

نرم افزار استخراج مشخصات فنی - اصلی ماهواره‌های مخابراتی زمین آهنگ

مهران میرشمس^{۱*} و احسان ذبیحیان^۲

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

*تهران، کدپستی: ۱۶۷۶۵-۳۳۸۱

mirshams@kntu.ac.ir

در این مقاله ابزار «آزمین» معرفی شده است. این ابزار با استفاده از روش مطابقت (مدل طراحی آماری) برای طراحی ماهواره‌های مخابراتی زمین آهنگ در آزمایشگاه تحقیقات فضایی طراحی، تهیه و ارائه شده است. ویژگی و هدف اصلی این نرم‌افزار، تعیین مشخصات فنی- اصلی ماهواره در مدت زمان کوتاه با دقت قابل قبول است. مشخصات در سطح ماهواره شامل جرم، توان، ابعاد و هزینه و در سطح زیرمجموعه شامل جرم، توان و پیشنهاد برای ترکیب المان‌های هر زیرمجموعه هستند. استفاده از این نرم‌افزار سبب کاهش زمان و به تبع آن هزینه، خواهد شد. در این مقاله، سه بخش اصلی نرم‌افزار «آزمین» تشریح شده‌اند. پایگاه داده مورد استفاده در نرم‌افزار شامل ۴۶۴ ماهواره مخابراتی زمین آهنگ از سال ۲۰۰۰ تا ۲۰۱۷ است. پس از تشریح بخش‌های مختلف نرم‌افزار، روابط استفاده شده در آن معرفی شده‌اند. دقت «آزمین» به دو روش پیاده‌سازی و آماری صحت‌گذاری شده است. میانگین خطای نتایج به دست آمده ۱۵٪ است.

واژه‌های کلیدی: ابزار «آزمین»، ماهواره مخابراتی، مدار زمین آهنگ، طراحی آماری، کاهش زمان طراحی

علائم و اختصارات

M_{Com}	جرم زیرسیستم مخابرات (kg)	$ADCS$	زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت
M_D	جرم خشک (kg)	BW	پهنای باند (MHz)
M_p	جرم محموله (kg)	C_A	هزینه بیمه (M\$)
M_{PAY}	جرم محموله (kg)	CDH	زیرسیستم مدیریت فرمان و داده
M_{PGS}	جرم زیرسیستم تأمین انرژی (kg)	C_{GS}	هزینه ایستگاه زمینی (M\$)
M_{PRO}	جرم زیرسیستم پیش‌رانش (kg)	C_L	هزینه پرتاب (M\$)
M_{STR}	جرم زیرسیستم سازه (kg)	C_{sat}	هزینه ماهواره (M\$)
M_T	جرم کل (kg)	DR	نرخ داده (Mbps)
M_{TCS}	جرم زیرسیستم کنترل حرارت (kg)	EPS	زیرسیستم تأمین انرژی
NCR	تعداد کانال مورد نیاز	GEO	مدار زمین آهنگ
NoT	تعداد ترانسپاندر		جرم زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (kg)
P_{ADCS}	توان زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت (W)	M_{ADCS}	جرم زیرسیستم مدیریت داده و
P_{CDH}	توان زیرسیستم مدیریت داده و فرمان (W)	M_{CDH}	
P_{Com}	توان زیرسیستم مخابرات (W)		
P_{PAY}	توان محموله (W)		

۱. دانشیار (نویسنده مخاطب)

۲. دانشجوی دکتری

زیرمجموعه‌های مختلف و وظایف متعدد هر زیرمجموعه پیچیدگی و به تبع آن زمان طراحی را بالا برده است. این موضوع در مرحله طراحی مفهومی از مراحل دیگر طراحی بیشتر نمود پیدا می‌کند. اهمیت پرداختن به مرحله طراحی مفهومی به‌عنوان اولین و مؤثرترین گام در طراحی یک مجموعه فضایی کاملاً قابل درک است. از طرفی امکان به‌دست آوردن یک فرمول کلی که بتوان با آن طراحی مفهومی را با سرعت و بازده قابل قبول تخمین زد، وجود ندارد.

طی گذشت زمان برای سرعت بخشیدن به طراحی، کاهش هزینه و کاهش نیروی انسانی این روش‌ها به همراه تغییراتی به شکل کد یا نرم‌افزار پیاده‌سازی شده‌اند. اکثر نرم‌افزارها به دلیل بار پردازشی بالا نیاز به سخت‌افزارهای پیشرفته‌ای دارند تا در زمان قابل قبول (کمتر از یک ماه) بخشی از نتایج طراحی را ارائه کنند. تمامی این نرم‌افزارها با توجه به ماهیت تخصصی و تحلیلی نیاز به کاربرهایی با دانش مرتبط با تمام زیرمجموعه‌ها دارند. در اینجا ۵ نمونه مهم از این نرم‌افزارها در قالب جدول (۱) آمده است.

جدول ۱- معرفی نرم‌افزارهای طراحی ماهواره [۷-۱۰]

نام	بستر	نمونه کننده	قابلیت‌های نرم‌افزار
(SEDT)	C++	سازمان فضایی کره	تخمین جرم، توان، ابعاد و مشخصات اجزای زیرمجموعه‌های ماهواره، استفاده از پایگاه داده متشکل از ماهواره‌های سال ۱۹۹۰ تا ۲۰۰۴، طراحی ماهواره تا ۲۰۰ کیلوگرم
(SEM)	C++	سازمان فضایی اروپا	ورودی: تعریف مأموریت، تعریف محموله و انتخاب پرتابگر، اطلاعات کیفی و کمی زیرمجموعه‌ها و اجزای خروجی: ارائه طراحی اولیه، توصیف محموله و طراحی جزئی هر زیرمجموعه
(STA)	C++	سازمان فضایی	STA به عنوان ماژول مهندسی سیستم، STK برای تحلیل مأموریت فضایی و بهینه‌سازی آن استفاده می‌شود.
MuSSat	Microsoft Office	آلمان DLR	مدل‌سازی هزینه، اثرات متقابل زیرمجموعه‌ها، مدل‌سازی محاسباتی فاز طراحی مفهومی، عملکرد زیرمجموعه و اجزا
(GMAT)	MATLAB	ناسا	تعیین و تحلیل مداری، مدل‌های دینامیکی سازگاری بیشتر با مجموعه‌های فضایی با ارتفاع مداری پایین

نرم‌افزارهای مشابهی در قالب کد متلب نیز در کشور توسعه داده شده است. صاغری و همکاران کدی برای طراحی مفهومی ماهواره سنجش از دور نزدیک زمین تدوین کرده‌اند [۱۱]. علاوه بر

P_{PGS}	توان زیرسیستم تأمین انرژی (W)
P_{Pro}	توان زیرسیستم پیشرانش (W)
PrS	زیرسیستم پیشرانش
P_T	توان کل (W)
P_{TCS}	توان زیرسیستم کنترل حرارت (W)
SDM	مدل طراحی آماری (مطأ)
System Engineering Design Tool (SEDT)	ابزار طراحی مهندسی سیستم
Syatem Engineering Module (SEM)	ماژول مهندسی سیستم
Statistical Package for the Social Sciences (SPSS)	بسته‌های آماری برای علوم اجتماعی
Space Trajectory Analysis (STA)	تجزیه و تحلیل مسیریابی
General Mission Analysis Tool (GMAT)	ابزار تحلیل مأموریت عمومی
Sub-system	زیر مجموعه
System	مجموعه
TCS	زیرسیستم کنترل حرارت
V_T	حجم کل (m^3)

مقدمه

در صنعت طراحی و ساخت ماهواره از دیرباز همواره تلاش برای ارائه روش‌های مؤثر و کارآمد برای طراحی وجود داشته است. روش‌های ارائه شده برای طراحی ماهواره بسته به دیدگاه ارائه‌دهنده با هم متفاوت است. برخی از روش‌ها به روش‌های سنتی در طراحی معروف هستند. اکثر این روش‌ها پایه تحلیلی دارند و به‌صورت جامع برای طراحی تک‌تک زیرمجموعه‌ها روش‌های تحلیلی معرفی کرده‌اند. برخی از این روش‌ها مانند روش آقای ورتز و همکاران که از سال ۱۹۹۲ ارائه شده است و تاکنون در ویرایشی‌های متفاوت به روزرسانی شده است، به‌عنوان مراجع صنعتی استفاده می‌شوند [۱]. روش‌های دیگری از این دست نیز وجود دارند، که به‌عنوان مراجع درسی در اروپا مورد استفاده قرار می‌گیرند [۳، ۴]. رویکردهای متفاوتی برای طراحی مجموعه‌ای ماهواره وجود دارد، یکی از این رویکردها ماتریس ساختار طراحی است، امیررضا کوثری و همکاران در پژوهشی با رویکرد ماتریس ساختار طراحی به توسعه طراحی مجموعه‌ای یک ماهواره مکعبی پرداختند [۵]. در کل طراحی ماهواره یک فرآیند تکراری با پیچیدگی بالاست. علت اصلی این پیچیدگی وجود متغیرها و پارامترهای زیاد و اثرات متقابل آن‌ها بر یکدیگر است. از این‌رو مقالات متعددی روی بهینه‌سازی و بررسی اثرات پارامترهای طراحی وجود دارد. به‌عنوان نمونه علی جعفرصالحی و همکاران روی بهینه‌سازی «طراحی مفهومی ماهواره سنجش از دور با اعمال پیچیدگی‌های طراحی ماهواره» کارکرده و طراحی را تحت عدم قطعیت انجام داده است [۶]. همچنین وجود

مقاله حاضر است. در پیاده‌سازی این نرم‌افزار، به‌منظور انتخاب و طراحی مناسب، از روابط برگرفته از تحلیل آماری استفاده شده است. تفاوت اصلی این دیدگاه نسبت به سایر مراجع در نظر گرفتن سرعت و دقت مناسب در طراحی و استفاده از تجربه سازندگان این نوع ماهواره در دنیاست. مراحل تکامل این روش در ادامه آورده شده است:

۱. ایده‌پردازی (سال ۲۰۱۲)
 ۲. ارائه و پیاده‌سازی اولیه (سال ۲۰۱۳) [۱۶]
 ۳. عیب‌یابی اولیه (سال ۲۰۱۳) [۱۷]
 ۴. تکمیل، پیاده‌سازی مجدد، نام‌گذاری SDM (سال ۲۰۱۴) [۱۸]
 ۵. عیب‌یابی و تکمیل و پیاده‌سازی مجدد (سال ۲۰۱۵) [۱۹]
 ۶. ارائه روش مطابقت و استخراج روابط با استفاده از داده‌های آماری تا سال ۲۰۱۶ (سال ۲۰۱۷) [۲۰]
- در ادامه مقاله، بخش‌های نرم‌افزار آزمین و نحوه پیاده‌سازی روش مطابقت در قالب نرم‌افزار به همراه روابط جدید استخراج شده، روی ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ ارائه شده‌اند.
- روش ارائه شده به صورت گام به گام با تشریح مفاهیم اصلی و الگوریتم‌های موجود آمده است تا بتوان این روند را برای سایر مأموریت‌های ماهواره‌ای تعمیم داد. تنها در صورت موجود بودن پایگاه داده از یک نوع مأموریت ماهواره‌ای می‌توان با استفاده از روندهایی که در ادامه مقاله ارائه خواهد شد، روش موجود را برای آن مأموریت تعمیم داد.

مفاهیم و روش‌ها

در این بخش به توضیح مفاهیم و روش‌های اصلی به کار رفته در مقاله پرداخته شده است. در قالب این بخش، بستر تدوین نرم‌افزار انتخاب شده است و تعریف مشخصی از روش مطابقت به همراه نکات پیاده‌سازی آن روی ماهواره‌های مخابراتی زمین‌آهنگ مشخص شده است.

انتخاب بستر نرم‌افزاری

برای انتخاب بستر تدوین کد استخراج مشخصات فنی مهندسی ماهواره، بسترهای نرم‌افزاری مختلف بررسی شد. برای انتخاب این بستر از یک تابع هدف استفاده شده است. [۲۱] رابطه (۱) نشان‌دهنده تابع هدف انتخاب بستر نرم‌افزار است.

$$F = \sum_{i=1}^{13} (w_i \times M_i) \quad (1)$$

میزان مطلوبیت شاخص M_i ، وزن هر شاخص w_i

این نرم‌افزارها، نرم‌افزارهای دیگری نیز وجود دارد که در راستای تحلیل و طراحی یک زیرمجموعه تدوین شده‌اند. از جمله نرم‌افزارهایی که برای طراحی یک زیرمجموعه ساخته شده است، نرم‌افزار «دانشگاه پرینستون» است که برای طراحی زیرمجموعه تعیین و کنترل وضعیت تدوین شده است [۱۲، ۱۳]. همچنین نرم‌افزار «اسکیل» از ترکیب چند نرم‌افزار تحلیل محیطی بهینه‌سازی جانمایی المان‌های ماهواره را فراهم کرده است [۱۴].

از این دست نرم‌افزارها برای طراحی زیرمجموعه‌های ماهواره در دنیا موجود است و استفاده از نرم‌افزارهای یکتا برای طراحی هر زیرمجموعه سبب بالا رفتن دقت طراحی هر زیرمجموعه خواهد شد ولی سرعت دست‌یابی به نتایج را از بین می‌برد. در این مقاله، رویکردی برای تدوین نرم‌افزار طراحی ماهواره زمین‌آهنگ استفاده شده است که برپایه ساده‌سازی فرآیند طراحی بنا شده است. این رویکرد مطابقت نام دارد. روش مطابقت روشی است که طراحی را به صورت آماری با دقت قابل قبول انجام می‌دهد. این روش مبتنی بر استفاده از پایگاه داده و تحلیل آماری است. در صورتی که پایگاه داده جمع‌آوری شده کمیت و کیفیت مناسبی دارد بنابراین نتایج در زمان بسیار کوتاه به طرح نهایی خواهد رسید. استفاده از روش‌های آماری در دنیا برای علوم مهندسی دیگر انجام شده است، به عنوان مثال ماسون روبرت^۳ و همکاران در پژوهشی روش‌های طراحی آماری و آنالیز داده در علوم و مهندسی را بررسی کرده‌اند [۱۵]. در مراجع متعددی این روش‌ها به صورت طراحی آزمایش‌ها پیاده‌سازی شده است، اما باید در نظر داشت که پیاده‌سازی آزمایش‌ها در طراحی ماهواره غیرممکن است.

برای طراحی ماهواره، می‌توان با در نظر گرفتن تجارب سازندگان ماهواره در دنیا، روش طراحی آماری را پیاده‌سازی کرد. ایده اولیه استفاده از این روش برای اولین بار توسط میرشمس در سال ۲۰۱۳، روی زیرمجموعه‌های تأمین انرژی و مخابرات ماهواره ارائه شده است [۱۶، ۱۷]. در ادامه کار در سال ۲۰۱۴، میرشمس و همکاران قابلیت‌های روش ارائه‌شده اولیه را با استفاده از تحلیل‌های آماری در نرم‌افزار SPSS افزایش دادند. در این فعالیت کاربرد روش تکمیل شده مجدداً روی زیرمجموعه‌های مخابرات و تأمین انرژی ماهواره پیاده‌سازی شد [۱۸]. میرشمس و همکاران این روش را پس از عیب‌یابی مجدد روی ماهواره‌های مخابراتی در سال ۲۰۱۵، پیاده‌سازی کردند [۱۹].

هدف اصلی این مقاله، معرفی نرم‌افزار آزمین است که بر پایه روش مطابقت تدوین شده است. همچنین نمایش تأثیر استفاده از این نرم‌افزار در میزان دقت و سرعت طراحی مفهومی ماهواره از اهداف

به صورت عددی آمده است. نزدیک‌تر بودن ارزش تابع هدف به یک نشان‌دهنده مطلوب بودن بستر انتخابی برای تدوین نرم‌افزار است. همان‌طور که در جدول (۲) مشخص است، بستر میکروسافت آفیس اکسل برای تدوین این نرم‌افزار انتخاب شده است. کد نویسی در این بستر نسبتاً ساده است و توانایی پوشش نیازمندی‌های اصلی تدوین نرم‌افزار مورد نظر را دارد.

با توجه به تجربه نویسندگان شاخص‌های انتخاب نرم‌افزار و وزن هر یک در جدول (۲) آمده است. همچنین میزان مطلوب بودن بستر نرم‌افزاری برای دستیابی به شاخص‌های مذکور به ترتیب اولویت با سه حالت ۱، ۰/۶۶ و ۰/۳۳ مشخص شده است. در سطر آخر نیز نتیجه برآورد انتخاب نرم‌افزار از تابع هدف استخراج شده و

جدول ۲- انتخاب بستر نرم‌افزاری

ردیف	شاخص‌های انتخاب بستر	وزن شاخص	متلب*	اکسل**	لب‌ویو***	C++
۱	قابلیت کار با پایگاه داده‌های اکسس	۰/۰۷	۱	۱	۰/۳۳	۰/۶۶
۲	قابلیت کار با پایگاه داده‌های اکسل	۰/۰۷	۱	۱	۱	۰/۶۶
۳	قابلیت کار با SQL	۰/۰۷	۱	۰/۳۳	۰/۳۳	۰/۶۶
۴	قابلیت کد نویسی ساده	۰/۰۸	۰/۶۶	۰/۶۶	۰/۳۳	۰/۳۳
۵	کاربر پسندی نرم‌افزار نهایی	۰/۱	۰/۶۶	۰/۳۳	۱	۰/۶۶
۶	سرعت پاسخگویی در صورت سنگین شدن نرم‌افزار	۰/۱۱	۰/۳۳	۱	۰/۶۶	۱
۷	راحتی کاربر پسند کردن نرم‌افزار	۰/۰۶	۰/۳۳	۰/۶۶	۱	۰/۳۳
۸	توسعه آتی نرم‌افزار	۰/۱	۰/۶۶	۰/۶۶	۰/۶۶	۰/۶۶
۹	سرعت دستیابی به نتیجه (زمان نوشتن نرم‌افزار)	۰/۰۷	۰/۳۳	۱	۰/۳۳	۰/۳۳
۱۰	قابلیت گزارش‌گیری گرافیکی	۰/۰۷	۱	۰/۶۶	۱	۱
۱۱	امکان لینک شدن به نرم‌افزارهای شبیه‌ساز دیگر	۰/۰۷	۱	۰/۶۶	۱	۰/۶۶
۱۲	قابلیت پیاده‌سازی بهینه‌سازی روی کار	۰/۰۳	۱	۰/۳۳	۰/۶۶	۰/۶۶
۱۳	استفاده مجدد نرم افزار در آینده برای مأموریت دیگر	۰/۱	۰/۶۶	۱	۱	۰/۶۶
ارزش کل تابع هدف			۰/۷۱	۰/۷۴	۰/۷۲	۰/۶۵

*MATLAB
**Excel
***LABVIEW

تشریح روش مطاً

روش مطاً مبتنی بر تحلیل داده‌های آماری است. از این روش می‌توان برای طراحی انواع ماهواره‌ها استفاده کرد. برای اعمال روش مذکور باید مدل‌های آماری با توجه به ورودی و خروجی‌ها و نوع داده‌های موجود در پایگاه داده استخراج شوند [۲۰]. با استفاده از این روش طراحی مفهومی با سرعت چشمگیری قابل انجام است. همچنین دقت نتایج نیز در محدوده مناسبی قرار دارد. روند کلی اعمال روش مطاً از چند گام اساسی به صورت زیر تشکیل می‌شود.

۱. مشخص کردن ورودی و خروجی‌های موردنیاز

۲. استخراج پایگاه داده اولیه با توجه به نیازمندی‌های مأموریت و

ورودی و خروجی‌های مورد نیاز

۳. تحلیل و استخراج روابط ممکن و تشخیص کمبودهای پایگاه داده

۴. تکمیل پایگاه داده

۵. تحلیل و بازنویسی روندنماهای طراحی با توجه به خصوصیات

کمی و کیفی پایگاه داده تکمیل شده

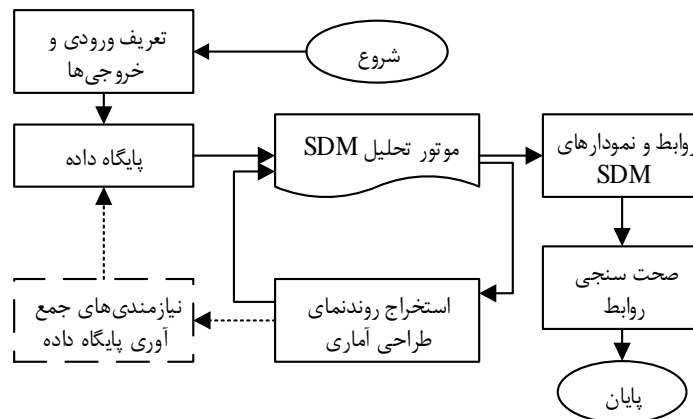
۶. استخراج مدل‌ها (روابط و نمودارها)

۷. پیاده‌سازی و صحت‌سنجی با استفاده از پیاده‌سازی روی یک

طرح ساخته‌شده قبلی

با اعمال این گام‌های اساسی می‌توان روش مطاً را پیاده‌سازی

کرد. ساختار اصلی روش مطاً در شکل (۱) قابل مشاهده است.



شکل ۱ - روندنمای روش مطاً

داده تعیین می شوند. در صورتی که داده ها برای رسیدن به خروجی ها کافی نباشد و از هیچ روشی نتوان مدلی برای تعیین خروجی ها یافت، باید پایگاه داده تکمیل شود. این بخش از روند تکمیل پایگاه داده در واقع نشان دهنده میزان کفایت پایگاه داده است و در واقع کنترل کننده زمان تکمیل پایگاه داده است.

تعریف مدل آماری

یک مدل آماری نوعی فرمول بندی به صورت ریاضی، برای مشخص کردن رابطه بین یک یا چند متغیر با یک یا چند متغیر دیگر است. مدل آماری توصیف یا بیان ساده ای از سیستم مورد مطالعه است. اما در حالت کلی، مدل های آماری می توانند دارای جزئیات زیادی باشند و از هزاران متغیر که از طرق بسیار پیچیده با هم در ارتباط هستند تشکیل شده باشند [۲۲].

استخراج مدل های مطاً

برای استخراج مدل های مطاً چند عامل اصلی را باید مد نظر قرار داد، که بتوان مدل هایی مناسب، ساده، و قابل اطمینان استخراج کرد. این عوامل به طور خلاصه در ادامه بیان شده است.

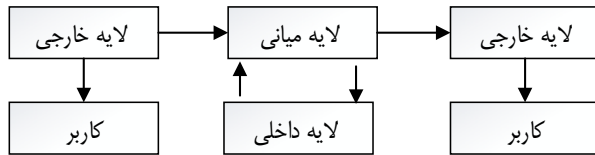
انتخاب پارامترها و روش های آماری

به منظور انتخاب پارامترها جهت استخراج مدل ها از روش های متفاوت می توان استفاده کرد تا مدل های قابل اطمینان استخراج نمود. یکی از روش های پر کاربرد در دنیا، روش «آنالیز مسیر» است. آنالیز مسیر روش آماری کاربرد ضرایب بتای استاندارد رگرسیون چند متغیری در مدل های ساختاری است. هدف تحلیل مسیر به دست آوردن روابط معنادار بین مجموعه ای از متغیرهاست. این روابط بر اساس مفروضات همبستگی و پیشینه تحقیق استوار است [۲۳].

همان طور که در شکل (۱) مشخص است ابتدا با توجه به ورودی و خروجی های مورد نیاز، پایگاه داده اولیه از ماهواره های مورد نظر جمع آوری خواهد شد. سپس در چرخه تحلیل و روندنماهای طراحی، باید کمبودهای پایگاه داده اولیه استخراج شود. در این گام، روندنماهای اولیه طراحی استخراج شده است. سپس باید با توجه به این کمبودها، پایگاه داده تکمیل شود. مطابق تجربه با توجه به ذات داده های آماری و عدم وجود داده های کامل نیاز به تکمیل پایگاه داده با توجه به روابط استخراج شده و میزان صحت روابط وجود دارد. در ادامه روندنماهای طراحی باید بازنویسی شود و مدل های آماری با توجه به روندنماهای جدید، استخراج شوند. ویژگی اصلی این فرآیند تکرارهای متعدد برای تکمیل پایگاه داده و تعیین روندنماهای طراحی است. این فرآیند تکراری سبب دستیابی به بهترین روابط و مدل های آماری می شود. دلیل این امر تکمیل پایگاه داده و تحلیل آماری با توجه به روابط استخراج شده است. منظور از بهترین روابط ساده ترین روابطی است که منجر به دستیابی به نتایج مناسب شود. در صورت عدم اعمال این گامها برای تکمیل پایگاه داده ممکن است پایگاه داده عظیمی در مدت زمان زیادی جمع آوری شود ولی کاربرد خاصی نداشته باشد. لذا با این روش پایگاه داده به صورت هدفمند و در زمان مناسب جمع آوری می گردد.

پس از جمع آوری پایگاه داده با توجه به اینکه برای هر پارامتر تعداد داده های یکسانی وجود ندارند، باید از روش های تحلیل آماری متفاوتی، برای تحلیل داده های آماری استفاده کرد. این مسئله سبب می شود روندنمای طراحی تحت تأثیر قرار گرفته و تغییر کند. این کار گام سوم و چهارم روند اعمال روش مطاً را تحت تأثیر قرار می دهد. همان طور که ذکر شد در گام سوم روند طراحی مطاً، ابتدا، روندنماهای طراحی با توجه به نوع داده های موجود در پایگاه

برای المان‌های هر زیرمجموعه است. این نرم‌افزار از سه لایه داخلی، میانی و خارجی تشکیل شده است. در شکل (۲) نحوه ارتباطات داخلی نرم‌افزار با کاربر به صورت ساده شده آمده است.



شکل ۲- نمایش نحوه ارتباط لایه‌های نرم‌افزار با کاربر

لایه داخلی شامل اطلاعات آماری، نمودارها و روابط مستخرج از آنهاست. لایه میانی وظیفه پردازش و انجام محاسبات با استفاده از روش مطابقت را برعهده دارد. وظیفه لایه خارجی دریافت اطلاعات ورودی و انتقال آن به لایه میانی و نمایش اطلاعات خروجی است. این نرم‌افزار در بستر مایکروسافت آفیس اکسل تدوین شده است. در ادامه این بخش نحوه کار و وظیفه لایه‌های مختلف و روابط استفاده شده در نرم‌افزار بیان شده است.

لایه خارجی نرم‌افزار آزمین

وظیفه لایه خارجی نمایش اطلاعات کاربری است. این لایه به سه بخش اصلی تقسیم‌بندی شده است:

۱. اطلاعات ورودی
۲. اطلاعات خروجی مجموعه
۳. پارامترهای خروجی زیرمجموعه‌ها
۴. توصیه برای انتخاب المان‌های زیرمجموعه‌ها

۱- اطلاعات ورودی

ورودی‌های اولیه نرم‌افزار، مأموریت مخابراتی و مدار زمین آهنگ هستند. رهایش در مدار پارکینگ نیز به عنوان ورودی بعدی در نظر گرفته شده است. همچنین ورودی، حداکثر جرم ماهواره و ورودی‌های خاص (مثل: حداکثر هزینه، توان مصرفی و ...) در این نرم‌افزار موردنظر قرار گرفته است [۱]. در این نرم‌افزار برای تعیین ورودی‌ها، علاوه بر مأموریت مخابراتی و مدار زمین آهنگ، شش پارامتر با توجه به تجربه و نیازسنجی از کاربران این نوع ماهواره‌ها در نظر گرفته شده است. ورود مستقل یکی از این ورودی‌ها برای شروع طراحی کافی است.

این بخش در واقع شامل پنج دسته اطلاعات است که کاربر برحسب نیاز خود می‌تواند یک دسته را انتخاب و تکمیل کند. این ورودی‌ها شامل: پهنای باند یا نرخ داده مورد نیاز، تعداد ترانسپاندر مورد نیاز، جرم بار محموله، جرم کل ماهواره در زمان پرتاب و تعداد کانال HD مورد نیاز است. شمای کلی بخش ورودی اطلاعات به صورت شکل (۳) است. همان‌طور که در این شکل مشخص است هر داده ورودی

تحلیل مسیر بیان می‌کند که کدام مسیر مهم‌تر یا معنادارتر است. ضرایب مسیر براساس ضریب استاندارد شده رگرسیون محاسبه می‌شود. یک متغیر به صورت تابعی از دیگر متغیرها فرض می‌شود و مدل رگرسیونی آن ترسیم می‌شود [۲۳]. در این مقاله، با توجه به ارتباط مشخص فنی میان ورودی و خروجی‌ها تحلیل مسیر به طور غیر مستقیم انجام شده است. به عنوان مثال مسیر مشخص استخراج جرم مجموعه و زیرمجموعه‌ها از جرم کل شروع می‌شود و با تعیین جرم خشک از آن برای تعیین جرم تک تک زیرمجموعه‌ها استفاده می‌شود.

رویکرد برخورد با داده‌ها

در استخراج مدل‌های مورد استفاده در نرم‌افزار آزمین، برخورد با انواع داده‌ها پس از جمع‌آوری اطلاعات و در فاز تحلیل داده‌ها با استفاده از رویکردهای همخوانی و عدم همخوانی داده‌ها صورت گرفته است [۲۰]. در این روش دو رویکرد مورد استفاده قرار گرفته است؛ رویکرد اول، عدم همخوانی غیرمعنی‌دار داده‌هاست. این نوع عدم همخوانی معمولاً ناشی از مأموریت‌های خاص یا الزامات خاص موجود در طراحی یک ماهواره است و باعث شده است برخی داده‌های آماری آن ماهواره با سایر ماهواره‌ها متفاوت باشد. لذا آن داده از یک ماهواره از تحلیل‌ها کنار گذاشته می‌شود. رویکرد دوم عدم همخوانی معنی‌دار است که ناشی از وجود دو یا چند نوع تکنولوژی برتر برای طراحی یک زیرسیستم است. در این صورت نمی‌توان داده‌ای را حذف کرد و باید دلیل وجود دو دسته داده را یافت و برای آن رابطه آماری استخراج کرد. توضیحات کامل این دو رویکرد برخورد با داده‌ها در مرجع [۲۰] آمده است.

انواع مدل‌های مطابقت

سه نوع مدل زیر برای اعمال روش مطابقت استفاده می‌شود.

۱. مدل چگالی توزیع داده
۲. مدل دو بعدی
۳. مدل سه بعدی

این مدل‌ها ساده‌ترین و کاربردی‌ترین مدل‌های آماری است که می‌توان برای تحلیل داده‌ها با استفاده از نرم‌افزارهای تحلیل داده همچون SPSS استخراج کرد. نمونه استفاده از این مدل‌ها در مراجع مختلف آمده است [۴، ۲۰].

نرم‌افزار آزمین

نرم‌افزار آزمین برای استخراج مشخصات مجموعه ماهواره با مأموریت مخابراتی در مدار زمین آهنگ پیاده‌سازی شده است. این مشخصات در سطح مجموعه شامل جرم کل، توان کل، ابعاد کل و هزینه هستند، و در سطح زیرمجموعه شامل جرم، توان و پیشنهاد

مطأاً است. نمایش اطلاعات برای هر زیرمجموعه به صورت شکل (۶) است. در این قسمت از خروجی ها سعی شده است مهم ترین بخش های زیرمجموعه ها پوشش داده شود.

Out put			
Level 2 sub-system parameter			
Pro	Power	Pay	Power
	Mass		Mass
	propellant		No. of 36 MHz transponder
	Mass		No. of 72 MHz transponder
ADCS		TCS	
	Power		Power
	Mass		Mass
C&DH		PGS	
	Power		Power
	Mass		Mass
STR		Comm	
	Power		Power
	Mass		Mass

شکل ۵- خروجی های زیرمجموعه های نرم افزار آ زمین

SSGC	
GEO Communication Satellite Design	
Input-1	
Total Mass(Kg)	1000<TM<7000
Input-2	
Payload Mass(Kg)	130<PM<650
Input-3	
No. of 36 MHz transponder	[11~78]
No. of 72 MHz transponder	[8~36]
Input-4	
Band width (MHz)	500<BW<2800
OR	
ata rate requirement (Mbps)	1200<DR<7000
Input-5	
No. of HD Channel	80<NOC<450

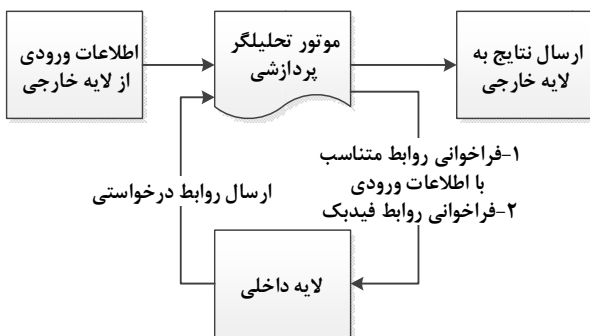
شکل ۳- بخش ورودی نرم افزار آ زمین

Out put			
recommended Sub system instrument			
PGS		ADCS	
	Array Type		ADCS Plane
	Battery Type		Actuator
	Array Config		
Comm		TCS	
	Antenna Type		TCS method
	frequency		TCS instrument
	Band		
C&DH		Pro	
	Net topology		Propulsion Type
	Architecture		
STR		Note	
	Satellite shape		Life Time

شکل ۶- خروجی های توصیه برای انتخاب المان های زیرمجموعه ها

لایه میانی نرم افزار آ زمین

لایه میانی نرم افزار، وظیفه انجام پردازش برای نمایش نتایج در لایه خارجی را دارد. این لایه شامل موتور تحلیل گر پردازشی است. شمای کارکرد لایه میانی به صورت شکل (۷) است.



شکل ۷- ساختار کارکرد لایه میانی نرم افزار

دارای محدوده ای است. این محدوده با توجه به داده های آماری موجود در لایه داخلی نرم افزار تعیین شده است. در صورتی که داده های آماری لایه داخلی توسط تعداد قابل قبولی از داده ها به روزرسانی شود محدوده داده های ورودی تحت تأثیر قرار خواهد گرفت.

۲- اطلاعات خروجی

نتایج نهایی محاسبات لایه میانی در این بخش نمایش داده خواهد شد. در شکل (۴) شمای کلی بخش خروجی قابل مشاهده است. اطلاعات ارائه شده در این بخش شامل: جرم کل، جرم خشک، توان مصرفی کل، حجم کل، هزینه ساخت ماهواره، هزینه پرتاب، هزینه بیمه، هزینه ساخت ایستگاه زمینی، و هزینه کل است.

Out put	
Level 1 system parameter	
Total Mass(Kg)	
Dry Mass(Kg)	
Total Power(w)	
Volume(m ³)	
Cost (M\$)	
launch Cost	
Assurance Cost	
GS Cost	
Total Cost (M\$)	

شکل ۴- خروجی های مجموعه ای نرم افزار آ زمین

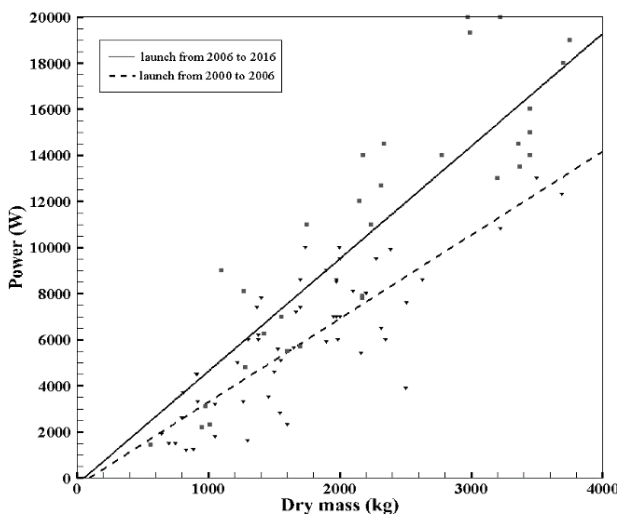
۳- پارامترهای خروجی زیرمجموعه ای

در شکل (۵) بخش پارامترهای خروجی زیرمجموعه ای نمایش داده شده اند. این بخش شامل اطلاعات جرم و توان زیرمجموعه های ماهواره است. اطلاعات این بخش نیز، حاصل از محاسبات انجام شده در لایه میانی نرم افزار است. در بخش های بعدی مقاله روابط و الگوریتم های مورد نیاز برای تعیین این پارامترها معرفی شده اند.

۴- توصیه برای انتخاب المان های زیرمجموعه ها

در این قسمت از نرم افزار المان های پیشنهادی برای زیرمجموعه های مختلف نمایش داده شده اند. نمایش این المان ها با توجه به پایگاه داده

باید توجه کرد که افزایش تعداد داده‌های آماری سبب تحلیل آماری بهتر و روابط قابل اطمینان‌تر است. لذا با افزایش داده‌های آماری مربوط به پرتاب ماهواره‌های هر سال تغییر در روابط را داریم. در این مقاله، ۱۲ ماهواره به پایگاه داده فعالیت قبلی در مرجع [۲۰] افزوده شده است. لذا تغییرات در اکثر روابط قابل مشاهده است. از پایگاه داده جمع‌آوری شده نتایج مهم و قابل‌توجهی استخراج شد. به عنوان مثال استخراج مدل توان مصرفی در شکل (۸) نشان داد، که تولید توان از سال ۲۰۰۶ به بعد دستخوش تغییر شده است. برای مثال اگر از داده ماهواره‌های سال ۲۰۰۶ به قبل توان مصرفی یک ماهواره ۲۰۰۰ کیلوگرمی را استخراج کنیم به عدد ۶۹۵۰ وات می‌رسیم، درحالی‌که با استفاده از داده‌های مربوط به بعد از سال ۲۰۰۶ این عدد به ۹۴۰۰ وات می‌رسد. یکی از دلایل این تغییر توان مصرفی به دلیل تغییر تکنولوژی تولید انرژی از طریق سلول‌های خورشیدی است. استفاده از سلول‌های خورشیدی چند طیفی سبب شده است توان تولیدی افزایش یافته و به تبع آن زیرسیستم‌ها کارایی بیشتر و توان مصرفی بیشتری داشته باشند.



شکل ۸- نمودار جرم خشک- توان

به‌منظور خلاصه‌سازی، نتایج استخراج شده از این پایگاه داده به‌صورت زیر آمده است:

- تغییر تکنولوژی آرایه‌های خورشیدی از سال ۲۰۰۶ به بعد برای تأمین توان بیشتر مورد نیاز در ماهواره
- استفاده بیشتر از پیشران‌های الکتریکی به جای شیمیایی از سال ۲۰۱۰ به بعد اتفاق افتاده است که سبب شده نسبت جرم خشک به جرم کل تغییر کند و همچنین توان مصرفی افزایش داشته است.
- تغییر تکنولوژی محموله مخابراتی از سال ۲۰۱۲ به بعد، که سبب شده است توان مصرفی کل ماهواره افزایش یابد.

گام‌های اساسی که در لایه میانی انجام می‌شود به شرح زیر است:

۱. ورود اطلاعات کاربر از لایه خارجی
۲. فراخوانی الگوریتم طراحی و روابط مورد نیاز از لایه داخلی توسط موتور پردازشگر
۳. دریافت الگوریتم‌ها و روابط اولیه
۴. محاسبات با استفاده از روابط اولیه
۵. فراخوانی روابط فیدبک^۱
۶. دریافت روابط فیدبک^۱
۷. انجام محاسبات فیدبک^۱
۸. ارسال نتایج به لایه خارجی برای نمایش به کاربر

لایه داخلی نرم‌افزار آزمین

لایه داخلی نرم‌افزار هسته اصلی نرم‌افزار را تشکیل داده است. وظیفه این لایه آماده‌سازی روابط برای محاسبات لایه میانی است. این لایه دارای یک پایگاه داده آماری از ماهواره‌های مخابراتی زمین آهنگ است. در نرم‌افزار آزمین طراحی ماهواره با اتصال پایگاه داده به الگوریتم‌های طراحی انجام شده است. با استفاده از قابلیت‌های بستر نرم‌افزاری افزودن هر داده به پایگاه داده در روابط تأثیرگذار است. به عبارت دیگر با به‌روزرسانی پایگاه داده به راحتی می‌توان روابط و نمودارهای آماری را به‌روزرسانی کرد. با توجه به پیشرفت سریع فناوری فضایی در دنیا، این قابلیت برای نرم‌افزار بسیار کاربردی است. بخش‌های مختلف لایه داخلی نرم‌افزار در ادامه توضیح داده شده است.

پایگاه داده

پایگاه داده‌ها شامل ۴۱۵ ماهواره است. مشخصات اصلی پایگاه داده به‌صورت جدول (۳) جمع‌بندی شده است.

جدول ۳- مشخصات پایگاه داده

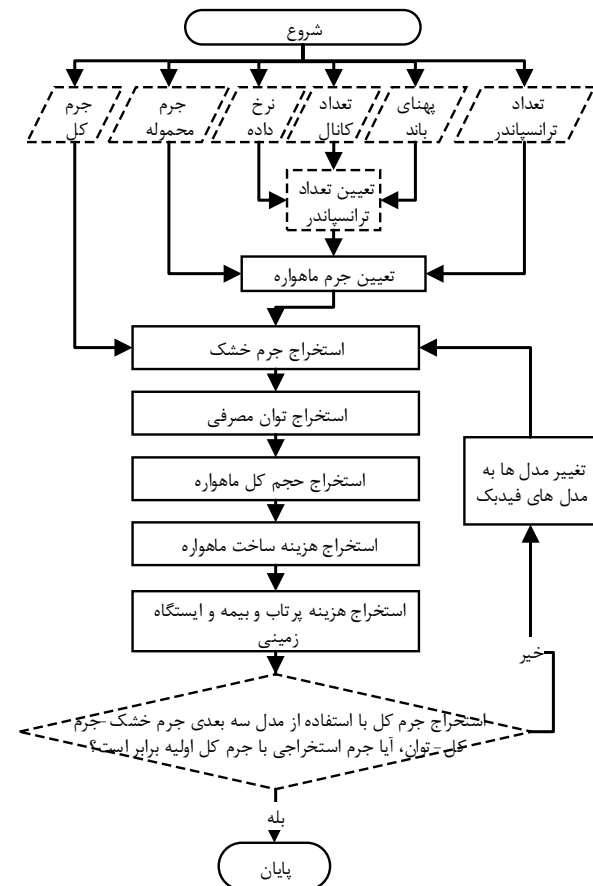
پارامتر	بازه تغییرات
تاریخ پرتاب	۲۰۰۰ تا ۲۰۱۷
جرم کل	۷۰۰ تا ۱۰۰۰
عمر ماهواره‌ها	۵ تا ۱۸
جرم خشک	۵۰۰ تا ۵۲۰۰
مأموریت	مخابراتی
مدار	زمین آهنگ

۱. (در صورت نیاز به انجام محاسبات فیدبک با توجه به الگوریتم‌ها و محاسبات انجام شده این گام انجام می‌شود. روابط فیدبک طراحی برای تمام زیرمجموعه‌ها استخراج شده است. این روابط با توجه به داده‌های آماری مأموریت‌های توسعه فناوری، تعیین می‌شوند. در ادامه مقاله این روابط ارائه شده‌اند)

روابط و روندنماها

برای ساده سازی روند طراحی و به دست آوردن خروجی ها، روندنمای طراحی در دو سطح مجموعه و زیرمجموعه تعریف شده است. این کار باعث شکست روندنما در بخش های کوچک تر و قابلیت سریع اجرای آن شده است. همان طور که ذکر شده بود، یکی از اهداف روش مطلقاً ساده سازی روند طراحی است، با انجام این تقسیم بندی و ساده سازی روندنما، در راستای برآورده سازی اهداف حرکت شده است. در شکل (۹) روندنمای تعیین مشخصات مجموعه نشان داده شده است.

همان طور که در روندنمای شکل (۹) مشخص است، گام اول ورود اطلاعات است. شش نوع اطلاعات ورودی مختلف به عنوان ورودی در نظر گرفته شده است. با ورود هر یک از این پارامترها روند با روابط مستخرج از پایگاه داده ها شروع خواهد شد.



شکل ۹ - روندنمای تعیین مشخصات مجموعه

در صورت ورود اطلاعات پهنای باند یا تعداد کانال یا نرخ داده مورد نیاز، تعداد ترانسپاندر محاسبه خواهد شد. در صورت ورود تعداد ترانسپاندر یا جرم محموله، جرم کل محاسبه خواهد شد و در صورت ورود جرم کل ماهواره جرم خشک محاسبه خواهد شد. در ادامه با

استفاده از جرم خشک ماهواره توان مصرفی محاسبه خواهد شد. در نهایت حجم و هزینه ساخت ماهواره با استفاده از روابط میان حجم و هزینه با جرم کل ماهواره محاسبه خواهند شد. در انتهای کار با توجه به همبستگی تمام پارامترها به جرم خشک و توان کل، در صورت صحت سنجی این دو پارامتر تمام پارامترهای خروجی صحت سنجی شده است. صحت سنجی دو پارامتر مذکور با استفاده از مدل سه بعدی جرم کل - جرم خشک - توان مصرفی انجام می شود، در صورتی که جرم کل ورودی با جرم کل به دست آمده از مدل سه بعدی هم خوانی داشته باشد کار محاسبات به پایان خواهد رسید و در صورت عدم هم خوانی جرم کل در این مدل باید از روابط فیدبک استخراج شده از پایگاه داده ها استفاده شود. روابط فیدبک تعیین شده با استفاده از دو روش اصلی استخراج شده است، روش اول با استفاده از داده های موجود در نمودارهایی همچون شکل (۸) استخراج شده است که ناشی از تغییر تکنولوژی یا عوامل دیگر است و روش دوم با استفاده از ماهواره های مشابه به پایگاه داده و با اندکی تفاوت در مأموریت یا برخی مشخصات سیستمی، استخراج شده اند.

در جدول (۴) روابط مورد نیاز برای پیاده سازی روندنمای شکل (۹) آمده است.

جدول ۴ - روابط تعیین مشخصات مجموعه

رابطه	مدل تعیین مشخصات
$NoT = 0.0276 \times BW$	تعداد ترانسپاندر - پهنای باند
$NoT = 0.166 \times NCR$	تعداد ترانسپاندر - تعداد کانال
$NoT = 0.011 \times DR$	تعداد ترانسپاندر - نرخ داده
$M_T = 84 \times NoT - 238$	جرم کل - تعداد ترانسپاندر
$NoT = 0.012 \times M_T + 2.86$	تعداد ترانسپاندر ۳۶ مگاهرتز
$NoT = 0.009 \times M_T - 1.5$	تعداد ترانسپاندر ۷۲ مگاهرتز
$NoT = 0.0043 \times M_T - 0.23$	تعداد ترانسپاندر ۱۲۸ مگاهرتز
$M_T = 11.9 \times M_{pay} - 415$	جرم کل - جرم محموله
$M_D = 0.553 \times M_T + 20$	جرم خشک - جرم کل (اصلی)
$M_D = 0.483 \times M_T + 19$	جرم خشک - جرم کل (فیدبک)
$P_T = 4.15 \times M_D - 1665$	توان کل - جرم خشک (اصلی)
$P_T = 0.966 \times M_D + 33$	توان کل - جرم خشک (فیدبک)
$V_T = 4.6 \times e^{0.0005M_T}$	حجم کل - جرم کل (اصلی)
$V_T = 0.013 \times M_T - 19$	حجم کل - جرم کل (فیدبک)
$C_{sat} = 25.4 \times e^{0.0005M_T}$	هزینه ساخت ماهواره (اصلی)
$C_{sat} = 0.98 \times M_T + 234$	هزینه ساخت ماهواره (فیدبک)
$C_{GS} = 1.5714 \times C_{sat}$	هزینه ایستگاه زمینی - ساخت
$C_L = 0.7857 \times C_{sat}$	هزینه پرتاب - هزینه ساخت
$C_A = 0.2142 \times C_{sat}$	هزینه بیمه - هزینه ساخت

برای انجام طراحی تمام زیرمجموعه‌ها نیاز به روابطی است که این روابط در لایه میانی از پایگاه داده استخراج می‌شوند. روابط استخراج شده از پایگاه داده کنونی در جدول (۵) آمده‌اند. در این جدول برای هر زیرمجموعه به جز سازه و پیشران‌ش چهار رابطه آمده است، که دو رابطه برای تعیین جرم و توان و دو رابطه نیز به‌عنوان روابط فیدبک جرم و توان تعیین شده‌اند. همان‌طور که در ابتدای مقاله بیان شد تلاش در راستای ساده‌سازی طراحی است، بنابراین به نحوی تحلیل‌ها انجام شده است که تنها با استفاده از دو رابطه خطی ساده می‌توان به خروجی جرم و توان زیرمجموعه‌ها رسید.

باید دقت کرد که از این روابط به تنهایی نمی‌توان استفاده کرد، حتماً باید از الگوریتم‌های طراحی ذکر شده استفاده شود تا نتایج دقیق و قابل اطمینان باشد. همان‌طور که ذکر شد، در آخرین گام روند طراحی تمام زیرمجموعه‌ها توصیه برای انتخاب المان‌های زیرمجموعه‌ها وجود دارد. این توصیه‌ها با توجه به اطلاعات موجود در پایگاه داده ارائه شده است. برای ارائه این توصیه‌ها از روش‌های آماری مختلفی استفاده شده است. جمع‌بندی توصیه، برای المان‌های زیرمجموعه‌ها در جدول (۶) آمده است.

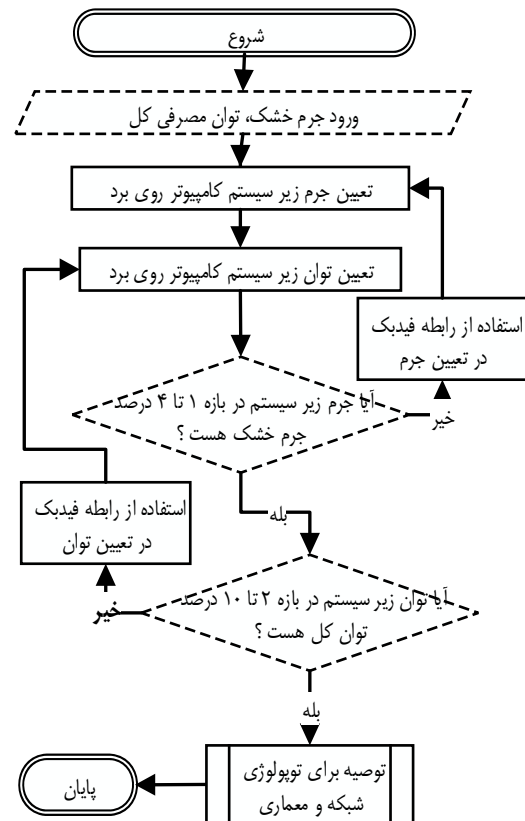
جدول ۵- روابط تعیین مشخصات زیرمجموعه‌ها

رابطه	پارامتر	زیرمجموعه
$M_{ADCS} = 0.053 \times M_D + 9.34$	جرم (اصلی)	تعیین و کنترل وضعیت
$M_{ADCS} = 0.052 \times M_D + 241$	جرم(فیدبک)	
$P_{ADCS} = 0.126 \times P_t - 11.3$	توان (اصلی)	
$P_{ADCS} = 0.127 \times P_t + 104$	توان(فیدبک)	
$M_{PGS} = 0.197 \times M_D - 24$	جرم (اصلی)	تأمین انرژی
$M_{PGS} = 0.13 \times M_D + 79$	جرم(فیدبک)	
$P_{PGS} = 0.058 \times P_t - 12$	توان (اصلی)	
$P_{PGS} = 0.28 \times P_t - 34.57$	توان(فیدبک)	
$M_{Com} = 0.061 \times M_D - 10.3$	جرم (اصلی)	مخابرات
$M_{Com} = 0.2764 \times M_D + 156$	جرم(فیدبک)	
$P_{Com} = 0.163 \times P_t - 7.12$	توان (اصلی)	
$P_{Com} = 0.3147 \times P_t + 102$	توان(فیدبک)	
$M_{STR} = 0.2441 \times M_D + 17$	جرم (اصلی)	سازه
$M_{STR} = 0.4127 \times M_D - 481$	جرم(فیدبک)	
$P_{STR} = 0$	توان (اصلی)	
$M_{CDH} = 0.0307 \times M_D + 3.5$	جرم (اصلی)	
$M_{CDH} = 0.0371 \times M_D - 145$	جرم(فیدبک)	
$P_{CDH} = 0.071 \times P_t - 12$	توان (اصلی)	
$P_{CDH} = 0.0621 \times P_t - 211.5$	توان(فیدبک)	

روابط موجود در این جدول با استفاده از روش‌های تشریح و استخراج شده و سعی شده است ساده‌ترین، سریع‌ترین و دقیق‌ترین مدل‌های آماری استخراج شود. در بخش صحت‌گذاری دقت این روابط نمایش داده شده است.

در ادامه این بخش برای مثال یک نمونه از روندنماهای تدوین شده برای تعیین مشخصات زیرمجموعه‌ها معرفی شده است. در تمام روندنماهای مشابه تدوین شده برای سایر زیرمجموعه‌ها، روند مشخصی به صورت پنج گامی که در ادامه آمده است طراحی و به اجرا گذاشته شده است.

۱. تعیین جرم زیرمجموعه با استفاده از مدل جرم خشک-جرم زیرمجموعه
۲. تعیین توان زیرمجموعه با استفاده از مدل توان کل-توان زیرمجموعه
۳. صحت‌گذاری نتایج تعیین جرم و توان به دست آمده
۴. استفاده از روابط فیدبک (در صورت لزوم) لزوم استفاده از روابط فیدبک با استفاده از محدوده جرمی و توانی موجود در کتب طراحی مشخص شده‌اند [۱، ۳، ۴].
۵. توصیه برای المان‌های زیرمجموعه با توجه به پایگاه داده در شکل (۱۰) روندنمای طراحی زیرمجموعه مدیریت فرمان داده به عنوان نمونه آمده است. طراحی سایر زیرمجموعه‌ها نیز از روندنمای مشابهی تبعیت می‌کنند.



شکل ۱۰- روندنمای تعیین مشخصات زیرمجموعه مدیریت فرمان و داده C&DH

محاسباتی تأیید خواهد شد [۴]. در ادامه به تشریح دو روش مذکور پرداخته شده است.

صحت سنجی با استفاده از روش آماری

پارامترهای تأثیرگذار در نمایش میزان صحت مدل های آماری، واریانس و ضریب همبستگی هستند که هر چقدر مقدار آن ها به عدد یک نزدیک تر باشد مدل قابل اطمینان تر است. البته روش های آماری دیگری همچون آزمون «خی» و آزمون های دیگری نیز برای تعیین میزان صحت نمودارها وجود دارند. با توجه به نحوه استخراج روابط در این مقاله نیازی به اعمال آزمون های آماری خاص روی روابط نیست. به منظور جمع بندی، تمام مدل های مورد استفاده، مورد بررسی قرار گرفت و نتایج به صورت جدول (۷) ارائه شده است.

جدول ۷- نتایج صحت گذاری به روش آماری

میانگین ضریب همبستگی	میانگین واریانس	مدل
۰/۹۱	۰/۹۵	مجموعه
۰/۸۳	۰/۸۵	تعیین و کنترل وضعیت
۰/۷۹	۰/۸۱	پیش رانش
۰/۸۹	۰/۹۲	سازه
۰/۸۰	۰/۸۴	تأمین انرژی
۰/۸۵	۰/۸۶	مدیریت داده و فرمان
۰/۸۳	۰/۹۱	مخابرات
۰/۹۰	۰/۹۵	کنترل حرارت
۰/۹۵	۰/۸۵	محموله

با توجه به جدول (۷) مشخص است که تمامی مدل ها از دقت مناسبی برخوردار هستند. مدل های مجموعه ای قابل اطمینان ترین مدل ها هستند و مدل های زیرمجموعه پیش رانش بیشترین خطا را خواهند داشت. که با توجه به تعداد داده های موجود در پایگاه داده و پراکندگی داده ها این نتیجه قابل پیش بینی بود.

پیاده سازی طراحی

جهت ارزیابی نرم افزار آزمون ارائه شده به حل مثال با استفاده از داده های آماری جمع آوری شده برای نمونه ماهواره پرتاب شده در سال ۲۰۱۴ می پردازیم. مدت زمان انجام محاسبات و دستیابی به نتایج حدوداً ۱ ثانیه بوده است.

در جدول (۸) پارامترهای خروجی نرم افزار آزمون به همراه داده های ماهواره ساخته شده آمده اند. داده های ماهواره ساخته شده مخصوص فاز طراحی مفهومی است [۲۴-۲۶].

رابطه	پارامتر	زیرمجموعه
$M_{Pro} = 0.1401 \times M_D - 68.5$	جرم (اصلی)	پیش رانش
$M_{Pro} = 0.0423 \times M_D + 49$	جرم (فیدبک)	
$P_{Pro} = 0.1742 \times P_t + 24$	توان (اصلی)	
$M_{TCS} = 0.0631 \times M_D - 3$	جرم (اصلی)	کنترل حرارت
$M_{TCS} = 0.0371 \times M_D + 37$	جرم (فیدبک)	
$P_{TCS} = 0.1514 \times P_t - 9.841$	توان (اصلی)	
$P_{TCS} = 0.124 \times P_t + 1000$	توان (فیدبک)	محموله
$M_{Pay} = 0.211 \times M_D + 35.13$	جرم (اصلی)	
$M_{Pay} = 0.1264 \times M_D + 124.7$	جرم (فیدبک)	
$P_{Pay} = 0.26 \times P_t - 13.5$	توان (اصلی)	
	توان (فیدبک)	P_t

جدول ۶- توصیه برای المان های زیرمجموعه ها [۲۰]

توصیه	زیرمجموعه
سه محوره: چرخ عکس العملی، جابرو، گشتاوردهنده مغناطیسی، ستاره یاب، مغناطیس سنج	تعیین و کنترل وضعیت
نوع آرایه ها: گالیوم آرسناید چند اتصال، باز شونده و دنبال کننده خورشید. نوع باتری ها: لیتیوم یونی یا نیکل هیدروژن	تأمین انرژی
نوع آنتن: سهموی و همه جهته باند فرکانسی: به ترتیب Ku و C و Ka	مخابرات و محموله
توپولوژی شبکه: باس کن و سریال معماری: مرکب یا توزیع شده	مدیریت داده و فرمان
سوخت مایع دوپایه و یونی برای حفظ مدار	پیش رانش
مکعبی شکل با جنس هانی کامب یا آلومینیوم	سازه
روش حرارتی: فعال، رنگ، عایق های چندلایه حرارتی، رادیاتور، هیتر، لوله های حرارتی	کنترل حرارت

صحت گذاری

به وسیله ارزیابی و صحت سنجی می توان قابلیت های نرم افزار آزمون را نشان داد. ارزیابی و صحت سنجی نرم افزار در دو سطح اصلی انجام شده است.

در سطح اول روابط به دست آمده که پایه اولیه تهیه نرم افزار است، ارزیابی شده است. این روابط با استفاده از آزمون های آماری صحت گذاری می شوند. در سطح دوم، روند طراحی و دستیابی به نتایج صحت گذاری می شود. برای پیاده سازی صحت گذاری در سطح دوم خروجی های حاصل از طراحی با استفاده از نرم افزار آزمون با توجه به نتایج ماهواره ساخته شده صحت گذاری می شوند. در صورتی که خطای نتایج کمتر از ۲۵ درصد از مقدار ساخته شده باشد. روش

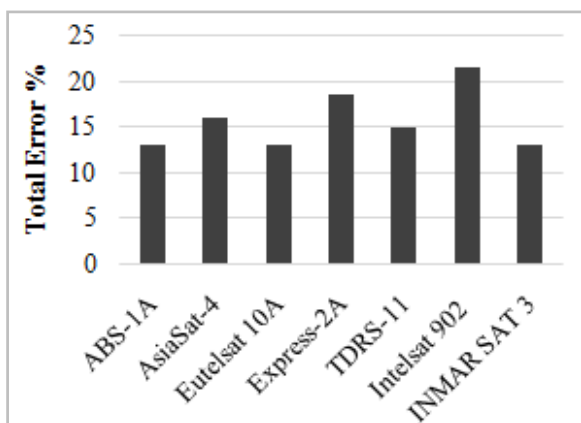
در این جدول مشخصات فنی ماهواره بر مبنای خروجی‌های موجود در مراجع مختلف برای فاز طراحی مفهومی در نظر گرفته شده‌اند [۱، ۳، ۴].

جدول ۸- مقایسه نتایج نرم‌افزار آزمین و مقادیر واقعی

پارامتر	مقدار واقعی	نتایج آزمین	خطا %
جرم	۹۰	۱۰۵	۱۶
المان‌ها	سه محوره: المان‌ها در دسترس نیست	سه محوره: چرخ عکس‌العملی، جاپرو، گشتاوردهنده، مغناطیسی، ستاره‌یاب، مغناطیس سنخ	--
سازه			
توان	.	.	.
جرم	۴۱۰	۴۸۹	۱۹
شکل سازه	مکعبی شکل	مکعبی شکل	--
کنترل حرارت			
توان	۹۰۰	۹۵۳	۶
جرم	۹۰	۱۱۹	۲۴
روش حرارتی	فعال	فعال	--
المان‌های حرارتی	رنگ، عایق‌های چندلایه، لوله‌های حرارتی و...	رنگ، عایق‌های چندلایه، رادیاتور، هیتر، لوله‌های حرارتی	--
محموله			
توان	۱۸۰۰	۱۶۴۰	۱۰
جرم	۴۵۰	۴۴۳	۲

به منظور ارزیابی مناسب‌تر نرم‌افزار آزمین، طراحی به کمک آن روی ۷ ماهواره مخابراتی زمین آهنگ پیاده‌سازی شده است. جهت جمع‌بندی نتایج در شکل (۱۵) میانگین خطای کل خروجی‌ها برای ۷ ماهواره آمده است. لازم به توضیح است جهت وابستگی خطای نتایج به میزان خطای برازش نقطه‌ای، ماهواره‌های انتخاب شده برای صحنه‌گذاری از پایگاه داده خارج شده‌اند.

همان‌طور که در شکل (۱۵) مشخص است، میانگین درصد خطای طراحی توسط نرم‌افزار ۱۵/۷٪ است. با توجه به اینکه در اجراهای مختلف محدوده خطا از ۱۲ تا ۲۱ است. نشان‌دهنده همگرایی روابط و الگوریتم‌های کاری نرم‌افزار آزمین است.



شکل ۱۵- میانگین خطای پیاده‌سازی طراحی روی ۷ ماهواره

پارامتر	مقدار واقعی	نتایج آزمین	خطا %
مجموعه			
جرم کل	۳۴۵۴	۳۴۵۴	۰
جرم خشک	۱۶۰۰	۱۹۳۳	۱۸
توان کل	۶۰۰۰	۶۳۵۹	۶
حجم	۲۸	۲۵/۹	۷/۵
هزینه	۱۳۲	۱۴۲/۸۵	۸
هزینه پرتاب	۱۰۰	۱۱۲	۱۲
هزینه بیمه	--	۳۰/۶	--
هزینه ایستگاه زمینی	--	۲۲۴	--
هزینه کل	--	۵۱۰	--
پیشرانش			
توان	۹۰۰	۱۱۳۲	۲۱
جرم	۱۴۰	۲۰۳	۳۱
نوع پیشرانش	زنون- یونی برای حفظ مدار	سوخت مایع دوپایه و یونی برای حفظ مدار	--
جرم پیشران	۱۸۵۴	۱۵۲۱	۲۲
مدیریت داده و فرمان			
توان	۳۰۰	۴۴۰	۳۲
جرم	۵۰	۶۳	۲۱
توپولوژی	----	باس کن	--
معماری	مركب	مركب یا توزیع‌شده	--
تأمین انرژی			
توان	۳۰۰	۳۸۷	۲۹
جرم	۲۹۰	۳۳۰	۱۳
جنس و نحوه قرارگیری آرایه‌ها	گالیوم آرسناید، باز شونده، دنبال کننده خورشید	گالیوم آرسناید چند اتصالی، باز شونده، دنبال کننده خورشید	--
جنس باتری‌ها	نیکل هیدروژن	لیتیوم یونی یا نیکل هیدروژن	--
مخابرات			
توان (W)	۹۰۰	۱۰۳۰	۱۳
جرم (KG)	۸۰	۱۰۸	۱۶
تعداد ترانسپاندر	۴۸-۶۰	۴۵ (MHz۳۶) یا ۲۲ (MHz۷۲)	--
نوع آنتن	سه‌موی	سه‌موی و همه‌جهته	--
باند فرکانسی	Ku&S &Ka	Ku & C & Ka	--
تعیین و کنترل وضعیت			
توان	۹۰۰	۸۵۴	۶

مراجع

- وجود خطا از ۱۵ تا ۲۵ درصد در فاز طراحی مفهومی نسبت به ماهواره ساخته شده، میزان خطای مناسبی است [۴]. برخی از مراجع طراحی [۳، ۱] میزان خطای ۲۵ درصد را به عنوان حاشیه سیستمی در فاز طراحی مفهومی در نظر گرفته‌اند.
- از اطلاعات موجود در جدول (۷) و همچنین درصد‌های تفاوت موجود در جدول (۸) و شکل (۱۵) نتایج زیر حاصل خواهد شد:
۱. میانگین خطای کل نرم‌افزار آزمین برای ماهواره‌های مخابراتی زمین آهنگ ۱۵٪ است.
 ۲. مدل‌های مجموعه‌ای خطای کمی دارند.
 ۳. سایر مدل‌ها به یک میزان خطا دارند.
 ۴. خطای تمامی مدل‌ها خطای قابل قبول در فاز طراحی مفهومی است (در محدوده ۱۵ تا ۲۵ درصد).
 ۵. زمان پایین دستیابی به نتایج طراحی با توجه به خطای مناسب یکی از نقاط قوت این روش است.
- ### نتیجه‌گیری
- نرم‌افزار «آزمین» ابزار مفیدی برای استخراج اطلاعات فاز امکان‌سنجی و طراحی مفهومی در مدت زمان حدوداً یک ثانیه است. این نرم‌افزار می‌تواند برای تمام مأموریت‌های ماهواره‌ای توسعه یابد. نرم‌افزار آزمین ابزار مفیدی برای دستیابی به تخمین مناسبی از مشخصات باس ماهواره، هزینه تخمینی، تعیین شکل سازه و مشخصات زیرمجموعه‌ها و بودجه جرم و توان است. این نرم‌افزار برای استفاده مهندسان سیستم پیاده‌سازی شده است. نوآوری و نقطه قوت روش استفاده شده در نرم‌افزار، سادگی پیاده‌سازی روابط و سرعت بالای عملیات است. با توجه به اینکه این نرم‌افزار قابلیت استفاده روی موبایل، تبلت و کامپیوتر را دارد می‌توان از آن در جلسات عقد قرارداد و فاز تدوین پیشنهادیه و طراحی مفهومی استفاده کرد. در انتهای مقاله با استفاده از نرم‌افزار معرفی شده به استخراج مشخصات مجموعه ۷ ماهواره نمونه پرداخته شده است. نتایج با ماهواره ساخته شده صحه‌گذاری شده و خطای ۱۵٪ به دست آمده است. این میزان خطا در برابر زمان بسیار کم طراحی با این نرم‌افزار، مناسب و قابل اتکا است. استفاده از آزمین به دلیل سرعت بالا و تکرارپذیر بودن، به شدت در کاهش هزینه و زمان طراحی تأثیرگذار خواهد بود. به‌طور کلی مزایای نرم‌افزار «آزمین»، اجرای طراحی مفهومی با دقت و سرعت مناسب، تعمیم ساده مبنای روش برای انواع مأموریت‌های ماهواره‌ای، حل مشکلات ناشی از طولانی‌بودن مراحل طراحی و کاهش هزینه گام طراحی مفهومی است. به همین ترتیب معایب این روش عبارتند از: عدم طراحی دقیق ماهواره و وابستگی به پایگاه داده است.
- [1] Wertz, J.R., Everett, D.F. and Puschell, J.J. *Space Mission Engineering: The New SMAD: Microcosm Press*, 2011.
 - [2] Wertz, J.R. and Larson, W. J., "Space Mission Analysis and Design," Springer, 1992.
 - [3] Fortescue, P., Swinerd, G. and Stark, J., *Spacecraft Systems Engineering*, John Wiley & Sons, 2011.
 - [4] Brown, C.D., *Elements of Spacecraft Design*, Aiaa, 2002.
 - [5] Kosari, A., Fakoor, M., Vakili-pour, S. and Bohlouri, V., "Development of a Systematic Design Approach for a Cubic Satellite Using Design Structure Matrix Method," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, Vol. 4, 2015, pp. 33-45.
 - [6] Jafarsalehi, A., Fazeley, H.R. and Mirshams, M. "Conceptual Remote Sensing Satellite Design Optimization under Uncertainty," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 55, 2016, pp. 377-391.
 - [7] Ortega, G., "The ESA's Space Trajectory Analysis Software Suite," *37th COSPAR Scientific Assembly*, 2008, p. 2302.
 - [8] Ridolfi, G., Mooij, E. and Corpino, S., "A System Engineering Tool for the Design of Satellite Subsystems," *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, 2009, p. 6037.
 - [9] Hughes, S.P., "General Mission Analysis Tool (GMAT)," 2016.
 - [10] Hughes, S.P., R. Qureshi, H., Cooley, S. D. and Parker, J.J. "Verification and Validation of the General Mission Analysis Tool (GMAT)," *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2014, p. 4151.
 - [11] Saghari, A., Mirshams, M. and Jafarsalehi, A., "Comprehensive Code of Remote Sensing Satellite Conceptual Design," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 7, 2014, pp. 35-47
 - [12] Paluszek, M.A. and Piper, G.E., "Spacecraft Attitude and Velocity Control System," ed: Google Patents, 1992.
 - [13] Murphy, D., McEachen, M., Macy, B. and Gaspar, J., "Demonstration of a 20-m Solar Sail System," *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, ed: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
 - [14] Fakoor, M., Ghoreishi, S.M.N. and Sabaghzadeh, H. "Spacecraft Component Adaptive Layout Environment (SCALE): An Efficient Optimization Tool," *Advances in Space Research*, Vol. 58, 2016, pp. 1654-1670.
 - [15] Mason, R.L., Gunst, R.F. and Hess, J.L., *Statistical Design and Analysis of Experiments: with Applications to Engineering and Science*, Vol. 474: John Wiley & Sons, 2003.
 - [16] Mirshams, M., Zabihian, A.R. and Zabihian, E., "Statistical Design Model and Telecommunication Satellites Subsystems," *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2013 6th International Conference on*, 2013.
 - [17] Mirshams, M., Zabihian, E. and Zabihian, A.R. "Statistical Model of Power Supply Subsystem Satellite," *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2013 6th International Conference on*, 2013.
 - [18] Mirshams, M., Zabihian, E. and Zabihian, A.R. "Statistical Design Model (SDM) of Power Supply and

- [23]Rambabu, E., Reddy, K. R., Kamala, V., Saidaiah, P. and Pandravada, S.R., "Correlation and Path Analysis for Quality, Yield and Yield Components in Yardlong Bean (*Vigna Unguiculata* (L.) Walp.ssp. *Sesquipedalis* Verdc.)", *Environment and Ecology*, Vol. 34, 2016, pp. 1655-1661.
- [24]Foreman, V., Le Moigne, J. and de Weck, O., "A Survey of Cost Estimating Methodologies for Distributed Spacecraft Missions," *AIAA SPACE; Long Beach*, , CA; United States, 2016.
- [25]Shaw, H.C. McLaughlin, B. and Stocklin, F., "Applying a Space-Based Security Recovery Scheme for Critical Homeland Security Cyberinfrastructure Utilizing the NASA Tracking and Data Relay (TDRS) Based Space Network," IEEE Symposium on Technologies for Homeland Security, MA; United States, 2015.
- [26]Chelmins, D.T., *Glenn Goddard TDRSS Waveform 1.1.3 On-Orbit Performance Report*, Technical Report 20140008859, May 01, 2014.
- Communication Satellite Subsystems," COSPAR 40th Moscow, 2014.
- [19]Mirshams, M., Zabihian, E. and Zabihian, A., "Statistical Design Model (SDM) of Communication Satellites," *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2015 7th International Conference on*, 2015.
- [20]Mirshams, M. and Zabihian, E., "Fast Determination of System Specifications of GEO Communication Satellites," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, 2017, pp. 404-412.
- [21]Malladi, K.T., Minic, S.M., Karapetyan, D. and Punnen, A.P., "Satellite Constellation Image Acquisition Problem: A Case Study," *Space Engineering: Modeling and Optimization with Case Studies*, G. Fasano and J. D. Pintér, Eds., ed Cham: Springer International Publishing, 2017, pp. 177-197.
- [22]Hand, D. J. *Statistics*: Sterling, 2010.