۹، نرم‌افزار سم[18] را معرفی کردند. سم ماژول مهندسی سیستم نرم‌افزار اس‌تی‌ای[19] است. این نرم‌افزار با هدف آموزشی به سفارش سازمان فضایی اروپا تدوین شد. در سم، اطلاعات ورودی به‌طور کامل و دقیق از کاربر دریافت می‌شود. این اطلاعات ورودی در سه بخش کلی تعریف مأموریت، تعریف محموله و انتخاب پرتابگر دسته‌بندی می‌شود. روابط مورد استفاده در سم، فاز طراحی اولیه و جزئی هر یک از زیرسیستم‌ها را تحت پوشش قرار می‌دهد [۸]. هولینگزورس[20] و همکاران در سال ۲۰۱۰ به معرفی زیرسیستم تأمین انرژی و پیشرانش بستر اس‌اس‌ال به همراه اجزای آن‌ها پرداخت [۹]. نرم‌افزار جی‌مت[21] با تلاش مهندسان مرکز پرواز فضایی گادارد[22] ناسا ابتدا در سال ۲۰۱۳ معرفی و نسخهٔ کامل‌تر آن در سال ۲۰۱۴ ارائه شد. تمرکز این نرم‌افزار بر روی بهینه‌سازی مسیر و تحلیل مأموریت است [۱۰]. میرشمس و همکاران ابتدا در سال ۲۰۱۳ روش طراحی SDM را برای تحلیل داده‌های آماری معرفی کردند. در ادامه، میرشمس و همکاران در سال ۲۰۱۵ نیز الگوریتم‌های طراحی برای زیرسیستم‌های ماهواره بیان و مدل‌های کمی و کیفی حاصل از طراحی آماری براساس پایگاه داده ارائه شد [۱۱، ۱۲]. کوثری و همکاران در سال ۲۰۱۴ روشی نوین برای طراحی چیدمان بهینهٔ تراسترها برای کنترل وضعیت ماهواره مخابراتی در مدار زمین‌آهنگ با هدف کمینه کردن مصرف سوخت و افزایش دقت کنترل وضعیت ارائه کردند [۱۳]. فکور و همکاران در سال ۲۰۱۴ روشی برای طراحی پیکره‌بندی و بهینه‌سازی جانمایی اجزای ماهوارهٔ مخابراتی پیشنهاد و الگوریتمی جهت طراحی پیکره‌بندی ماهواره زمین‌آهنگ ارائه کردند [۱۴].

گزارش پیش‌بینی‌های تجاری حمل و نقل فضایی، توسط اداره هوانوردی فدرال در سال ۲۰۱۵ تهیه شده است. در این گزارش، مطالعات آماری در زمینهٔ سیستم‌های فضایی مدار زمین‌آهنگ و غیر زمین‌آهنگ انجام داده است. بررسی‌های آماری نظیر تعداد پرتاب در سال، تعداد ماهواره‌های پرتاب شده به تفکیک کلاس جرمی، پرتاب منفرد یا دوگانه و مشخصات دیگری، از سال ۲۰۰۵ تا ۲۰۱۴ انجام و روند آن برای سال‌های ۲۰۱۵، ۲۰۱۶ و ۲۰۱۷ پیش‌بینی شده است. علاوه‌براین، تحولاتی که در دههٔ اخیر در ماهواره‌های مدار زمین‌آهنگ رخ داده است و عوامل این تحولات بیان و مورد بررسی قرار گرفت. همچنین، کلاس جرمی جدیدی نیز برای این دسته ماهواره‌ها ارائه شده است [۱].

در این مقاله رویکرد طراحی به‌گونه‌ای است که با استفاده از روش آماری طراحی به سرعت انجام می‌شود. سپس، با استفاده از روش طراحی پارامتری نتایج دقیق و صحه‌گذاری می‌شود. برای پیاده‌سازی روش آماری از اطلاعات ۱۴۷ ماهواره پرتاب شده در ۶ سال اخیر استفاده شده است تا دقت نتایج بیشتر باشد و سطح تکنولوژی ساخت ماهواره درنظر گرفته شود. نرم‌افزار توسعه داده شده در این مقاله رابط کاربری ساده‌ای دارد و این امکان را ایجاد می‌کند که یک مهندس سیستم بدون وجود مراجع متعدد طراحی در زمان کوتاهی به نتایج طراحی مفهومی ماهوارهٔ مخابراتی زمین‌آهنگ دست یابد. با توجه به پیچیدگی استفاده از روش‌های مختلف مهندسی سیستم، با استفاده از نرم‌افزار و روش ارائه شده در این مقاله می‌توان سرعت فعالیت‌های مهندسی سیستم را افزایش داد.

مفاهیم و روش‌ها

مفاهیم و روش‌ها شامل مواردی است که در ادامه هریک شرح داده می‌شود.

تعریف مدل آماری

مدل‌سازی در کنار اینکه یک علم است، یک هنر نیز محسوب می‌شود که به دنبال پیدا کردن مدل تقریبی مناسبی از داده‌های تجربی به‌عنوان مبنا برای استنتاج آماری از این داده‌ها می‌باشد. یک مدل آماری اغلب با روابط ریاضی مشخص می‌شود که یک یا چند متغیر تصادفی و احتمالاً دیگر متغیرهای غیرتصادفی را به هم مربوط می‌کند [۱۵].

پایگاه داده

با توجه به سرعت بالای رشد فناوری و رویکردهای جدید در طراحی زیرسیستم‌ها، طراحی ماهواره‌های مدار زمین‌آهنگ نیز دستخوش تحولات زیاد و اساسی بود. بنابراین، برای جمع‌آوری پایگاه دادهٔ معتبر و به‌روز، از ۱۴۷ ماهوارهٔ مخابراتی مدار زمین‌آهنگ که بین سال‌های ۲۰۱۰ تا ۲۰۱۵ پرتاب شده‌اند، استفاده شده است. محدودهٔ مشخصاتی نظیر جرم خشک، جرم پرتاب، توان مصرفی و عمر ماهواره به‌صورت جدول (۳) هستند. شایان ذکر است، عمر ماهواره‌های پایگاه داده اغلب ۱۵ سال است که عمر معمول ماهواره‌های زمین‌آهنگ است. اما، نمونه‌هایی با عمر ۵، ۸، ۱۰، ۱۲ و ۱۸ سال نیز در این بین هستند که تعداد آن‌ها محدود است.

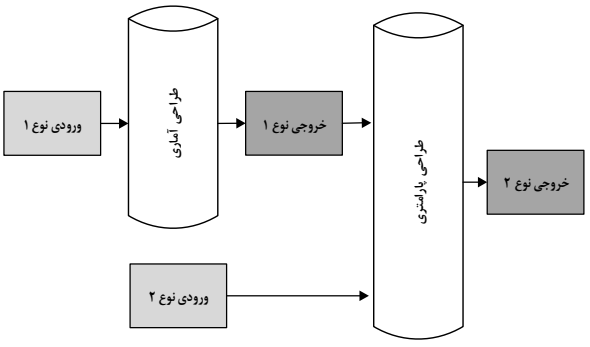
16. SSL1300
17. G. Ridolfi
18. SEM
19. STA
20. T. Hollingsworth
21. GMAT
22. Goddard Space Flight Center

جدول ۳- مشخصات پایگاه داده

پارامتر	بازه تغییرات
تاریخ پرتاب	۲۰۱۰-۲۰۱۵
جرم خشک (کیلوگرم)	۳۸۰۰-۵۶۰
جرم پرتاب (کیلوگرم)	۶۸۰۰-۱۱۰۰
توان مصرفی (کیلووات)	۲۰-۱/۵
عمر ماهواره (سال)	۱۸-۵

تعیین ورودی‌ها و خروجی‌ها

به‌طور کلی، ورودی‌ها و خروجی‌های طراحی بایستی با نیاز مشتری و نیازمندی‌های طراحی مفهومی منطبق باشد. همچنین، مدل‌های استخراج شده در طراحی آماری می‌بایست به‌گونه‌ای باشند که بتوان در مرحلهٔ‌طراحی پارامتری از آن‌ها استفاده کرد و شامل نیازمندی اولیهٔ زیرسیستم‌ها باشند. شایان ذکر است، مشخصات دخیل در طراحی آماری به‌عنوان ورودی و یا خروجی، زمانی قابل استناد هستند که داده‌های کافی (برای نمونه حداقل ۵۰ داده در سطح سیستم و ۱۵ داده در سطح زیرسیستم) برای استخراج مدل‌های آماری در دسترس باشند و نمودارهای آماری آن‌ها نیز از واریانس خوبی برخوردار باشند. در نرم‌افزار طراحی شده در پژوهش حاضر دو دسته ورودی و دو دسته خروجی به صورت شکل (۱) مشخص شده است. ویژگی‌های انواع ورودی و خروجی در جدول (۴) آمده است.



شکل ۱- ورودی و خروجی‌های نرم‌افزار

جدول ۴- ویژگی ورودی و خروجی‌های نرم‌افزار

پارامتر	ویژگی
ورودی نوع ۱	کمترین اطلاعات ورودی از کاربر و ورودی طراحی آماری
ورودی نوع۲	ورودی طراحی پارامتری هر زیرسیستم با دقت مورد نیاز کاربر متخصص
خروجی نوع۱	خروجی طراحی آماری، سرعت بالای نتایج، دقت متوسط و ورودی های طراحی پارامتری
خروجی نوع ۲	خروجی طراحی پارامتری، دقت بالای نتایج، امکان معرفی قطعات مورد استفاده در ماهواره و مشخصات طراحی پارامتری

استخراج مدل‌های آماری

در استخراج مدل‌های آماری بایستی به عدم هم‌خوانی در رفتار داده‌ها توجه داشت. این عدم هم‌خوانی می‌تواند غیرمعنی‌دار یا معنی‌دار باشد. عدم هم‌خوانی غیرمعنی‌دار به معنی عدم پیروی و فاصله گرفتن تعداد محدودی از داده‌ها از رفتار غالب است که با حذف این نوع داده‌ها، واریانس مدل آماری معمولاً تا حد زیادی بهبود می‌یابد [۱۶]. در استخراج مدل‌های آماری برای تدوین نرم‌افزار از روش موجود در مرجع [۱۶] استفاده شده است.

استخراج مدل‌های پارامتری

استخراج مدل‌های پارامتری باید با دقت خاصی انجام شود. در تمام زیرسیستم‌ها روش‌های متعددی برای طراحی پارامتری وجود دارد. این روش‌ها اکثراً با دانش یک طراح تهیه شده‌اند. این موضوع سبب شده است که هر روش طراحی دارای نقایصی باشد. در این مقاله برای استخراج مدل‌های پارامتری روش‌های مختلف طراحی بررسی و بهترین روش برای طراحی هر زیرسیستم انتخاب شده است. باید توجه نمود که در روش‌های مختلف ورودی و خروجی‌های طراحی با هم متفاوت است و باید تغییراتی در روش صورت پذیرد تا بتوان ورودی‌های روش طراحی پارامتری را در خروجی‌های روش طراحی آماری دید.

کلیات روش طراحی ترکیبی

در روش پژوهش حاضر، ابتدا توسط روش آماری مشخصات اولیهٔ تمامی زیرسیستم‌ها شامل جرم، توان و مشخصات سخت افزاری استخراج می‌شود. سپس، این مشخصات در طراحی پارامتری به عنوان ورودی اولیه استفاده شده و طراحی زیرسیستم به دقت انجام می‌شود. به عنوان مثال، در ابتدا توسط روش طراحی آماری جرم، توان و نوع زیرسیستم کنترل حرارت از لحاظ فعال یا غیرفعال بودن،پیشنهاد شده و المان‌های حرارتی احتمالی نیز مشخص می‌شوند. در ادامه با استفاده از روش طراحی پارامتری، پارامترهایی همچون جرم، توان، ابعاد، روش کنترلی، میزان سمت‌گیری مورد نیاز به خورشید و یا مانورهای حرارتی توسط نرم‌افزار به صورتی دقیق‌تر مشخص می‌شوند.

استخراج مدل‌های آماری

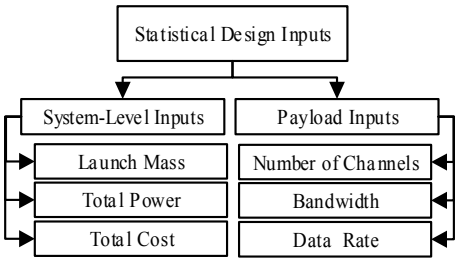
برای استفادهٔ آسان از روابط آماری استخراج شده، تسریع در انجام محاسبات و کاربر پسند بودن، این روابط در قالب یک نرم‌افزار با محیط گرافیکی متلب[۲۳] نوشته شدند. اغلب زبان‌های برنامه‌نویسی

23. MATLAB GUI

نظیر سی‌پلاس‌پلاس[۲۴]، جاوا و غیره دارای GUI یا واسط گرافیکی هستند. واسط‌های گرافیکی مجموعه‌ای از نشانه‌های گرافیکی مورد استفاده در یک نرم‌افزار است. با استفاده از این محیط در زبان‌های برنامه‌نویسی می‌توان به جای تایپ فرمان‌های بلند و پیچیده برای نمایش این نمادها، بر روی نمایش تصویری آن‌ها کلیک و آن‌ها را وارد محیط گرافیکی کرد. به‌دلیل کاربرپسندی، جامعیت در دنیا، قابلیت اتصال به نرم‌افزارهای عمومی مانند اکسل[۲۵] و نرم‌افزارهای تحلیلی مانند STK و همچنین برنامه‌نویسی آسان در محیط متلب، این نرم‌افزار و واسط گرافیکی آن برای تدوین نرم‌افزار مورد استفاده قرار گرفت.

ورودی‌ها و خروجی‌ها

به‌طور کلی، ورودی‌ها و خروجی‌های طراحی آماری تنها مختص به این بخش نیست و به‌عنوان ورودی در مدل پارامتری استفاده می‌شوند. در نرم‌افزار طراحی مهندسی ماهواره، شش پارامتر ورودی در نظر گرفته شد که می‌توان آن‌ها را به دو دسته مشخصات کلی یا سطح سیستم و مشخصات محموله تقسیم کرد. مشخصات کلی یا سطح سیستم شامل جرم پرتاب، توان مصرفی، هزینهٔ ساخت، پرتاب، بیمه و ایستگاه زمینی می‌شود. ماهواره‌های مخابراتی برای ارسال و دریافت فرکانس از ترانسپاندر[۲۶] و آنتن استفاده می‌کند. تعداد ترانسپاندر اثر مستقیم بر روی تعداد کانال‌ها، پهنای باند و نرخ داده دارد، اما قرارگیری آن به‌عنوان ورودی طراحی آماری، برای کاربر شاید کمی غیرقابل لمس باشد. بدین‌منظور پارامترهایی نظیر تعداد کانال، پهنای باند و نرخ داده به‌عنوان ورودی برای بخش محموله در نظرگرفته شده است. دسته‌بندی ورودی‌ها در شکل (۲) نشان داده شده است. ورودی‌های مذکور با توجه به داده‌های آماری پایگاه داده دارای محدودیت‌هایی است که در جدول (۵) بیان شده است. محدودهٔ ورودی‌های نرم‌افزار پس از انتخاب یکی از شش ورودی در کادر دریافت مقدار نمایش داده می‌شود.

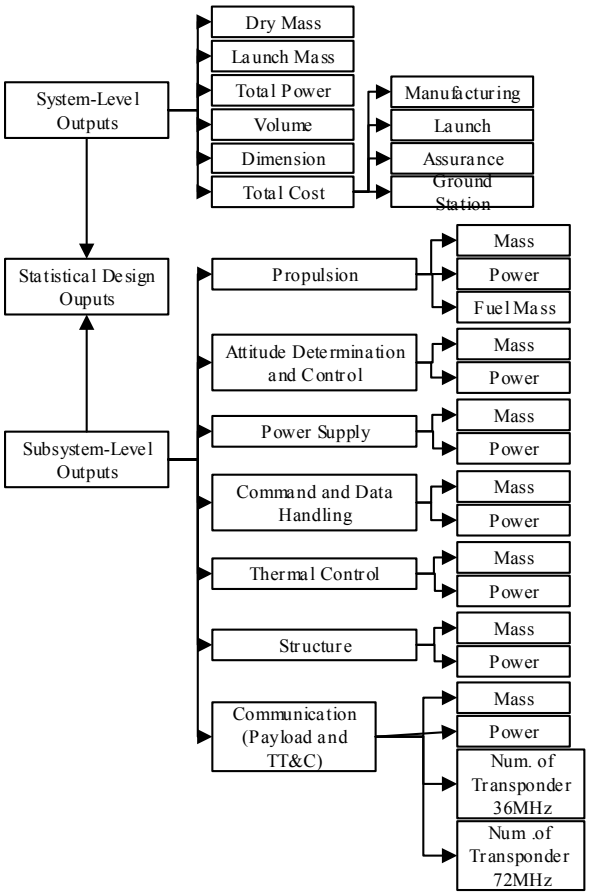


شکل ۲- نمایش ورودی‌های بخش طراحی آماری نرم‌افزار

جدول ۵- محدوده پارامترهای ورودی

پارامتر	بازه تغییرات
جرم پرتاب (کیلوگرم)	۱۰۰۰-۷۰۰۰
توان مصرفی (کیلووات)	۱/۵۲-۲۵
هزینه کل پروژه (میلیون دلار)	۱۵۰-۳۰۰۰
پهنای باند (مگاهرتز)	۵۰۰-۲۸۰۰
نرخ داده موردنیاز (مگابیت بر ثانیه)	۱۲۰۰-۷۰۰۰
تعداد کانال	۸۰-۴۵۰

اطلاعات خروجی این نرم‌افزار نیز به دو بخش سطح سیستم و سطح زیرسیستم دسته‌بندی می‌شوند. همان‌طورکه در شکل (۳) پیداست، اطلاعات سطح سیستم شامل مشخصاتی نظیر جرم خشک، جرم پرتاب، توان مصرفی، حجم، پیشنهاد ابعاد و هزینه می‌باشد. خروجی نرم‌افزار برای سطح زیرسیستم نیز شامل بودجهٔ جرمی و توانی زیرسیستم پیشرانش، تعیین و کنترل وضعیت، تأمین انرژی، مخابرات (محموله و ارتباط با مرکز کنترل زمینی)، کنترل داده و فرمان، کنترل حرارت و سازه است. علاوه‌بر بودجه جرمی و توانی در زیرسیستم پیشرانش، جرم سوخت مورد نیاز برای انتقال و کنترل مداری و در زیرسیستم مخابرات، تعداد ترانسپاندرها تخمین زده شده‌اند.

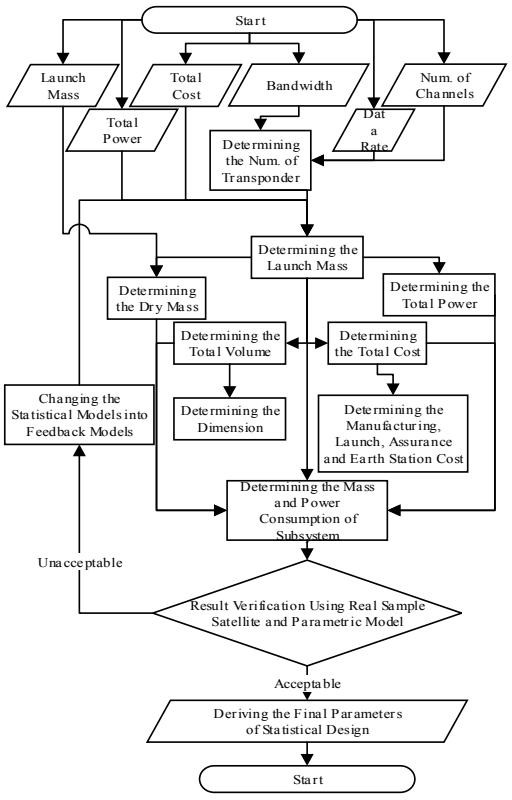


شکل ۳- نمایش خروجی‌های بخش طراحی آماری نرم‌افزار

24. C++
25. Excel
26. Transponder

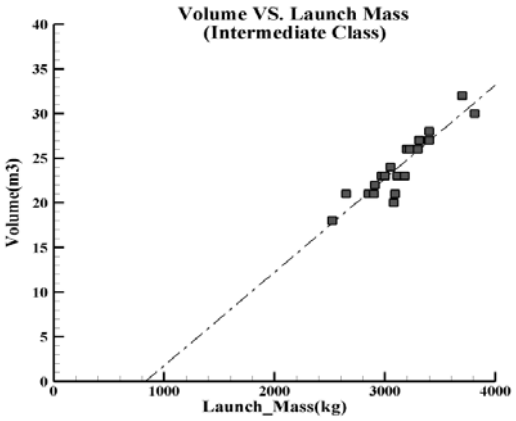
روندنمای طراحی و روابط استخراج‌شده در سطح سیستم

طراحی آماری بخش سیستم طبق روندنمای شکل (۴) انجام شده است. همان‌طورکه قبلا هم گفته شد، طراحی آماری براساس شش پارامتر ورودی انجام می‌شود که جرم پرتاب، توان مصرفی، پهنای باند، نرخ داده، تعداد کانال و هزینهٔ ساخت ماهواره می‌باشد. در روندنمای شکل (۴) نشان داده شده است، سه پارامتر ورودی پهنای باند، نرخ داده و تعداد کانال که پیش‌تر به‌عنوان ورودی‌های محموله معرفی شدند، با تعیین تعداد ترانسپاندر از رابطهٔ متناظر وارد روند محاسباتی طراحی آماری می‌شوند. سه پارامتر ورودی دیگر (جرم پرتاب، توان مصرفی کل و هزینهٔ پروژه) با عنوان ورودی‌های سطح سیستم معرفی شدند. هزینهٔ پروژه و توان مصرفی کل ابتدا با تعیین جرم پرتاب ماهواره و جرم پرتاب با تعیین جرم خشک ماهواره وارد روند طراحی آماری می‌شوند. در مراحل بعدی روند طراحی آماری به‌طور مشابه پارامترهایی نظیر جرم خشک، توان مصرفی، حجم کل، ابعاد، هزینهٔ ساخت و ایستگاه زمینی، پرتاب و بیمه محاسبه می‌شوند. هر یک از این پارامترها از روابط آماری متناظر به‌دست می‌آیند. شایان ذکر است هر یک از پارامترهای ورودی به‌طور مستقل روند طراحی آماری را برای تخمین پارامترهای خروجی طی می‌کند.



شکل ۴- روندنمای طراحی آماری سطح سیستم

نمونه‌ای از مدل‌های آماری استخراج شده در شکل (۵) آمده است. روابط آماری استخراج شده در سطح سیستم که در نرم‌افزار پژوهش حاضر مورد استفاده قرار گرفت، در جدول (۶) آمده است. برای تکمیل این جدول از برخی روابط موجود در مرجع [۱۶] استفاده شده است.



شکل ۵- مدل آماری حجم-جرم پرتاب برای کلاس جرمی میانه

جدول ۶- روابط آماری سطح سیستم

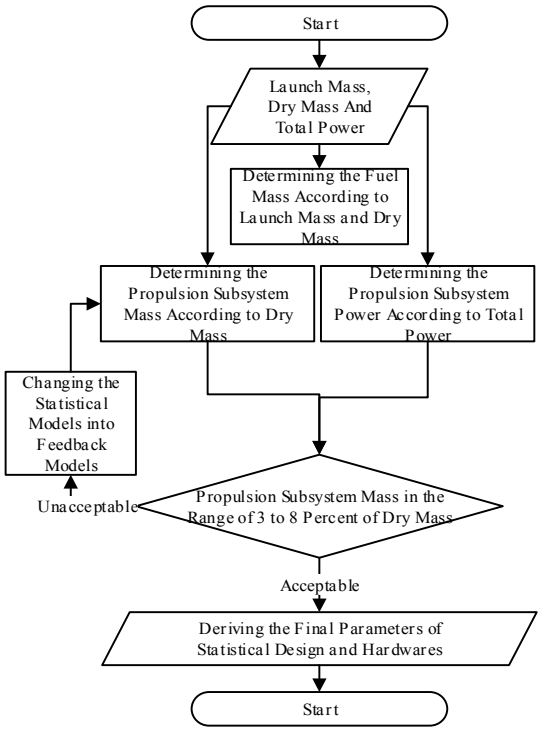
	پارامتر		رابطه
	تعداد ترانسپاندر برحسب پهنای باند		$No.T = 0.0277 \times BW$
	تعداد ترانسپاندر برحسب تعداد کانال		$No.T = 0.1666 \times No.C$
	تعداد ترانسپاندر برحسب نرخ داده		$No.T = 0.0111 \times DR$
	تعداد ترانسپاندر برحسب جرم پرتاب		
	جرم کل برحسب هزینه ساخت ماهواره		$M_L = 2000 \times ln\,(0.039 \times C_{sat})$
	ابعاد برحسب جرم خشک	طول	$length = 0.0007 \times M_D + 1.4876$
		عرض	$width = 0.0008 \times M_D + 1.3719$
	هزینه ساخت ماهواره		$C_{Sat} = 25.348e^{0.0005M_L}$
	هزینهٔ پرتاب		$C_L = 0.7857C_{Sat}$
	هزینه بیمه		$C_G = 0.2142C_{Sat}$
	هزینه ایستگاه زمینی		$C_{GS} = 1.5714C_{Sat}$
متوسط	جرم خشک برحسب جرم پرتاب		$M_D = 0.4479 \times M_L + 120$
	توان مصرفی برحسب جرم پرتاب		$P_T = 1.3007 \times M_L + 219.48$
	حجم کل برحسب جرم پرتاب		$vol = 0.0064 \times M_L + 1.7085$
	جرم پرتاب برحسب توان کل		$P_T \leq 3471\,(W)$ $M_L = 0.768 \times P_T - 168.74$
میانه	جرم خشک برحسب جرم پرتاب		$M_D = 0.3381 \times M_L + 396.75$
	توان مصرفی برحسب جرم پرتاب		$P_T = 2.5591 \times M_L - 2925.8$
	حجم کل برحسب جرم پرتاب		$vol = 0.0105 \times M_L - 8.7168$
	جرم پرتاب برحسب توان کل		$3471(W) \leq P_T \leq 7820(W)$ $M_L = 0.39 \times P_T + 1144$
سنگین	جرم خشک برحسب جرم پرتاب		$M_D = 1.1599 \times M_L - 2998$
	توان مصرفی برحسب جرم پرتاب		$P_T = 5.4374 \times M_L - 15028$
	حجم کل برحسب جرم پرتاب		$vol = 0.0247 \times M_L - 68.124$
	جرم پرتاب برحسب توان کل		$7820(W) \leq P_T \leq 14330(W)$ $M_L = 0.184 \times P_T + 2764$
فوق سنگین	جرم خشک برحسب جرم پرتاب		$M_D = 1.1026 \times M_L - 3726.2$
	توان مصرفی برحسب جرم پرتاب		$P_T = 6.5884 \times M_L - 21194$
	حجم کل برحسب جرم پرتاب		$vol = 0.0504 \times M_L - 206.99$
	جرم پرتاب برحسب توان کل		$14330(W) \leq P_T$ $M_L = 0.152 \times P_T + 3217$

روندنمای طراحی و روابط استخراج شده در سطح زیرسیستم‌ها

در این بخش به الگوریتم‌های طراحی آماری زیرسیستم‌ها برای استخراج مشخصات آن‌ها پرداخته می‌شود. در تمامی این الگوریتم‌ها روند مشابهی پیش گرفته شده است که به شرح زیر است:

- تخمین جرم زیرسیستم با استفاده از رابطهٔ حاصل از مدل جرمی مربوطه
- تخمین توان مصرفی با استفاده از رابطهٔ حاصل از مدل توانی مربوطه
- هم‌خوانی جرم و توان تخمینی با درصد جرمی و توانی ذکر شده در مراجع طراحی سیستمی
- استفاده از روابط فیدبک در صورت عدم هم‌خوانی
- پیشنهاد سخت‌افزاری با توجه به بررسی‌های آماری پایگاه داده و مدل‌های موجود در صنایع فضایی

به‌عنوان نمونه، روندنمای طراحی آماری زیرسیستم پیشرانش به‌منظور تعیین مشخصات این زیرسیستم در شکل (۶) آمده است. در مرجع روند طراحی آماری سایر زیرسیستم‌ها به تفکیک آمده است.



شکل ۶- روندنمای طراحی آماری زیرسیستم پیشرانش

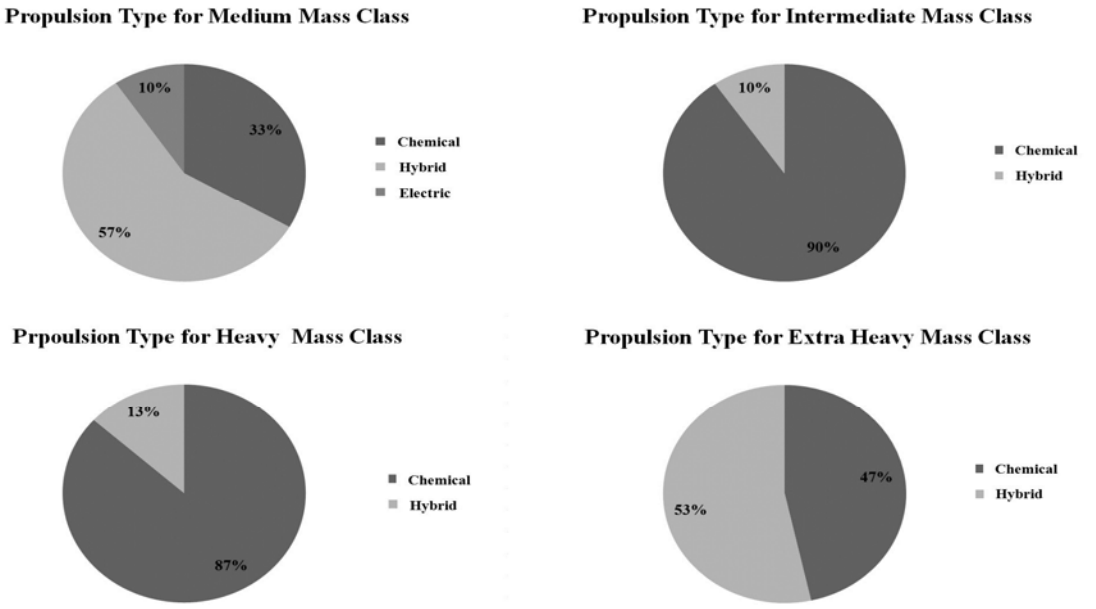
روابط آماری استخراج شده برای زیرسیستم‌ها در جدول (۷) آمده است. این روابط به دلیل کاهش تعداد داده‌های آماری بدون در نظرگیری کلاس جرمی استخراج شده است. همان‌طورکه در شکل (۶) و جدول (۷) مشاهده می‌شود، تمامی زیرسیستم‌ها غیر از سازه و پیشرانش، علاوه بر روابطی اصلی برای تعیین جرم و توان دارای دو رابطهٔ دیگر برای جرم و توان هستند که به‌عنوان روابط فیدبکی مورد استفاده قرار می‌گیرند.

جدول ۷- روابط آماری سطح زیرسیستم [۱۶]

زیرسیستم	پارامتر	رابطه
پیشرانش	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{Pro}} = 0.1401 \times M_D - 68.538$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{Pro}} = 0.0423 \times M_D + 49.245$
	توان (اصلی)	$P_{\mathrm{Pro}} = 0.1742 \times P_T + 24.842$
تعیین و کنترل وضعیت	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{ADCS}} = 0.0525 \times M_D + 9.348$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{ADCS}} = 0.052 \times M_D + 241$
	توان (اصلی)	$P_{\mathrm{ADCS}} = 0.1258 \times P_T - 11.3$
	توان (فیدبک)	$P_{\mathrm{ADCS}} = 0.127 \times P_T + 104$
تأمین انرژی	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{PGS}} = 0.1971 \times M_D - 24.28$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{PGS}} = 0.13 \times M_D + 79$
	توان (اصلی)	$P_{\mathrm{PGS}} = 0.0605 \times P_T - 12.42$
	توان (فیدبک)	$P_{\mathrm{PGS}} = 0.28 \times P_T - 34.57$
سازه	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{STR}} = 0.2441 \times M_D + 17.854$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{STR}} = 0.4127 \times M_D - 481.562$
	توان (اصلی)	$P_{STR} = 0$
محموله	جرم (اصلی)	$M_{Pay} = 0.211 \times M_D + 35.13$
	جرم (فیدبک)	$M_{Pay} = 0.1264 \times M_D + 124.7$
	توان (اصلی)	$P_{Pay} = 0.26 \times P_T - 13.42$
	توان (فیدبک)	$P_{Pay} = 0.18 \times P_T + 87.84$
کنترل فرمان داده و فرمان	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{CDH}} = 0.0307 \times M_D + 3.413$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{CDH}} = 0.0371 \times M_D - 145.32$
	توان (اصلی)	$P_{\mathrm{CDH}} = 0.071 \times P_T - 11.872$
	توان (فیدبک)	$P_{\mathrm{CDH}} = 0.0621 \times P_T - 211.423$
کنترل حرارت	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{TCS}} = 0.0631 \times M_D - 3$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{TCS}} = 0.0371 \times M_D - 247.41$
	توان (اصلی)	$P_{\mathrm{TCS}} = 0.1514 \times P_T - 9.841$
	توان (فیدبک)	$P_{\mathrm{TCS}} = 0.124 \times P_T + 1002.478$
مخابرات	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{Com}} = 0.061 \times M_D - 10.3$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{Com}} = 0.2764 \times M_D + 156.56$
	توان (اصلی)	$P_{\mathrm{Com}} = 0.163 \times P_T - 7.12$
	توان (فیدبک)	$P_{\mathrm{Com}} = 0.3147 \times P_T + 102.478$
پیشرانش	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{Pro}} = 0.1401 \times M_D - 68.538$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{Pro}} = 0.0423 \times M_D + 49.245$
	توان (اصلی)	$P_{\mathrm{Pro}} = 0.1742 \times P_T + 24.842$
تعیین و کنترل وضعیت	جرم (اصلی)	$M_{\mathrm{ADCS}} = 0.0525 \times M_D + 9.348$
	جرم (فیدبک)	$M_{\mathrm{ADCS}} = 0.052 \times M_D + 241$
	توان (اصلی)	$P_\mathrm{ADCS} = 0.1258 \times P_T - 11.3$

انتهای تمام روندنماهای طراحی آماری زیرسیستم‌ها، سخت‌افزارهایی برای زیرسیستم مربوطه پیشنهاد می‌شود که با توجه به بررسی‌های آماری ماهواره‌های پایگاه داده استخراج شدند.

برای نمونهٔ مدل آماری مربوط به نوع رویکرد پیشرانشی به تفکیک کلاس جرمی در شکل (۷) نشان داده شده است.سخت‌افزارهای پیشنهادی برای هر زیرسیستم براساس بررسی بسترهای موجود تدوین شدهاست که به‌عنوان نمونه، سخت‌افزارهای پیشنهادی برای زیرسیستم پیشرانش در جدول (۸) آمده است.



شکل ۷- توصیهٔ برای نوع رویکرد پیشرانشی به تفکیک کلاس جرمی

جدول ۸- سخت‌افزارهای پیشنهادی برای زیرسیستم پیشرانش

سخت‌افزار/ کلاس جرمی	متوسط	میانه	سنگین	فوق‌سنگین
پیشرانش شیمیایی				
تراستر	--	اس۱۰-۱۸	اس۱۰-۲۳ اس۱۰-۱۸	اس۱۰-۲۳ اس۱۰-۱۸
تانک سوخت	--	اُست۲۲/۵۱	ای۳۰۰۰ال‌ایکس اُست ۶۱/۲۲	ای۳۰۰۰ال‌ایکس
تعداد پایرو ولو	--	۹	۹-۱۷	۱۷
تعداد فیل‌درین ولو	--	۱۱	۱۱-۱۳	۱۳-۱۵
پیشرانش الکتریکی				
تراستر	اس‌پی‌تی-100 ایکس‌آی‌پی اس-25	اس‌پی‌تی-100	اس‌پی‌تی-100	اس‌پی‌تی-100 ایکس‌آر-5 ایکس‌آی‌پی‌اس-25 پی‌پی‌اس-1350
واحد مخزن سوخت	فیوزدایم	فیوزدایم	فیوزدایم	فیوزدایم
واحد پردازش توان	تاس-اتکا	تاس-اتکا	تاس-اتکا	تاس-اتکا
نشانه‌روی و پشتیبان	تی‌پی‌ام (راگ)	تی‌پی‌ام (راگ)	تی‌پی‌ام (راگ)	تی‌پی‌ام (راگ)
مدیریت فشار و جریان سوخت	پی‌ام‌یو (موگ)	پی‌ام‌یو (موگ)	پی‌ام‌یو (موگ)	پی‌ام‌یو (موگ)

استخراج مدل‌های پارامتری

طراحی آماری به‌کار رفته در این مقاله، تخمینی از مشخصات سطح سیستم و بودجه‌های جرمی و توانی زیرسیستم‌ها ارائه می‌دهد.برای افزایش دقت نتایج مدل‌های آماری، مدل پارامتری زیرسیستم‌های ماهواره مخابراتی مدار زمین‌آهنگ به‌عنوان مکمل این طراحی در نرم‌افزار گنجانده شده است. در هر یک از طراحی‌های پارامتری از یک یا چند مرجع طراحی سیستمی ماهواره یا پایان‌نامه‌ها و مقالات مرتبط با هر زیرسیستم استفاده شده است. لازم به ذکر است این طراحی‌ها مناسب فاز طراحی مفهومی می‌باشد و فاز طراحی جزئی را تحت پوشش قرار نمی‌دهد. استفاده از مدل پارامتری در این نرم‌افزار موجب کارآمدی بیشتر نرم‌افزار شده و پارامترهای مهم زیرسیستم‌های ماهواره مخابراتی که با استفاده از روش طراحی آماری قابل محاسبه نیستند، را محاسبه می‌کند.

ورودی و خروجی‌ها

ورودی‌های مدل پارامتری برای هر زیرسیستم متفاوت است. به‌طور کلی، ورودی‌های مدل‌های پارامتری شامل ورودی‌های طراحی آماری یا خروجی‌های آن، ورودی‌های تعریف شده توسط کاربر یا ترکیبی از آن‌هاست. خروجی‌های مدل پارامتری نیز برای هر زیرسیستم متفاوت است و معمولاً شامل برخی از مشخصات مهم و عملکردی آن زیرسیستم می‌شود.

روند طراحی پارامتری زیرسیستم پیشرانش

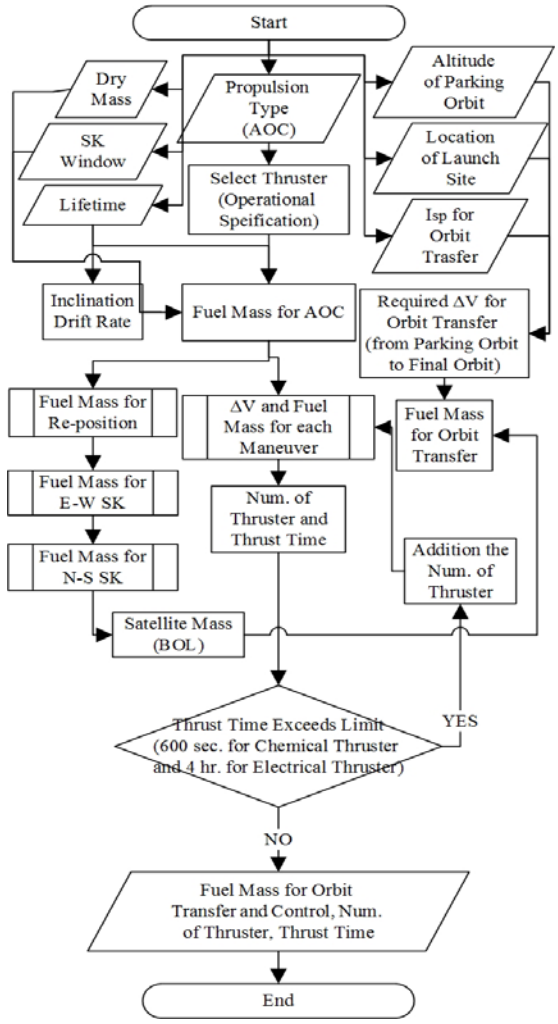
همان‌طورکه قبلاً هم اشاره شد، مدل پارامتری استفاده شده در نرم‌افزار برای فاز طراحی مفهومی مناسب است و فاز طراحی دقیق را پوشش نمی‌دهد. این مدل‌های پارامتری از مراجع طراحی سیستمی ماهواره، پایان‌نامه‌ها و یا مقالات مرتبط با آن زیرسیستم استخراج شده است. برای نمونه، روندنمای مدل پارامتری زیرسیستم پیشرانش به‌صورت شکل (۸) است.

همان‌طورکه در شکل (۸) مشخص است، ورودی‌های این مدل پارامتری شامل جرم خشک ماهواره، نوع پیشرانش (هیبرید یا تمام شیمیایی)، ضربهٔ ویژه سوخت انتقال مداری، ارتفاع مدار پارکینگ، موقعیت سایت پرتاب، بازهٔ پنجرهٔ حفظ موقعیت و طول عمر ماهواره است. از بین این ورودی‌ها، جرم خشک ماهواره جزو ورودی‌هایی است که از طراحی آماری آمده است (به‌عنوان ورودی بالادستی طراحی آماری یا خروجی آن) و سایر ورودی‌ها نیز توسط کاربر تعریف می‌شود. مهم‌ترین خروجی‌های مدل پارامتری زیرسیستم پیشرانش شامل جرم سوخت برای انتقال مداری، جرم سوخت برای کنترل مداری، تعداد تراستر و مدت زمان تراست است.

در طراحی تمام زیرسیستم‌ها نکات ریزی وجود دارد که با توجه به مراجع مختلف تعیین شده‌اند. به عنوان مثال، در طراحی ماهواره زمین‌آهنگ مخابراتی نحوهٔ پرتاب مستقیم یا پرتاب به مدار پارکینگ،تأثیر مستقیم روی زیرسیستم پیشرانش دارد. همچنین، در طراحی این زیرسیستم باید مقدار سوخت انتقال مداری و مانورهای دیگر محاسبه شده و از هم تفکیک شوند. از طرفی، در طراحی تمام زیرسیستم‌ها چالش‌های مهمی وجود داشت که برخی از آنها فهرست‌وار در ادامه آمده است:

- زیرسیستم مخابرات: منطقهٔ سطح پوشش ماهواره، باند فرکانسی، تعداد کانال و پهنای باند
- زیرسیستم توان: نحوهٔ پرتاب (مستقیم یا به مدار پارکینگ)، نوع و جنس باتری‌ها و آرایه‌های خورشیدی
- زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت: منطقهٔ سطح پوشش، دقت نشانه‌روی
- زیرسیستم سازه: میزان حجم قابل قبول برای ماهواره و چگالی داخلی اجزا
- زیرسیستم کنترل حرارت: نحوهٔ سمت‌گیری خورشید (سمت‌گیری کل ماهواره و سمت‌گیری آرایه‌ها)

سایر مسائل فنی در نظرگرفته شده در بخش طراحی پارامتری برای هر زیرسیستم به صورت مستقیم با استفاده از کتب مرجع طراحی برطرف شده است و این موارد بخشی از چالش‌های پیش رو برای طراحی هر زیرسیستم بوده است.

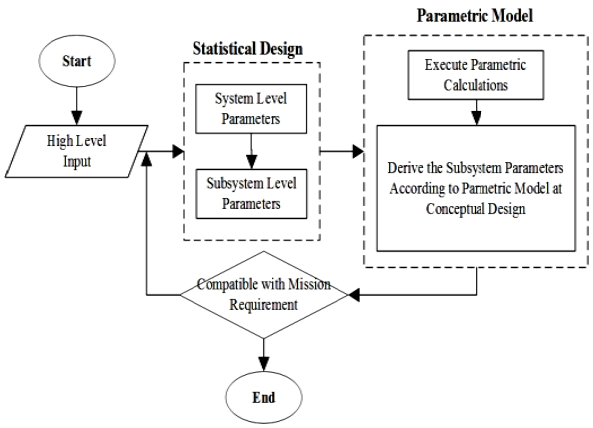


شکل ۸- روندنمای طراحی پارامتری زیرسیستم پیشرانش

معرفی نرم‌افزار طراحی مهندسی ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ

نرم‌افزار طراحی مهندسی ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ با ترکیب دو روش طراحی آماری و مدل پارامتری تدوین شده است. این نرم‌افزار با استفاده از مدل‌های آماری که در ابتدای مقاله تشریح شد، خروجی‌های سطح اول ماهواره را ارائه می‌دهد. خروجی‌های طراحی آماری، همراه با پارامترهایی که توسط کاربر متخصص مقداردهی می‌شوند، به‌عنوان ورودی مدل پارامتری برای هر زیرسیستم در نظر گرفته شدند. مدل پارامتری استفاده شده در این نرم‌افزار منجر به ارائه مشخصات زیرسیستم‌ها

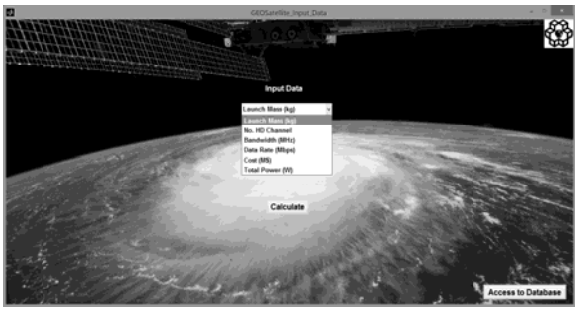
متناسب با فاز طراحی مفهومی ماهواره می‌شود. طرح کلی این نرم‌افزار در شکل (۹) نشان داده شده است.



شکل ۹- طرح کلی نرم‌افزار طراحی مهندسی ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ

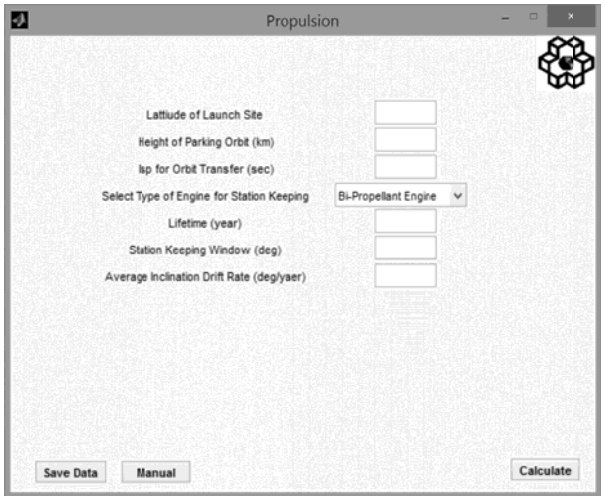
ورودی‌های نرم‌افزار طراحی مهندسی

ورودی سطح بالای نرم‌افزار ارائه شده در این مقاله، یکی از شش ورودی طراحی آماری است.همان‌طورکه در شکل (۱۰) نشان داده شده است، صفحهٔ اصلی نرم‌افزار مربوط به انتخاب یکی از این شش ورودی توسط کاربر است. پس از انتخاب یکی از این ورودی‌ها توسط کاربر، محدودهٔ مجاز ورودی در کادر دریافت مقدار نمایش داده می‌شود.



شکل ۱۰- پنجرهٔ دریافت ورودی نرم‌افزار و شش ورودی مذکور

مدل پارامتری هر زیرسیستم نیز با کلیک روی دکمه طراحی پارامتری که در کادر هر زیرسیستم قرارداده شده است، ظاهر می‌شود. برای نمونه، با کلیک روی دکمه طراحی پارامتری زیرسیستم پیشرانش و انتخاب حالت دستی، پنجرهٔ شکل (۱۱) باز می‌شود. در این پنجره ورودی‌های موردنیاز برای انجام طراحی پارامتری زیرسیستم پیشرانش نمایش و توسط کاربر مقداردهی می‌شود.



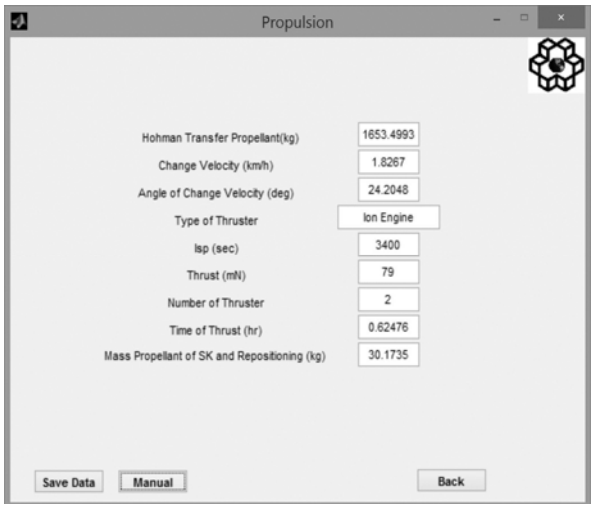
شکل ۱۱- ورودی‌های طراحی پارامتری زیرسیستم پیشرانش

خروجی‌های نرم‌افزار طراحی مهندسی

خروجی‌های نرم‌افزار طراحی مهندسی در دو بخش طراحی آماری و مدل پارامتری ارائه می‌شود. همان‌طورکه قبلا اشاره شد، خروجی‌های طراحی آماری به‌عنوان ورودی مدل پارامتری در نظر گرفته می‌شود. خروجی‌های مدل پارامتری نیز شامل مشخصات عملکردی زیرسیستم مربوطه در فاز طراحی مفهومی است.در نرم‌افزار تدوین شده، خروجی‌های سطح سیستم و زیرسیستم پس از وارد کردن ورودی و کلیک بر روی دکمه محاسبه نمایش داده می‌شود. در شکل (۱۲) پنجرهٔ نمایش خروجی طراحی آماری آمده است.

در بخش پارامتری پس از وارد کردن مقادیر ورودی طراحی پارامتری و کلیک روی دکمهٔ محاسبه، خروجی‌های طراحی پارامتری محاسبه و نمایش داده می‌شود (شکل ۱۳).

شکل ۱۲- پنجرهٔ نمایش خروجی طراحی آماری در نرم‌افزار



شکل ۱۳- خروجی‌های طراحی پارامتری زیرسیستم پیشرانش

صحه‌گذاری نتایج

همان‌طورکه‌اشاره شد نرم‌افزار طراحی مهندسی ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ بر پایهٔ ترکیبی از روش آماری و مدل پارامتری تدوین شده است. صحه‌گذاری این نرم‌افزار به‌صورت مقایسهٔ نتایج حاصل از نرم‌افزار با یک نمونهٔ واقعی انجام می‌شود (جدول ۹). میانگین خطای این صحه‌گذاری حدود ۱۴ درصد است.در مراجع مختلف میزان حاشیهٔ طراحی در فازهای مختلف طراحی آمده است. میانگین حاشیه در فاز طراحی مفهومی می‌تواند ۲۵ درصد باشد [۱۷]. بنابراین، خطای نرم‌افزار در طرح ارائه شده مقدار قابل قبولی است.

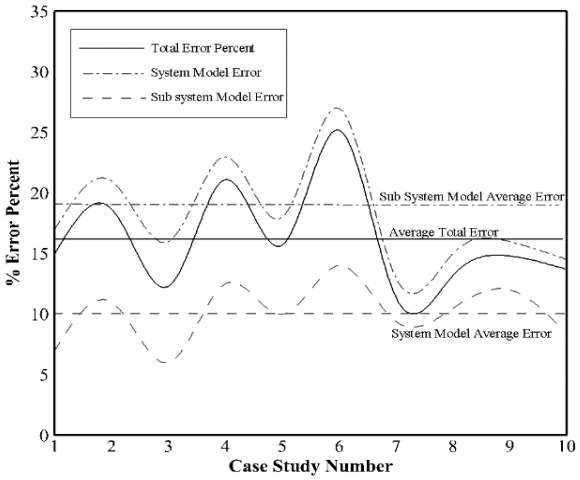
همان‌طورکه در جدول (۹) مشاهده می‌شود بازه تغییرات خطای نرم‌افزار از ۱/۴ تا ۵۰ متغییر است. این موضوع نشان‌دهندهٔ نتایج متفاوتی است که ناشی از دو عامل اصلی است. عامل اول دقت مدل‌های آماری و عامل دوم دقت نتایج طراحی پارامتر می‌باشد. در برخی نتایج همچون نتایج سیستمی که از دقت بالایی برخوردار است. به دلیل وجود تعداد دادهٔ زیاد در مدل‌های آماری، این مدل‌ها دقت بالایی دارند. ازطرفی، بلوغ مناسبروش‌های پارامتری در این حوزه سبب شده است که کوپل دقت بالای روش های پارامتری و آماری اتفاق افتد. در برخی مدل‌ها که پایگاه داده غنی نیست و همزمان روش‌های طراحی پارامتری هم دقت نسبتاً کمتری دارند، سبب کاهش دقت کل نتایج شده است. در اینجا باید دقت نمود در هر بار استفاده از این نرم‌افزار برای طراحی ماهواره‌های مختلف نتایج متفاوت است و این موضوع به دلیل در نظر گرفتن کلاس جرمی متفاوت ماهواره‌های زمین‌آهنگ است.

جدول ۹- صحه‌گذاری نرم‌افزار با استفاده از نمونهٔ واقعی

مشخصات	داده‌های واقعی	نرم‌افزار	خطا (٪)
سطح سیستم			
جرم کل (کیلوگرم)	۳۴۵۴	۳۴۵۴	۰
جرم خشک (کیلوگرم)	۱۶۰۰	۱۵۶۵	۲/۱
توان کل (وات)	۶۰۰۰	۵۹۱۴	۱/۴
حجم (مترمکعب)	۲۸	۲۷/۵	۱/۷
هزینه ساخت (میلیون دلار)	۱۳۲/۴	۱۴۲/۵۶	۷/۶
هزینهٔ پرتاب(میلیون دلار)	۱۰۰	۱۱۲/۰۱	۱۲/۰۱
هزینه بیمه(میلیون دلار)	--	۳۰/۵۵	--
هزینه ایستگاه زمینی (میلیون دلار)	--	۲۲۴/۰۲	--
هزینه کل(میلیون دلار)	--	۵۰۹/۱۴	--
زیرسیستم پیشرانش			
جرم (کیلوگرم)	۱۴۰	۱۳۴/۱	۴
توان (وات)	۹۰۰	۷۳۰	۱۸
جرم سوخت (کیلوگرم)	۱۸۵۴	۱۶۸۵	۱۰
زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت			
جرم (کیلوگرم)	۹۰	۸۷/۷	۲
توان (وات)	۹۰۰	۶۳۰	۳۰
زیرسیستم تأمین انرژی			
جرم (کیلوگرم)	۲۹۰	۲۵۱	۱۳
توان (وات)	۳۰۰	۲۵۱	۱۶
زیرسیستم مخابرات: ارتباط با ایستگاه زمینی			
جرم (کیلوگرم)	۸۰	۷۲	۱۰
توان (وات)	۹۰۰	۷۷۴	۱۴
زیرسیستم مخابرات: محموله			
جرم (کیلوگرم)	۴۵۰	۲۸۱	۳۷
توان (وات)	۱۸۰۰	۱۶۱۱	۱۰
زیرسیستم کنترل داده و فرمان			
جرم (کیلوگرم)	۵۰	۶۵	۳۰
توان (وات)	۳۰۰	۲۹۰	۳
زیرسیستم کنترل حرارت			
جرم (کیلوگرم)	۹۰	۶۷	۲۵
توان (وات)	۹۰۰	۴۴۵	۵۰
سازه			
جرم (کیلوگرم)	۴۱۰	۳۰۰	۲۶
توان (وات)	۰	۰	۰

جهت صحت‌سنجی مناسب‌تر نتایج از این نرم‌افزار برای طراحی ۱۰ ماهواره مختلف با کلاس جرمی متفاوت استفاده شد. با توجه به اینکه میزان دقیق تمام پارامترهای این ماهواره‌ها مشخص نبود،تمام پارامترهای موجود تحلیل و نتایج به صورت شکل (۱۴) ارائه شد. در این شکل خطای مدل‌های سیستمی و زیرسیستمی و خطای کل به‌صورت مجزا آمده است. همان‌طورکه در شکل (۱۴)

مشخص است، میانگین خطای کل برابر ۱۶٪، میانگین خطای نتایج سیستمی ۱۰٪ و میانگین خطای نتایج زیرسیستمی ۱۹٪ است.



شکل ۱۴- میانگین خطای نتایج استفاده از نرم‌افزار برای ۱۰ ماهوارهٔ مختلف

نتیجه‌گیری

رشد سریع تکنولوژی و تغییر رویکرد در طراحی ماهواره‌های زمین‌آهنگ موجب تفاوت‌های زیادی در مشخصات ماهواره‌های مخابراتی در سال‌های گذشته با دههٔ اخیر شده است. بنابراین، انجام بررسی‌های آماری در مراحل ابتدایی طراحی ضروری است. علاوه‌براین، اهمیت طراحی آماری را می‌توان در تخمین محدودهٔ طراحی برای سطح سیستم و زیرسیستم دانست که همراهی آن با طراحی پارامتری (در فاز طراحی مفهومی) می‌تواند نتایج قابل قبولی را در اختیار کاربر قرار دهد. در این مقاله، پایگاه داده‌ای براساس ماهواره‌های پرتاب شده از سال ۲۰۱۰ تا سال ۲۰۱۵ جمع‌آوری و براساس آن مدل‌های آماری سطح سیستم و زیرسیستم به‌صورت کمی و کیفی استخراج شدند. در ادامه خروجی‌های طراحی آماری به‌عنوان ورودی‌های طراحی پارامتری در نظر گرفته شد. سپس، با استفاده از ترکیب روش‌های طراحی پارامتری مراجع مختلف، روندنمایی برای طراحی پارامتری هر زیرسیستم استخراج شد. مزیت اصلی نرم‌افزار طراحی مهندسی ماهواره‌های زمین‌آهنگ، در نظر گرفتن کوپلینگ‌های زیرسیستمی با استفاده از داده‌های آماری و پارامتری و تجمیع هماهنگ روندنمای طراحی زیرسیستم‌های مختلف با دیدگاه سیستمی است. قالب گرافیکی مناسب و پیاده‌سازی جامع این نرم‌افزار سبب شده است که مهندسان سیستم بدون نیاز به حضور کارشناسان زیرسیستم‌های مختلف در مدت زمان کمی بتوانند طرح کلی از ماهواره مخابراتی زمین‌آهنگ مورد نظر کارفرما را داشته باشند. با توجه به توضیحات مطرح شده در نهایت این نرم‌افزار خواهد توانست، زمان و هزینهٔ فاز طراحی مفهومی را به‌طور قابل توجهی کاهش دهد.

برای صحت‌سنجی نتایج حاصل از نرم‌افزار، ده ماهواره نمونه انتخاب و نتایج حاصل از طراحی با مدل واقعی مقایسه و میزان خطای آن محاسبه شد. میانگین خطای حاصل از طراحی با مدل‌های واقعی حدود ۱۶٪ است که در فاز طراحی مفهومی مقدار قابل قبولی است.

مراجع

[1] FAA., "2015 Commerical Space Transportation Forecasts", *FAA Comerical Space Transportation (AST) and the Commerical Space Transportation Advisory Committee (COMSTAC)*, 2015.

[2] Wilke, M. and et al., "MUSSAT-A Tool for Model-Based System Engineering of Commerical Satellite Systems," *INCOSE International Symposium*, Vol. 9, No. 1, 1999, pp.181-189.

[3] Wilke, M., Quirmbach, O., Schiffner, M., Igenbergs, E., "MuSSat-A Tool for Satellite Design in Concept Design Centers," *Proceedings of EuSEC 2000*, pp.337-344.

[4] Chang, Y.K. and et al., "Development of System Engineering Design Tool (SEDT) for Small Satellite Conceptual Design," *Small Satellites for Earth Observation: Selected Proceedings of the 5th International Symposium of the International Academy of Astronautics*, Berlin, 2005, p. 222.

[5] Chang,Y.K., Hwang, K. L. and Kang, S. J., "SEDT (System Engineering Design Tool) Development and its Application to Small Satellite Conceptual Design," *Acta Astronautica,* Vol. 61, No. 7, 2007, pp.676-690.

[6] Pasquet, J.M., "SPACEBUS 4000 Avionics: key Features and First Flight Return," *24th AIAA International Communications Satellite Systems Conference*, 2006, p. 5301.

[7] Corey, R.L. and Pidgeon, D.J., "Electric Propulsion at Space Systems/Loral," *Proc. 31th International Electric Propulsion Conference,paper IEPC-2009-270*, 2009.

[8] Ridolfi, G., Mooij, E., Corpino, S., "A System Engineering Tool for the Design of Satellite Subsystems," *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, 2009, p. 6037.

[9] Hollingsworth, T., Gelon, W., Szeto, A., Applewhite, A., "25-kW Bus Platform for Communications Satellites," *28th AIAA International Communications Satellite Systems Conference*, 2010, p. 8687.

[10] Hughes,S. P., Qureshi,R. H., Cooley,S. D., Parker,J. J.,"Verification and Validation of the General Mission Analysis Tool (GMAT)", *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2014, p. 4151.

[11] Mirshams,M., Zabihian,A. R., Zabihian,E.,"Statistical Design Model and Telecommunication Satellites Subsystems", *Proceedings of the 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 2013, pp. 655-658.

[12] Mirshams,M., Zabihian, A. R., Zabihian,E.,"Statistical Design Model and Telecommunication Satellites Subsystems", *Proceedings of the 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, 2013, pp. 655-658.

[13] Kosari, A., Kaviri, S., Moshiri, B., Fakoor, M., "Design of Optimal Thruster Configuration for Attitude Control of Geostationary Satellite," *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 13, No. 13, 2014, pp. 67-77, (in persian)

[14] Fakoor, M., Taghinezhad, M. and Kosari, A., "Design of Configuration and Layout Optimization in GEO Satellite", *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 15, No. 1, 2014, pp. 339-351 (in persian).

[15] Anderson, D.R., Burnham, K.P., *Model Selection and Multi-Model Inference*, 2rd Ed, Springer-Verlag, 2004, pp. 271-304.

[16] Mirshams, M., Zabihian, E., Fast Determination of System Specification of GEO Communication Satellites, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 17, No. 2, 2017, pp. 404-412 (in persian).

[17] Brown, C.D., *Elements of Spacecraft Design*, USA Virginia: AIAA Inc., 2002, pp.13-43