

SID



سرویس های ویژه



سرویس ترجمه تخصصی



کارگاه های آموزشی



بلاگ مرکز اطلاعات علمی



سامانه ویراستاری STES



فیلم های آموزشی

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی



مقاله نویسی علوم انسانی
تربیه آموزشی

مقاله نویسی علوم انسانی



اصول تنظیم قراردادها
تربیه آموزشی

اصول تنظیم قراردادها



آموزش مهارت های کاربردی در تدوین و چاپ مقاله
تربیه آموزشی

آموزش مهارت های کاربردی در تدوین و چاپ مقاله

بررسی قابلیت اطمینان در ماهواره و زیر سیستم های آن

محمدحسن ترنگان^۱، قاسم شریفی^۲، حمید خدایاری^۳، حسین دادرس^۴، سها جوانبخت^۵، امیر عباس سربلوکی^۶

۱ و ۲ و ۴ - دانشجوی کارشناسی ارشد - دانشکده هوافضا، دانشگاه خواجه نصیر طوسی

۳ - دانشجوی کارشناسی ارشد - دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه تربیت مدرس

۵ - دانشجوی کارشناسی ارشد - دانشکده فناوری های نوین، دانشگاه شهید بهشتی

چکیده

تجزیه و تحلیل آماری داده‌های قابلیت اطمینان تنها به ارزیابی قابلیت اطمینان سیستم محدود نمی‌شود. هدف در بدست آوردن کار نه تنها بر کردن شکاف در متون فنی با ارائه مدل تجربی مبتنی بر قابلیت اطمینان فضاپیما بلکه امید به این است که این کار بازخورد مفید برای صنعت فضا فراهم کند؛ به عنوان مثال، در طراحی مجدد ماهواره‌ای و آزمون و برنامه‌های غربالگری قابلیت اطمینان مبنای تجربی برای اختصاص افزودنی زیرسیستم‌ها است.

در ابتدا از پایگاه داده مورد استفاده از ناسا که در گزارشات مرجع آمده است، استفاده خواهد شد. [۱]، [۲] در بخش دوم، تجزیه و تحلیل غیر پارامتریک داده‌های ماهواره‌ای شکست و ساختمان آنها را نشان داده می‌شود. در بخش آخر به تجزیه و تحلیل پارامتری و اویول و مناسب به قابلیت اطمینان ماهواره‌ای روی خواهیم آورد. در انتهای، به شناسایی و تعیین کمیت سهم نسبی هر یک از زیر سیستم به شکست ماهواره در نمونه پرداخته می‌شود. نحوه انجام کار در شکل ۱ نشان داده شده است.

تجزیه تحلیل داده‌های شکست ماهواره غیر پارامتریک

در این بخش ابتدا به توضیح داده‌های سنسور شده و مفهوم آن پرداخته می‌شود و بعد از آن به تابع قابلیت اطمینان کاپلان مایر^۱ که به برآورد داده‌های سنسور شده^۲ تشکیل می‌شود، شرح خواهد داد. ناپارامتریک^۳ یا غیر پارامتریک بدین معنی است که هیچ گونه تجزیه و تحلیل پارامتر خاص انجام نگرفته است.

نمونه داده‌های سنسور شده: سنسور زمانی رخ می‌دهد که تجزیه و تحلیل آماری از مجموعه‌ای از اقلام ناقص هستند. این وضعیت اغلب در تنظیمات چندگانه به طور مثال: زمینه‌های پزشکی و مهندسی و همچنین حذف برخی از اقلام قبل از اینکه دچار شکست شده و یا تست و مشاهده اقلام قبل از اینکه همه آیت‌ها دچار شکست شوند. در مقابل سنسور کردن داده‌ها، مجموعه طول عمر داده‌ها می‌باشد که مشاهده زمان شکست تک تک اقلام تحت مطالعه خواهد بود. در واقع داده‌های سنسور شده داده‌هایی می‌باشند که در طول زمانی مشخص تحت تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرند.

سنسور کردن داده‌ها به معرفی مشکلات خاص در تجزیه و تحلیل آماری می‌پردازد که اگر اشاره نشود و مورد محاسبه قرار نگیرد به طور قابل

کارکردهای فنی اهمیت قابلیت اطمینان امری شناخته شده است؛ اما تجزیه و تحلیل آماری گسترده داده‌ها مربوط به شکست عملکرد هر زیر سیستم ماهواره هنوز دارای نقص‌های عمده می‌باشد. در نتیجه، تناقضات در متون فنی به عنوان یک مبنای تجربی برای حل و فصل مسئله قابلیت اطمینان همچنان باقی مانده است. در این گزارش از تابع توزیع ویبول که یک شکل پامتری بزرگتر برای بدست آوردن قابلیت اطمینان ماهواره است مورد استفاده قرار می‌گیرد. این تابع یک شکل پارامتری شکست در زیرسیستم‌های ماهواره‌ها می‌باشد، از زمانی که زیرسیستم‌ها دچار شکست می‌شوند. این کار بر کردن شکاف موجود در تجزیه و تحلیل داده‌ها می‌باشد که شامل سه قسمت است (۱) تجزیه و تحلیل آماری دقیق از اطلاعات شکست در مقالات معتبر (۲) برازش یک مدل پارامتری برای قابلیت ماهواره‌ها و (۳) بدست آوردن کمیت نسبی هر یک از زیر سیستم‌ها که باعث درصدی از شکست می‌شوند و شناسایی زیر سیستمی که باعث پایین آمدن قابلیت اطمینان ماهواره می‌شود. همچنین این نکته قابل اهمیت است که این داده‌ها مورد تحلیل در مثال‌های مشخص شده در این گزارش می‌باشد برای ۱۵۸۴ ماهواره‌ای که به دور زمین در حال انجام ماموریت هستند بدست آمده و از ژانویه ۱۹۹۰ تا اکتبر ۲۰۰۸ در تقویم کاری خود بوده اند استفاده شده است.

واژه‌های کلیدی: توزیع ویبول، قابلیت اطمینان

مقدمه

قابلیت اطمینان طراحی، یک مبحث بحرانی و ویژه برای سیستم‌های عمل‌گر در محیط‌های از راه دور یا نامساعد است. برای مثال، ماهواره‌ها را در نظر بگیرید. به دلیل اینکه دسترسی فیزیکی به این وسایل با ارزش و گران بسیار دشوار یا غیر ممکن است، بخش نگهداری نمی‌تواند با تکیه بر تعمیر و نگهداری از قابلیت اطمینان صرف نظر کرد و تعمیرات نمی‌تواند جای قابلیت اطمینان را جبران کند.

در نتیجه طراحی با قابلیت اطمینان بالا برای این سیستم‌ها یک ضرورت مهندسی و ضرورت مالی است.

متأسفانه، داده‌های تجربی محدود و تجزیه و تحلیل آماری از قابلیت اطمینان ماهواره‌ای در مقالات فنی وجود دارد.

در زیر سه محدودیت‌های برجسته با این امور نشان داده شده است که شامل:

(۱) خارج از رده بودن داده‌ها (۲) از دست دادن پیش‌نیازها / عدم حضور ورودی‌های واقع بینانه، (۳) مشخصات فنی قابلیت اطمینان / عدم اعتبار مدل.

¹ Kaplan–Meier

² Censored Data

³ Nonparametric

$$n(i) = t(i) \quad (۴)$$

تعداد واحدهای عملگر قبل از زمان $t(i)$ -

$t(i)$ تعداد واحد که مورد شکست قرار گرفته قبل از آن زمان -

یکی از قسمت های اصلی معادله کاپلان مایلر رابطه (۵) است که احتمال شرطی برا باقی مانده های قبل از زمان $t(i)$ است که به طور دقیق تر در رابطه (۶) آمده است

$$P_i = \frac{n_i - 1}{n_i} \quad (۵)$$

$P(T_F > t_{(i)} + \delta t \parallel T_F > t_{(i)})$ تخمین زده شد (۶)

δt یک بازه زمانی بسیار کوچک است که هیچ واحدی در آن زمان سنسور و دچار شکست قرار نگرفته است. بقیه انتشار قسمت های دیگر معیار کاپلان مایلر با توجه به ادامه بازه زمانی در رابطه (۷) نشان داده شده است.

(۷)

$$P(T_F > t_{(i)}) = P(T_F > \delta t) \times P(T_F > t_{(1)} + \delta t \parallel T_F > t_{(1)}) \times P(T_F > t_{(2)} + \delta t \parallel T_F > t_{(2)}) \times \dots \times P(T_F > t_{(i)} + \delta t \parallel T_F > t_{(i)})$$

همچنین تابع قابلیت اطمینان در رابطه ۸ آورده شده است.

$$R(t) = P(T_F > t) \quad (۸)$$

در نتیجه برآوردگر کاپلان مایلر برای تابع قابلیت اطمینان با داده های سنسور شده با جایگزینی رابطه (۷) در (۸) رابطه (۹) را بدست می آورد.

$$R(t) = \prod_{t(i) \leq t} P_i = \prod_{t(i) \leq t} \frac{n_i - 1}{n_i} \quad (۹)$$

اگر روابط و داده های موجود بصورت دادهایی از شکست در زمان باشد آنگاه رابطه تبدیل به رابطه (۱۰) می شود.

$$P_i = \frac{n_i - m_j}{n_i} \quad (۱۰)$$

در رابطه موجود m_j واحد شکست عملیاتی در زمان t_j خواهد بود. برای مثال برای ۱۵۸۴ ماهواره ۹۸ شکست و ۱۴۸۶ داده سنسور شده می باشد و زمان شکست آنها در شکل ۴ آورده شده است. داده های شکل ۴ با معیار کاپلان مایر تخمین زده شده و طرح قابلیت اطمینان معیار کاپلان مایر در شکل ۵ نشان می دهد که قابلیت اطمینان ماهواره بعد از ۲ سال ۹۶٪ خواهد بود.

تحلیل پارامتری و تناسبی تابع ویبول برای قابلیت اطمینان ماهواره

تجزیه تحلیل غیر پارامتری نتیجه قوی به دلیل محاسبه قابلیت اطمینان فراهم می کند. (شکل ۵) چون این قابلیت اطمینان محدود نمی شود به تناسب هر توزیع طول عمر خاص از پیش تعریف شده، تجزیه تحلیل غیر پارامتریک نه آسان و نه مناسب برای مقاصد مختلف است؛ علاوه بر این، برخی از روندها و الگوها به روشن کردن و مشخص شدن تجزیه و تحلیل پارامتری است. در این جا تابع توزیع ویبول برای قابلیت اطمینان ماهواره بررسی خواهد شد.

تابع توزیع ویبول:

توزیع ویبول یکی از رایج ترین توزیع ها برای قابلیت اطمینان است. دلیل پذیرش گسترده آن رفتار کاملا انعطاف پذیرش می باشد و با انتخاب مناسب پارامتر شکل می تواند انواع رفتارهای شکست را مدل کند.

توزیع ویبول دارای دو پارامتر می باشد. پارامتر شکل θ و پارامتر مقیاس β ، میزان شکست به شرح رابطه (۱۱) است.

$$\lambda(t) = \frac{\beta}{\theta} \left(\frac{t}{\theta}\right)^{\beta-1} \text{ with } \theta > 0; \beta > 0; t \geq 0 \quad (۱۱)$$

پارامتر شکل β بدون بعد و پارامتر θ بیان شده در واحد زمان است. تابع قابلیت اطمینان بصورت رابطه (۱۲) می باشد.

$$R(t) = e^{-\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta} \quad (۱۲)$$

توجهی نتایج را تحت تاثیر می گذارد. روش های متداولی در زمینه سنسور کردن داده ها وجود دارد که خوانند می تواند به این منابع رجوع کند. در داده هایی که جمع آوری شده است به صورت تصادفی مورد سنسور قرار گرفته اند که به شرح باید باشند:

۱- واحدها واقلام در نمونه در زمان های مختلف فعال می شوند (برای مثال: ماهواره هایی که پرتاب شده اند در تقویم های زمانی مختلف)

۲- تاریخ های شکست اقلام های و تصادفی سنسور کردن آنها

۳- سنسور کردن تا زمانی که یک واحد (ماهواره) بازنشسته شده قبل از شکست ادامه می یابد.

این وضعیت در شکل ۲ نشان داده شده است. بنابراین بررسی قابلیت اطمینان ماهواره ای بصورت تابعی از زمان به پرتاب موفقیت آمیز خواهد بود. سنسور کردن داده ها نیاز به توجه خاص دارد. استخراج تابع قابلیت اطمینان از داده ها کار ساده ای نمی باشد. برای اینکار به اتخاذ روش قدرتمند کاپلان مایر که بهترین راه حل برای رسیدگی سنسور کردن داده ها است استفاده می شود.

معیار کاپلان مایر

برای تعیین قابلیت اطمینان یک مجموعه ی سیستمی از معیار کاپلان مایر که برآوردگری برای قابلیت اطمینان یک سیستم می باشد استفاده می شود. دلیل استفاده از این معیار استفاده از یک راه حل جامع و روشمند و قوی برای مواجه با مشکلات مسئله می باشد.

عملکرد قابلیت اطمینان تجربی از داده های خام تعیین شده است. واحد n را در ابتدای آزمایش فعال در نظر بگیرید و باید اجازه داده شود آزمایشات تا زمانی که همه واحدها شکست بخورند ادامه بیابند. زمان شکست تمام واحدها بصورت صعودی در نظر خواهد گرفته شد و فرض بر این است که طول عمر تمام واحدها بصورت مستقل و یکسان توزیع شده است که رابطه (۱) مشخص شده است.

$$t_{(1)} < t_{(2)} < t_{(3)} < \dots < t_{(n-1)} < t_{(n)} \quad (۱)$$

تابع قابیت اطمینان تشکیل شده از اطلاعات کامل داده ها که در زمان t برای هر واحد n تشکیل شده است در رابطه (۲) آورده شده است.

$$R_n(t) = \frac{\text{number of units still operational at time } t}{n} \quad (۲)$$

تابع قابلیت اطمینان از زمانی که شکست رخ نداده تا انتها برای کل واحد های اندازه گیری شده با گسترش رابطه (۲) بدست خواهد آمد که در رابطه (۳) مشخص شده است.

$$\begin{cases} 1 & \text{for } t < t(1) \\ 1 - \frac{i}{n} & \text{for } t(i) \leq t < t(i+1) \\ 0 & \text{for } t \geq t(n) \end{cases} \quad (۳)$$

این تابع که بصورت پله در نتیجه گسست در ناپیوستگی زمان مشاهده شده در شکل ۳ آورده شده است. تا اینجا قابلیت اطمینان هر مقطع زمانی را بدست آورده شد ولی قابلیت اطمینان سیستم در هر بازه زمانی باید با توجه به قابلیت اطمینان بازه های زمانی قبلی محاسبه شود تا قابلیت اطمینان کلی سیستم در هر مقطع از زمان با توجه به شکست های قبل محاسبه شود. با توجه به این قضیه تابع قابلیت اطمینان شرطی بیان می شود.

تعداد واحد عملگر قبل از هر بازه ی زمانی در رابطه (۴) آورده شده است و احتمال برای باقی مانده واحدهای عملگر قبل از هر بازه زمانی در رابطه (۵) نشان داده شده است.

⁵ shape parameter

⁶ scale parameter

⁴ failures dates

همچنین میزان فاصله در قابلیت اطمینان با ۹۵٪ قابلیت اطمینان از رابطه‌ی (۱۹) بدست خواهد آمد.

$$D_{(ti)} = [\text{upper bound } R_{95\%}(ti)] - [\text{lower bound } R_{95\%}(ti)] \quad (19)$$

وقتی دو رابطه (۱۸) و (۱۷) را برای ۱۵۸۴ ماهواره با برآوردگر کاپلان مایر قرار داده می‌شود که در شکل ۵ آورده شده است فاصله ۹۵٪ قابلیت اطمینان در شکل ۸ بدست می‌آید. قابلیت اطمینان ماهواره ای در سال اول بین ۹۶.۱ و ۹۷.۸ درصد با احتمال ۹۵٪ است. این مقادیر از مرزهای بالا و پایین فاصله اطمینان ۹۵٪ در t را تشکیل می‌دهند. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش زمان پراکندگی حول قابلیت اطمینان بیشتر می‌شود این پراکندگی را می‌توان با فاصله گرفتن منحنی باند بالایی و باند پایینی از منحنی اصلی قابلیت اطمینان مشاهده کرد که در شکل ۹ نشان داده شده است.

تاثیر هر یک از زیر سیستم ها در میزان قابلیت اطمینان

برای هر زیر سیستم j که با پایگاه داده مشخص می‌شود احتمال شکست ماهواره را محاسبه را می‌توان محاسبه نمود ($P_{\text{satellite}}$) که در رابطه (۲۰) آورده شده است.

$$P_{\text{satellite}} = 1 - R_{\text{satellite}} \quad (20)$$

درصد نسبت شکست زیرسیستم j به شکست ماهواره بصورت رابطه (۲۱) محاسبه می‌شود.

$$r_j = \frac{P_{\text{subsystem}}}{P_{\text{satellite}}} \quad (21)$$

همانطور که در شکل ۱۰ قابل رویت است بیشترین بخشی که باعث شکست ماهواره می‌شود و قابلیت اطمینان به آن وابسته است بخش مخابرات خواهد بود و کمترین میزان وابستگی قابلیت اطمینان به بار محموله^{۱۰} می‌باشد. ۳۰ روز پس از تزریق ماهواره به مدار بخش تراستر و سوخت^{۱۱} ۱۳٪ وابستگی منجر به شکست خواهد شد و تا ۱ سال قابلیت اطمینان به مقدار ۲۰٪ به آن وابسته خواهد بود و بعد از آن نرخ وابستگی منجر به شکست کاهش خواهد یافت.

تحلیل در این بخش، گام نخست به سوی تشخیص حالت های مختلف نقص منجر به نابودی ماهواره است؛ که این نشان دهنده ی مناسبی برای صنعت فضایی بطور کلی و طراحان ماهواره و مدیران برنامه ها خواهد بود.

نتیجه گیری

در ادبیات فنی هنوز استفاده از قابلیت اطمینان به رسمیت شناخته نشده است اما تجزیه و تحلیل‌هایی براساس داده‌های واقعی پرواز نشان داده شده است. کار حاضر تا حدی می‌تواند در جهت پرکردن این شکاف کمک کند.

۱- نشان دادن تجزیه و تحلیل کمی براساس داده‌های واقعی برای

قابلیت اطمینان ماهواره

۲- برازش یک مدل پارامتری از قابلیت اطمینان ماهواره‌ای

۳- مشاهده کمی سهم هر یک از زیر سیستم ها در عدم قابلیت

اطمینان

با گرفتن لگاریتم از رابطه ی (۱۲) رابطه (۱۳) بدست می‌آید و تکرار این عمل منجر به رابطه ی (۱۴) می‌شود.

$$\ln([R(t)]) = -\left(\frac{t}{\theta}\right)^\beta \quad (13)$$

$$\ln[-\ln([R(t)])] = \beta \ln(t) - \beta \ln \theta \quad (14)$$

حال با تغییر متغیر رابطه (۱۵) را شکل می‌دهد و بعد از آن در رابطه ی (۱۶) یک تابع خطی با شیب برابر پارامتر شکل توزیع ویبول بدست آورده می‌شود.

$$\{Y = -\ln([R(t)]) | x = \ln t\} \quad (15)$$

$$Y = \beta x - \beta \ln \theta \quad (16)$$

شکل ۶ نشان دهنده‌ی دو مدل غیر پارامتریک قابلیت اطمینان و مدل پارامتریک ویبول است که از معادلات ۱۱ تا ۱۶ بدست آمده است. انطباق این دو منحنی اجازه می‌دهد تا در مورد کیفیت سنجی و بحث در مورد تناسب مدل پارامتری ملموس تر شود. تجزیه و تحلیل آماری مستعد نگاه بصری از موضوع است. برای مثال در شکل ۶ به جای اینکه محور عمودی که همان محور Y ها است از ۰ تا ۱ باشد از ۰/۸۹ تا ۱ در نظر گرفته شده است که نشان می‌دهد اختلاف تحلیل غیر پارامتریک و تابع ویبول کم می‌باشد.

نتایج بدست آمده به خوبی در تراز وسط قرار دارد؛ از تجزیه و تحلیل رگلایسون نتیجه زیر بدست آمده است:

$$\{R^2=0.9835, Y=0.3875x-3.4972\}$$

$$\{\beta=0.3875 \quad \theta=8316\text{years}\}$$

مشاهدات زیر برای مناسب بودن پارامترهای ویبول برای قابلیت اطمینان ماهواره با توجه به ارزیابی از اعداد بدست آمده:

۱- ضریب تعیین $R^2 = 0.9835$ که قابلیت اطمینان

است با دقت مناسب توسط توزیع ویبول مدل شده است.

۲- با توجه به شکل ۵ مدل ویبول تا ۱۳ سال کمتر از یک درصد قابلیت اطمینان را با خطا نشان می‌دهد. با این حال برای بیشتر از ۱۳ سال تا ۲ درصد از قابلیت اطمینان ماهواره دقت تنزل پیدا خواهد کرد.

۳- مدل ویبول در سال اول به طور قابل توجه دقیق است.

۴- مدل در بین سال های ۲ و ۶ کمتر از نیم درصد با قابلیت اطمینان موجود فاصله گرفته است.

تجزیه و تحلیل فاصله گرفتن قابلیت اطمینان در معیار کاپلان مایر

کاپلان- مایر در رابطه (۹) احتمال حداکثر قابلیت اطمینان را برآورد می‌کند اما از پراکندگی قابلیت اطمینان حول $R_{(ti)}$ آگاه نمی‌باشد.

این پراکندگی واریانس یا انحراف استاندارد برآوردگر، که مورد استفاده قرار می‌گیرد به استخراج حدهای بالایی و پایینی^۷ منجر شده، و یک فاصله اطمینان ۹۵ درصد است که نشان می‌دهد ۹۵٪ قابلیت اطمینان واقعی بین این دو مرز، با تجزیه و تحلیل کاپلان مایر اتفاق می‌افتد.

محاسبه واریانس قابلیت اطمینان از فرمول گرین وود^۸ برابر خواهد بود با رابطه (۱۷) می‌باشد. [۳]

$$\text{var}[R_{(ti)}] \equiv \sigma^2 [R_{(ti)}]^2 \sum_{j \neq i} \frac{m_j}{n_j(n_j - m_j)} \quad (17)$$

و فاصله اطمینان ۹۵٪ توسط رابطه (۱۸) به بدست خواهد آمد.

$$R_{95\%}(ti) = R(ti) \pm 1.96\sigma(ti) \quad (18)$$

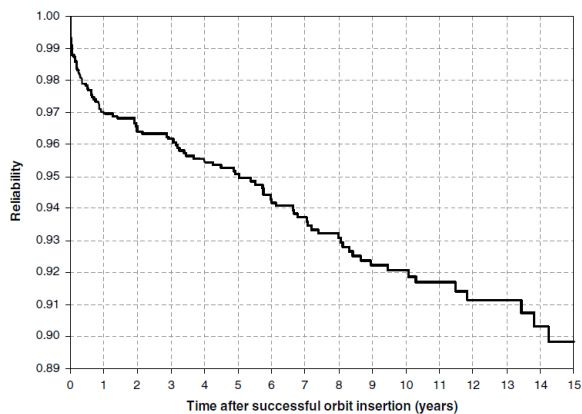
⁹ TT&C

¹⁰ Payload

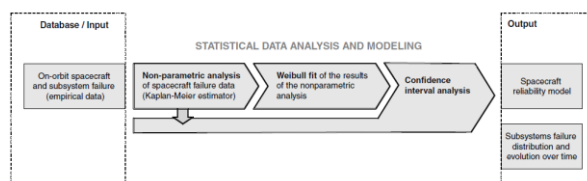
¹¹ Thruster/Fuel

⁷ upper and lower bounds

⁸ Greenwood

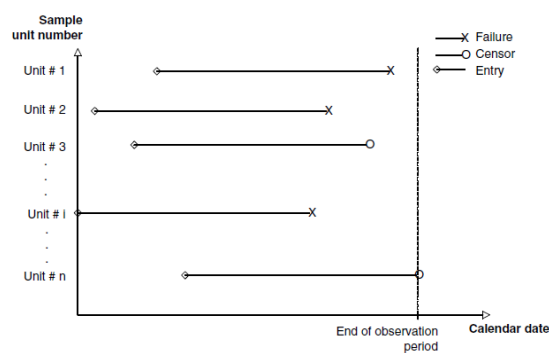
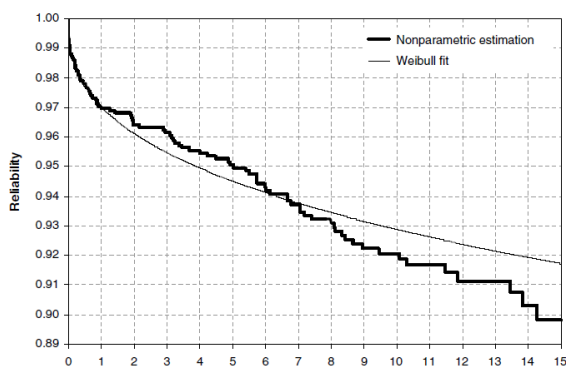


شکل‌ها و نمودارها



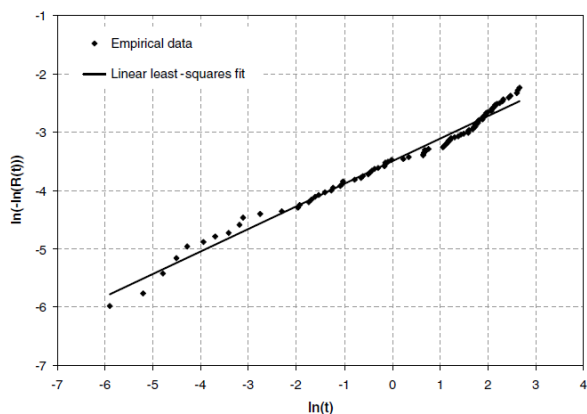
شکل ۱: نحوه ی ورودی، خروجی و سازماندهی کار در گزارش [۱],[۲]

شکل ۵: قابلیت اطمینان ماهواره محاسبه شده از داده های ماهواره های موجود

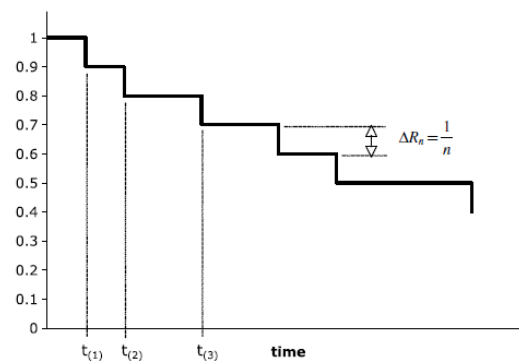


شکل ۲: نحوه ی سنسور کردن داده ها

شکل ۶: نمایش قابلیت اطمینان ماهواره با استفاده از دو مدل موجود پامتریک و غیر پارامتریک



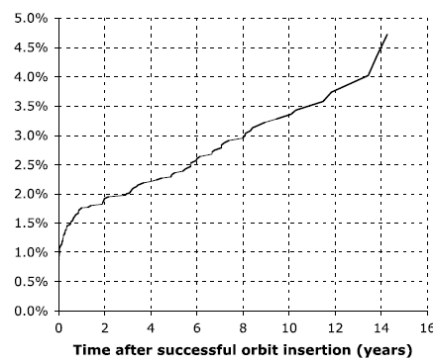
شکل ۷: نمودار قابلیت اطمینان به همراه تجزیه و تحلیل رگلاسیون



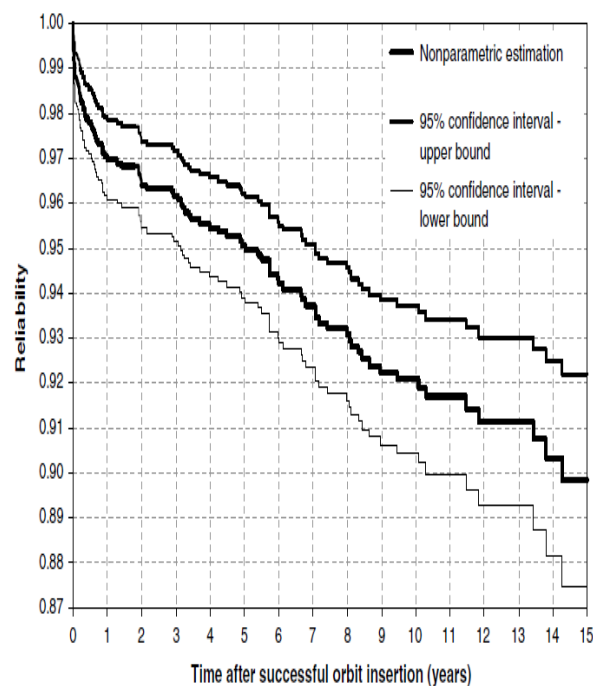
شکل ۳: چگونگی تابع توزیع قابلیت اطمینان [۳]

1	1	1	1	2	3	3	4	4	5	5
7	9	12	15	15	16	16	23	36	51	53
64	68	73	79	89	102	107	123	128	131	167
190	197	221	229	237	252	271	309	314	317	334
364	465	515	696	701	713	722	724	787	1053	1073
1122	1146	1167	1184	1233	1256	1347	1488	1551	1637	1778
1797	1836	1967	2009	2091	2097	2098	2181	2191	2237	2429
2434	2472	2577	2580	2624	2702	2917	2947	2963	3038	3077
3159	3268	3455	3684	3759	4192	4324	4909	5043	5207	

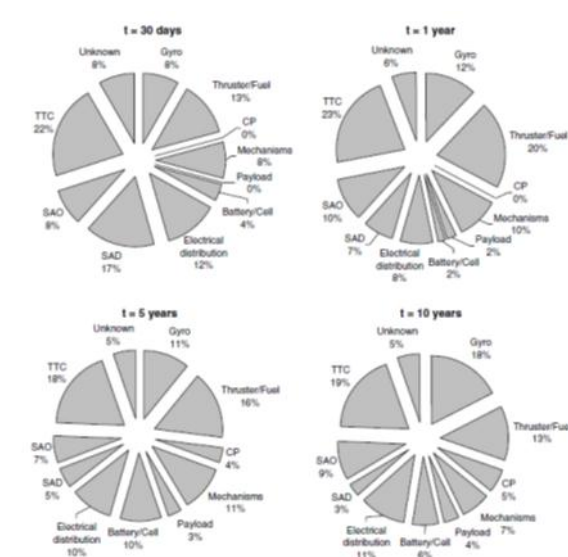
شکل ۴: زمان شکست ۹۸ ماهواره موجود [۱]



شکل ۸: میزان اختلاف حد بالای و پایینی از هم با پراکندگی قابلیت اطمینان ۹۵٪



شکل ۹: قابلیت اطمینان ماهواره با فاصله اطمینان ۹۵٪.



شکل ۱۰: وابستگی زیر سیستم ها به شکست ماهواره درمدار

مراجع

[۱] Satellite and satellite subsystems reliability: Statistical data analysis and modeling, Jean-Francois Castet, Joseph H. Saleh, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, 270 Ferst Drive, Atlanta, GA 30332-0150, USA

[۲] Roy Billinton and Ronald N. Allan, Reliability Evaluation of Engineering Systems: Concepts and Techniques.: Springer, 1992

[۳] Krasich, M., "Reliability Prediction Using Flight Experience: Weibull Adjusted Probability of Survival Method," NASA TR 20060041898, mApril 1995.

SID



سرویس های ویژه



سرویس ترجمه تخصصی



کارگاه های آموزشی



بلاگ مرکز اطلاعات علمی



سامانه ویراستاری STES



فیلم های آموزشی

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی



مقاله نویسی علوم انسانی

مقاله نویسی علوم انسانی



اصول تنظیم قراردادها

اصول تنظیم قراردادها



آموزش مهارت های کاربردی در تدوین و چاپ مقاله

آموزش مهارت های کاربردی در تدوین و چاپ مقاله