



Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 1, No. 2, pp.: 112-125
2022

Available in:
Journal.isrc.ac.ir/article_146839.html

DOI:

10.22034/jssta.2022.323452.1046

Article Info

Received: 2021-7-17
Accepted: 2022-1-2

Keywords

Reaction wheel, FMEA,
Reliability, ECSS
standards

How to cite this article

Morteza Farhid, Hossein Beheshti, “Potential Failure Modes and Effects Analysis in the Reaction Wheel Actuator and Operational Elimination of their Effects”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 1 (2), p.:112-125, 2022.

Potential Failure Modes and Effects Analysis in the Reaction Wheel Actuator and Operational Elimination of their Effects

Morteza Farhid^{*,1}, Hossein Beheshti²,
Masoud Abbaspour³, Mohammad Aslanimanesh⁴

- 1,*. Space Thrusters Institute, Tabriz, Iran, m_farhid@sut.ac.ir, Corresponding author
2. Space Thrusters Institute, Tabriz, Iran, hbbeyramy@gmail.com
3. Space Thrusters Institute, Tabriz, Iran, m.abbaspour.t@gmail.com
4. Sharif University of technology, aslanimanesh@yahoo.com

Abstract

In this paper, the results of the process of analyzing potential failure situations on the operational product of the reaction wheel condition control operator are discussed and the effects of the identified failure situations are eliminated or reduced. The technique of analyzing failure modes and their effects is the first technique in meeting the requirements of reliability in design. In this regard, the block diagram of the functional flow of the reaction wheel is presented for the first time and the dependence of the functions is presented statically in the form of a matrix. To achieve this goal, the different parts of this operation are identified and their failure modes and the cause of failures of each part are determined. Also, the effects of failure of different levels will be determined locally, at the equipment level, at the subsystem level and at the system level. In addition, the way to diagnose failure and deal with the effect of failure is presented and related analysis is performed, which is a quantitative analysis and will determine the parameters of severity of error effect, probability number and criticality number, calculation and critical items. Then, based on the identified critical sections, a list of critical items is also extracted. The information extracted from the analysis of failure modes and their effects, while helping to improve the reliability of the design of the reaction wheel operator, will provide the designer with important data for fault and error management during the test and mission stages.



تجزیه و تحلیل حالات خرابی بالقوه در عملگر چرخ عکس‌العملی کنترل وضعیت ماهواره و رفع عملیاتی اثرات ناشی از آنها

مرتضی فرهید^{۱*}، حسین بهشتی^۲، مسعود عباسپور^۲، محمد اصلانی منش^۲

۱. * پژوهشکده رانگرهای فضایی، m_farhid@sut.ac.ir (نویسنده مسئول)

۲. پژوهشکده رانگرهای فضایی، hbbeyramy@gmail.com

۲. پژوهشکده رانگرهای فضایی، m.abbaspour.t@gmail.com

۲. پژوهشکده رانگرهای فضایی، aslanimanesh@yahoo.com

دو فصلنامه

علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۲، صفحه ۱۲۵-۱۱۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir/article_146839.html

DOI:

10.22034/jssta.2022.323452.1046

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۴/۲۶

پذیرش: ۱۴۰۰/۱۰/۱۲

واژه‌های کلیدی

عملگر چرخ عکس‌العملی، قابلیت اطمینان، تجزیه و تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها، استاندارد ECSS

نحوه استناد به این مقاله

مرتضی فرهید، حسین بهشتی، "تجزیه و تحلیل حالات خرابی بالقوه در عملگر چرخ عکس‌العملی کنترل وضعیت ماهواره و رفع عملیاتی اثرات ناشی از آنها"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره دوم، صفحات ۱۱۲-۱۲۵،

چکیده

در این مقاله، به نتایج فرایند تحلیل حالات خرابی بالقوه بر روی محصول عملیاتی عملگر کنترل وضعیت چرخ عکس‌العملی پرداخته شده و نسبت به رفع یا کاهش اثرات حالات خرابی شناسایی شده اقدام می‌شود. تکنیک تجزیه و تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها، به عنوان اولین تکنیک در اجابت الزامات قابلیت اطمینان در طراحی است. در این راستا، بلوک دیاگرام جریان کارکردی چرخ عکس-العملی برای اولین بار ارائه و وابستگی کارکردها به صورت استاتیکی در قالب ماتریسی نمایش داده شده است و برای تعیین چگونگی تشخیص عیب احتمالی و همچنین رفع آن در صورت رخداد، تحلیل‌های اثر خرابی صورت می‌پذیرد. برای رسیدن به این هدف، بخش‌های مختلف این عملگر مشخص شده و حالات خرابی آنها و علت خرابی‌های هر بخش و همچنین اثرات خرابی سطوح مختلف به صورت محلی، در سطح تجهیز، در سطح زیرسیستم و در سطح سیستم مشخص می‌شود. علاوه بر این، راه تشخیص خرابی و مقابله با اثر خرابی نیز ارائه و تحلیل مرتبط انجام می‌شود که به صورت یک تحلیل کمی بوده و پارامترهای شدت اثر خطا، عدد احتمال و عدد بحرانی بودن، محاسبه و آیت‌های بحرانی تعیین می‌شود. در ادامه، بر اساس بخش‌های بحرانی شناسایی شده، فهرست اقدام بحرانی نیز استخراج می‌شود. اطلاعات استخراج شده از تجزیه و تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها ضمن کمک به بهبود قابلیت اطمینان طراحی عملگر چرخ عکس‌العملی، داده‌های مهمی را برای مدیریت خرابی و خطا در مراحل تست و ماموریت در اختیار طراح قرار می‌دهد.

بالمقدومه خرابی و فلسفه نیاز به استراتژی‌های کاهش خرابی پشتیبانی می‌کند. تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی ماژول الحاقی^۵ در راستای تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها است که در آن، حالت‌های خرابی بر اساس میزان بحرانی بودن آنها که معیار ترکیبی از شدت و احتمال رخداد خرابی می‌باشد، کلاس‌بندی می‌شوند [۱].

تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها در فن دیگری با عنوان تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی گسترش یافته است که می‌تواند به عنوان ترکیبی از روش معمول و تجزیه و تحلیل حالت بحرانی (CA) در نظر گرفته شود. از تحلیل حالت بحرانی، به طور معمول برای ترسیم احتمال حالت‌های خرابی در برابر شدت عواقب آنها استفاده می‌شود. بنابراین، تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی با ارائه اصولی برای اولویت‌بندی مهم‌ترین موارد بحرانی در مراحل اولیه طراحی، امکان کشف حالت‌های خرابی در طراحی سیستم را فراهم می‌کند. این روش اجازه می‌دهد تا از طریق تغییرات ساده طراحی، مهم‌ترین عامل بحرانی را حذف یا اثر آن را به حداقل رساند که می‌تواند سهم مهمی در عملکرد بهینه سیستم‌ها داشته باشد [۴]. مفهوم کلی تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی شامل تجزیه و تحلیل رفتار قطعات سیستم هم‌زمان با خرابی قطعات است که عمدتاً با هدف تأیید طراحی انجام می‌شود. در مهندسی فضا، این اصل کلی در برنامه آپولو در اواسط دهه ۱۹۶۰ [۹] و بعداً در تعداد زیادی از برنامه‌های ماهواره‌ای دنبال شده است. چنین ارتباط فضا محوری نیز توسط ناسا تأیید شده است که مقالات و مشارکت‌های منتشر شده درباره تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها، تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی را بررسی کرده و آنها را در ۱۰ موضوع اصلی (هوانوردی، فضاوردی، شیمی و مواد، مهندسی، علوم زمینی، علوم زندگی، علوم ریاضی و کامپیوتر، فیزیک، علوم اجتماعی و اطلاعاتی، علوم فضایی و عمومی) و ۷۶ زیرمجموعه بر اساس نگرش ناسا و راهنمای طبقه‌بندی موضوعی، دسته‌بندی کرده است [۹-۱۰].

در سیستم‌های کنترل وضعیت بسیار دقیق و همچنین برای مانورهای نسبتاً سریع در عملکرد ماهواره‌ها در فضا، عملگرهای

طبق استاندارد فضایی اتحادیه اروپا^۱، تکنیک تحلیل حالت خرابی و تأثیرات آن^۲، برای شناسایی سیستماتیک خرابی‌های بالقوه در محصول یا فرایند و نیز ارزیابی اثرات آنها به منظور انجام اقدامات لازم در راستای حذف یا کاهش تأثیرات این خرابی‌ها اجرا می‌شود [۱]. امروزه این تکنیک که قدمت آن به کاربردهای نظامی دهه ۱۹۵۰ برمی‌گردد، یک روش متداول برای تخمین قابلیت اطمینان و تجزیه و تحلیل ریسک در بسیاری از حوزه‌های کاری به شمار می‌رود [۲، ۳]. این تکنیک ابتدا در استاندارد MIL-P-1629 و سپس در سال ۱۹۸۰ با عنوان MIL-STD-1629A ارائه شد. در دهه ۱۹۶۰، ناسا شروع به استفاده از ساختار تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها در برنامه‌های فضایی پرسیک کرد که از صنعت هواپیمایی این کشور در ۱۹۶۷ اقتباس شده بود. در دهه ۱۹۷۰، این تکنیک به صنایع دیگر از جمله صنایع دریایی و خودرویی نیز گسترش یافت [۴، ۵]. از این ابزار برای شناسایی، اولویت‌بندی، برطرف نمودن خرابی‌های بالقوه شناسایی شده، مشکلات و خرابی‌های یک سیستم در دست طراحی یا تولید استفاده می‌شود. بنابراین، باتوجه به تعریف تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها و حساسیت عملگرهای فضایی به خرابی‌های موجود می‌توان با استفاده از این تکنیک ابتدا خرابی‌های بالقوه خط تولید را شناسایی و با محاسبه ریسک‌های آنها، اقدام به تعریف اقدامات اصلاحی و اقدامات پیشگیری کرد. عددی با عنوان شماره اولویت ریسک^۳ که خروجی رویکرد تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها است در واقع نشان‌دهنده حساسیت حالت خرابی است. این عدد در مواردی، ممکن است برای حالت‌های مختلف خرابی برابر باشد.

تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها، روشی برای پشتیبانی از تحلیل قابلیت اطمینان، دردسترس بودن، قابلیت نگهداری و ایمنی سیستم^۴ است تا متخصصان هر حوزه از طریق تجزیه و تحلیل سیستماتیک و مستندات آن درک بهتری از عملکرد مطلوب محصول داشته باشند [۸-۶]. در نتیجه، تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها اغلب اولین رویکرد برای مطالعات قابلیت اطمینان سیستم تلقی می‌شود زیرا از شناسایی حالت‌های

4 RAMS (Reliability, Availability, Maintainability, and Safety)
5 Failure Modes, Effects and Criticality Analysis (FMECA)

1 ECSS
2 Failure Mode and Effects Analysis (FMEA)
3 Risk Priority Number (RPN)

گشتاورهای تولید شده چرخ‌های عکس‌العملی می‌شود که برای اصلاح اثرات آنها یک مرحله نظارتی پیشنهاد شده است. همچنین در سال‌های ۲۰۱۸-۲۰۲۰ نیز سیستم کنترل وضعیت ماهواره با توجه به اغتشاشات پارامتریکی، اغتشاشات خارجی، تأخیرهای ورودی متغیر با زمان، خطاهای عملگرها و اشباع بررسی شده است [۲۰-۲۲].

در مقالات قبلی، فقط چند مطالعه برای پیش‌بینی رفتار موتور بدون جاروبک جریان مستقیم (BLDC)^۱ مورد استفاده در عملگر چرخ عکس‌العملی وجود دارد که طول عمر در حین عملکرد را پیش‌بینی می‌کند، درحالی‌که بسیاری از آنها برای تشخیص در دسترس هستند. مثلاً در [۱۱] وانگ^۲ و همکاران در سال ۲۰۱۳، حالت خرابی و مکانیزم مبتنی بر تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها از طریق موارد خرابی که در میدان رخ می‌دهد تخمین زده و روشی را برای پیش‌بینی خرابی با استفاده از دامنه‌های فرکانس پس از تبدیل فوریه سریع (FFT)^۳ به‌عنوان ویژگی تخریب پیشنهاد کرده است. همچنین لی^۴ و همکاران با استفاده از روش مدل‌سازی سری زمانی ولتاژ اندازه‌گیری شده بر پایه داده‌های آزمایش شتاب‌یافته، روشی برای تخمین طول عمر برای موتور جریان مستقیم ارائه دادند [۱۲].

ژنگ^۵ و همکاران نیز، تخمین طول عمر موتورهای القایی را بر اساس یک روش ساده تخریب تسریع شده مطالعه کرده و در نهایت طول عمر و قابلیت اطمینان موتور را با استفاده از توزیع ویبول^۶ و تخمین درست‌نمایی بیشینه (MLE)^۷ پیش‌بینی و ارزیابی کرده‌اند. باین‌حال، مطالعات قبلی، بیشتر مبتنی بر رویکرد داده‌محور است که برای استخراج ویژگی‌های تخریب از استدلال تجربی یا شهودی بوده و از این‌رو، از نظر تفسیر فیزیکی از ارزش محدودی برخوردار هستند [۱۳-۱۴]. در این مقاله مراحل پیاده‌سازی این تکنیک برای اولین بار بر روی عملگر مأموریتی چرخ عکس‌العملی طراحی و ساخته شده توسط این پژوهشگر برای یک ماهواره عملیاتی آورده شده و نتایج آن به‌صورت عملی

چرخ‌های عکس‌العملی (چرخ واکنشی) به‌خاطر امکان کنترل پیوسته و روان، بهترین گزینه هستند [۱۵]. از چرخ عکس‌العملی به‌عنوان یک عملگر برای کنترل وضعیت ماهواره با استفاده از گشتاور واکنشی تولید شده هنگام تغییر مومنتوم زاویه‌ای و سرعت چرخ متصل به شفت موتور استفاده می‌شود. رکن‌آبادی و همکاران در سال ۲۰۰۹ مدل‌سازی مانور وضعیت بهینه هر ماهواره برای حصول وضعیت مطلوب با استفاده از عملگرهای فعال چرخ عکس‌العملی با دینامیک حرکت وضعی ماهواره‌ای انجام دادند [۱۶]. برای اطمینان از عملکرد مطمئن و جلوگیری از خرابی ناخواسته چرخ عکس‌العملی، تشخیص عیب و پیش‌بینی عمر این عملگر در حین کار از اهمیت بالایی برخوردار است.

چرخ‌های عکس‌العملی به‌عنوان یکی از متداول‌ترین عملگرهای مورد استفاده در سیستم کنترل وضعیت ماهواره‌ها مستعد خرابی‌های سخت‌افزاری هستند [۱۷]. هرگونه تغییرات ناگهانی در پارامترهای غیرقابل اندازه‌گیری چرخ عکس‌العملی می‌تواند در حین کار در فضا رخ دهد. اگر چنین تغییراتی به‌طور دقیق و با تاخیر معقول ردیابی نشود، ممکن است خرابی‌های فاجعه‌باری رخ دهد. بنابراین، الگوریتمی که بتواند پارامترها را تخمین بزند و تغییرات ناگهانی را با دقت ردیابی کند، می‌تواند به توسعه ماهواره‌های ایمن کمک کند که در آن‌ها افزونگی سخت‌افزار به دلیل فضا و توان محدود امکان‌پذیر نیست. رحیمی و همکاران در سال ۲۰۱۷، یک طرح تطبیقی برای انطباق ماتریس کوواریانس حالات/پارامترهای فیلتر کالمن در صورت ناگهانی تغییرات در پارامترهای غیرقابل اندازه‌گیری سیستم پیشنهاد دادند [۱۸].

در [۱۹] نیز عابدینی و همکاران در سال ۲۰۱۹، یک الگوریتم کنترل مقاوم در برابر خطا برای یک ماهواره سه محوری پیشنهاد دادند. در این راستا، یک الگوریتم کنترل وضعیت لغزشی تطبیقی پیشنهاد شده است که قابلیت تخمین خطا در عملگرهای ماهواره و تصحیح اثرات آنها را دارد. نشان داده شده است که خرابی‌های بحرانی به‌دست آمده منجر به تغییرات کوچک یا شدید در

5 Zheng
6 Weibull
7 maximum likelihood estimation

1 Brushless DC
2 Wang
3 Fast Fourier Transform
4 Li

جدول ۱. فهرست کارکردها و کدگذاری آنها

عنوان کارکرد	کد زیرکارکرد
دریافت و انتقال دستورات بر اساس پروتکل CAN	SF0
بررسی دوره‌ای رسیدن داده، خواندن داده خام، پردازش داده دریافتی، تشخیص جریان، تشخیص مقدار، تغییر متغیرهای هدف	SF1
مستهلك کردن انرژی دورانی مقاوم موتور ترمز	SF2
راه‌اندازی موتور	SF3
ایجاد نیروی مغناطیسی (استاتور)	SF4
تغییر سرعت دورانی چرخ (روتور)	SF5
تنظیم ولتاژ مرحله اول	SF6
تنظیم ولتاژ مرحله دوم	SF7
اندازه‌گیری سرعت لحظه‌ای	SF8
تحمل نیروهای تکیه‌گاهی بیرونی چرخ	SF9
حذف لرزش‌های پایه‌های نگهدارنده چرخ با اتصال به بدنه ماهواره	SF10
ایزولاتور DC DC	SF11
تبادل سیگنال فرمان کنترل وضعیت، گشتاور، توان، نیرو، جابه‌جایی بین ماهواره و چرخ	SF12

در حذف یا کاهش اثرات خرابی لحاظ شده است. طول عمر این عملگر، ۱/۵ سال در مدار مربوطه است.

۱-۱- مراحل پیاده‌سازی تحلیل حالات خرابی و اثرات

آنها در طراحی چرخ عکس‌عملی

همان‌گونه که بیان شد، تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها رویکردی گام‌به‌گام برای شناسایی حالات بالقوه خرابی و شکست در فرایند طراحی و تولید یک کالا با هدف پیشگیری از وقوع این خرابی‌ها و حالات شکست بوده و به‌عنوان اولین تکنیک در اجابت الزامات قابلیت اطمینان در طراحی است.

در این مقاله، هدف نهایی از انجام تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها را می‌توان به‌صورت زیر خلاصه کرد:

- مشخص کردن حالت‌های خرابی مختلف
- تعیین اثر حالت‌های خرابی در چهار سطح محلی تجهیز
- مشخص کردن روش‌های تشخیص خرابی
- تعیین راه‌های مقابله با خرابی
- تعیین آیتم‌های بحرانی در تجهیز چرخ عکس‌عملی

۱-۲- تجزیه کارکردی^۱ عملگر چرخ عکس‌عملی

اساساً تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها یک روش پایین‌به‌بالا است به این مفهوم که با لحاظ هر حالت خرابی و ارزیابی اثرات آن در محصول یا فرایند تحت آنالیز اجرا می‌شود. معمولاً در اجرای تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها برای سیستم‌های پیچیده از رویکرد فانکشنال یا کارکردی برای تجزیه و تحلیل استفاده می‌شود. معماری تجزیه می‌تواند به طرق مختلف انجام پذیرد. روش اول، تجزیه بر اساس جریان کار در محصول است و روش دوم، به‌صورت درخت‌واره یا سلسله‌مراتبی است. با توجه به اینکه عمده خرابی‌های ناشی از نقص طراحی در حین تعاملات کارکردها با هم رخ می‌دهند، ترجیح این مقاله بر مبنای تجزیه مبتنی بر جریان کارکردی است. فهرست زیرکارکردها، کارکردهای مربوطه و کدگذاری آنها مطابق جدول ۱ است.

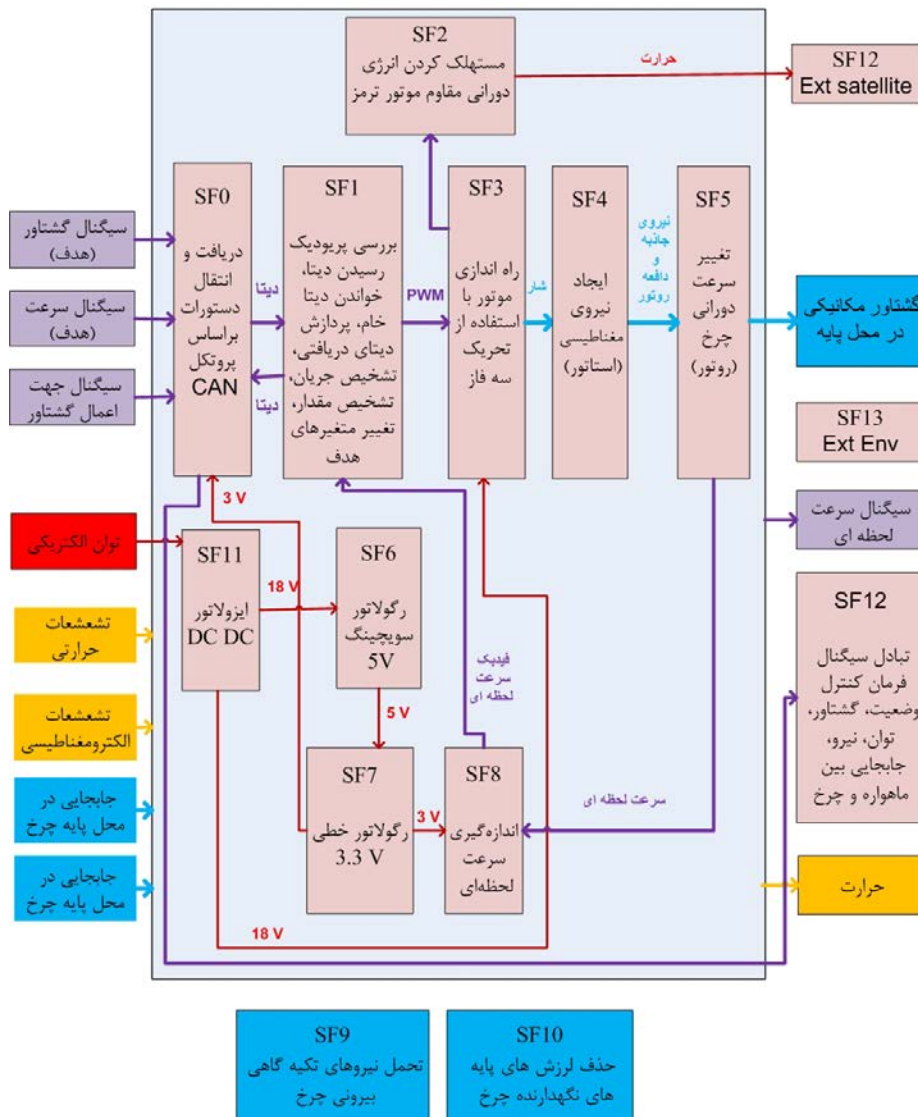
۱-۳- شناسایی روابط و تعاملات بین کارکردها

از آنجایی که در طراحی، مدیریت ضعیف روابط و تعاملات بین کارکردها، می‌تواند منشأ بروز خطاها و خرابی‌ها در تجهیز باشد، تعیین این وابستگی و مدیریت سیستمی آنها نقش بسیار زیادی در ارتقای قابلیت اطمینان تجهیز در طراحی خواهد داشت. برای این منظور، ماتریس وابستگی مطابق جدول ۲ به روش صفر و یک تعیین می‌شود [۸]. عدد یک در هر یک از درایه‌های ماتریس بیانگر رابطه مستقیم و تأثیرگذاری بین کارکردهای متناظر بوده و عدد صفر نشان‌دهنده عدم رابطه مستقیم است. در این مقاله، روابط بین بلوک‌های کارکردی بر اساس نمودار جریان کارکردی شکل ۱ تعیین شده است. لازم به ذکر است، دو عنوان انتهایی سطر و ستون به ترتیب به محیط پیرامونی تجهیز در داخل ماهواره و به محیط بیرونی ماهواره (SF12-EXT-Satellite) اشاره دارد.

۴-۱- تشریح ساختار فیزیکی و کارکردی تجهیز چرخ عکس‌العملی

این بلوک‌ها نقش یکپارچه‌سازی مکانیکی کل چرخ را به عهده دارند و فرض بر این است که این بلوک با تعاملات مکانیکی (نیروی و جابه‌جایی) با بقیه بلوک‌ها ارتباط دارد.

به‌منظور اجرای تکنیک تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها شناسایی تجهیز از طریق ارائه درخت اجزای فیزیکی چرخ عکس‌العملی مطابق شکل ۲ صورت می‌گیرد. برای سادگی، فقط کلیات درخت اجزای فیزیکی آورده شده ولی در محاسبات تک‌به‌تک اجزا دخالت دارند.



شکل ۱. بلوک دیاگرام جریان کارکردی چرخ عکس‌العملی ماهواره

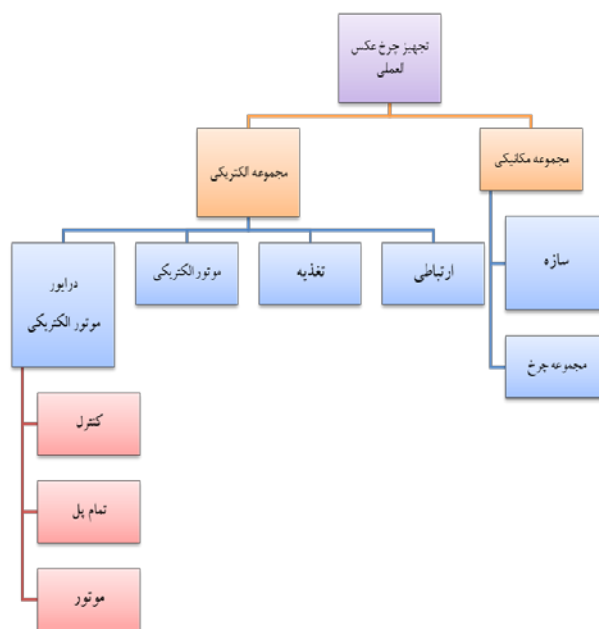
جدول ۲. ماتریس وابستگی کارکردهای چرخ عکس‌العملی در حین عملکرد

	SF0	SF1	SF2	SF3	SF4	SF5	SF6	SF7	SF8	SF9	SF10	SF11	SF12 EXT-Satellite
SF0	1	1	0	0	0	0	0	1	0	1	1	0	1
SF1	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1	1	0	0
SF2	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1	0	0
SF3	0	1	0	1	0	0	0	0	0	1	1	1	0
SF4	0	0	0	1	1	0	0	0	0	1	1	0	0
SF5	0	0	0	0	1	1	0	0	0	1	1	0	0
SF6	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1	1	1	0
SF7	0	0	0	0	0	0	1	1	0	1	1	0	0
SF8	0	0	0	0	0	1	0	1	1	1	1	0	0
SF9	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
SF10	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
SF11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	1
SF12 EXT-Satellite	1	0	1	0	0	1	0	0	1	1	1	0	1

۲- معیارهای تعیین بحرانی بودن اجزای تجهیز چرخ

عکس‌العملی

در تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها (تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی) میزان و شدت بحرانی بودن مودهای خطای مورد بررسی قرار می‌گیرد و در نهایت آیتم‌های بحرانی استخراج می‌شوند. در این تحلیل، دو پارامتر مهم احتمال رخداد و شدت رخداد در نظر گرفته شده و حاصل ضرب این دو پارامتر تعیین‌کننده میزان بحرانی بودن خرابی موردنظر خواهد بود. برای هر کدام از این دو پارامتر، اعدادی بین ۱ تا ۴ اختصاص داده شده و اگر حاصل ضرب آنها که میزان بحرانی بودن را تعیین می‌کند بزرگ‌تر از ۶ باشد، این خرابی جزء خرابی‌های بحرانی به حساب آمده و باید در فهرست اقلام بحرانی ذکر شود. مطابق با استاندارد ECSS، شدت و احتمال رخداد خرابی مطابق با جداول زیر تعیین می‌شوند. جدول ۳، طریقه تعیین مقدار SN بر اساس شدت اثر خرابی را نشان می‌دهد. عدد احتمال (PN)، بر اساس داده‌های نرخ رخداد خرابی (در صورت در دسترس بودن آنها) یا بر اساس یک دیدگاه کیفی و قضاوت مهندسی (در صورت در دسترس نبودن داده‌های مربوطه)، بر اساس جدول ۴ اختصاص داده می‌شود. عدد بحرانی (CN)، از حاصل ضرب عدد شدت در عدد احتمال به صورت $CN=SN*PN$ ، به دست آورده می‌شود.



شکل ۲. درخت اجزای مختلف تجهیز چرخ عکس‌العملی

جدول ۵. اطلاعات مربوط به داده‌های نرخ خرابی مربوط به بلوک‌های

تجهیز			تعداد بلوک	اجزای بلوک	نام بلوک
FIT		FIT هر قطعه			
بلوک FIT	FIT کل قطعه	FIT هر قطعه			
117.5	مطابق با جزئیات جدول ۶	مطابق با جزئیات جدول ۶	۱	مطابق با جزئیات جدول ۶	کنترل
6214.046			۱		FBridge
692.106			۱		برد موتور
334.069			۱		موتور الکتریکی
21294.77			۱		تغذیه
1459.06			۱		ارتباطی
17708.36			۱		سازه
1628.083			۱		مجموعه چرخ

۳- تشکیل جداول تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها

مطابق الگوی ارائه شده در استاندارد ECSS و داده‌های طراحی، جداول تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها تدوین شد. در این مقاله، جداول مورد نظر مطابق با استاندارد، شامل اجزای تشکیل‌دهنده چرخ عکس‌العملی مورد نظر، حالت خرابی، علت خرابی، فاز ماموریت، اثرات خرابی، طبقه‌بندی شدت خرابی و روش جبران خرابی مورد نظر است. این داده‌ها بر اساس اطلاعات تیم طراحی تدوین شده است. در جدول ۶، احتمال مربوط به رخداد خرابی به تفکیک قطعات تا سطح سیستم ارائه شده است. در جدول ۷، احتمال مربوط به رخداد خرابی در سطوح بالاتر از قطعات (شامل سطوح مونتاژی و سیستم) محاسبه و ارائه شده است. در جدول ۸، نتایج نهایی تحلیل حالات خرابی ارائه می‌شود که به خاطر حجم بالای این جدول به یک مورد بسنده شده است و برای نمونه یکی از اجزا (محفظه پایین) ارائه شده است.

جدول ۳. مقادیر مربوط به SN بر اساس شدت اثر خرابی ها

سطح شدت	شدت نتیجه خطا	SN مقدار
۱	فاجعه‌بار	۴
۲	بحرانی	۳
۳	قابل چشم‌پوشی	۲
۴	بی‌اهمیت	۱

جدول ۴. مقادیر مربوط به PN بر اساس احتمال بروز خرابی‌ها و

نرخ خرابی در هر یک میلیارد ساعت FIT

سطح	محدوده احتمالات	محدوده نرخ خرابی	PN
محتمل	$P > 1E-1$	$FIT > 8018$	۴
اتفاقی (هر از گاهی)	$1E-3 < P \leq 1E-1$	$76.1416 < FIT < 8018$	۳
بعید	$1E-5 < P \leq 1E-3$	$0.7610 < FIT < 76.1416$	۲
کاملاً بعید	$P \leq 1E-5$	$FIT < 0.7610$	۱

جدول ۵، فهرست اجزای تشکیل‌دهنده چرخ عکس‌العملی مطابق شکل ۲ را به همراه نرخ خرابی نشان می‌دهد. داده‌های پایه نرخ خرابی‌ها بر اساس بانک‌های داده قابلیت اطمینان قطعات الکترونیکی (EPRD) و بانک‌های داده قابلیت اطمینان قطعات غیرالکترونیکی (NPRD) استخراج شده است. عدد احتمال بر اساس جدول ۴ تعیین شده و وارد جداول بعدی می‌شود. در نهایت با در نظر گرفتن عدد شدت خرابی و عدد احتمال مقدار عدد بحرانی محاسبه می‌شوند.

جدول ۶. احتمال رخداد خطا (PN) مربوط به قطعات تجهیز چرخ عکس‌العملی

PN	FIT	MFPH	تعداد	قطعات	واحد مونتاژی سطح ۲	واحد مونتاژی سطح ۱	مجموعه		
	کل قطعات								
۲	10.8	0.0108	۱	IC	کنترل				
۱	0.2	0.0002	۲	Resistor					
۲	10.8	0.0108	۱	IC					
۱	0.3	0.0003	۳	Resistor					
۲	10.8	0.0108	۱	IC					
۲	33.4	0.0334	۱	Oscillator					
۱	0.6	0.0006	۱	Inductor					
۱	0.2	0.0002	۱	Capacitor					
۲	50.4	0.0504	۷	Capacitor					
۳	59.4	0.0594	۳	Switch				FBridge	دراپور موتور الکتریکی
۱	0.3	0.0003	۳	Resistor					
۱	0.3	0.0003	۳	Resistor					
۱	0.2	0.0002	۲	Resistor					
۳	3076.923	3.076923	۱	Diode					
۳	3076.923	3.076923	۱	Diode					
۳	531	0.531	۳	Sensor	موتور				
۲	8.3	0.0083	۱	Sensor					
۱	0.2	0.0002	۲	Resistor					
۱	0.3	0.0003	۳	Resistor					
۲	61.753	0.061753	۱	Sensor					
۲	61.753	0.061753	۱	Sensor					
۲	14.4	0.0144	۲	Capacitor					
۲	14.4	0.0144	۲	Capacitor					
۳	95.67	0.09567	۱	Stator			موتور الکتریکی		
۳	238.31	0.23831	۱	Wire					
۱	0.089	0.000089	۱	Magnet	تغذیه	مجموعه الکتریکی			
۲	7.1	0.0071	۱	Capacitor					
۲	14.2	0.0142	۲	Capacitor					
۲	7.1	0.0071	۱	Capacitor					
۲	28.4	0.0284	۴	Capacitor					
۲	14.2	0.0142	۲	Capacitor					
۲	14.2	0.0142	۲	Capacitor					
۲	7.1	0.0071	۱	Capacitor					
۲	52	0.052	۲	Diode					
۴	9230.769	9.230769	۳	Diode					
۲	26	0.026	۱	Diode					
۲	1.3	0.0013	۱	Fuse					
۱	0.6	0.0006	۱	Inductor					
۱	0.1	0.0001	۱	Resistor					
۱	0.1	0.0001	۱	Resistor					
۱	0.1	0.0001	۱	Resistor					
۱	0.1	0.0001	۱	Resistor					
۱	0.1	0.0001	۱	Resistor					
۱	0.1	0.0001	۱	Resistor					
۱	0.1	0.0001	۱	Resistor					
۴	10650.3	10.6503	۱	Converter					
۳	609	0.609	۱	Regulator					
۳	631.8	0.6318	۱	Regulator					

PN	FTT	MFPH	تعداد	قطعات	واحد مونتاژی	واحد مونتاژی	مجموعه		
	کل قطعات				سطح ۲	سطح ۱			
۲	28.8	0.0288	۴	Capacitor	ارتباطی	ارتباطی	مجموعه		
۳	1429.86	1.42986	۲	Interface					
۱	0.2	0.0002	۲	Resistor					
۱	0.2	0.0002	۱	Capacitor					
۳	550.238	0.550238	۱	Cover Assembly	پایه و ملحقات	سازه	مجموعه مکانیکی		
۳	1368.124	1.368124	۱	Mounting Base					
۲	1.187	0.001187	۱	Bearing					
۱	0.396	0.000396	۱	Insulator					
۲	23.35	0.02335	۱	Bushing					
۳	912.083	0.912083	۱	Clip					
۲	6	0.006	۳	Bolt					
۲	8	0.008	۴	Bolt					
۲	6	0.006	۳	Bolt					
۲	16	0.016	۸	Bolt					
۲	2	0.002	۱	Bolt					
۲	4	0.004	۲	Bolt					
۲	1.187	0.001187	۱	Bearing					
۳	594.449	0.594449	۱	Cover Assembly					
۳	1806.136	1.806136	۸	Washer					
۳	225.767	0.225767	۱	Washer					
۳	3044.286	3.044286	۳	Nut					
۳	8118.096	8.118096	۸	Nut					
۳	1014.762	1.014762	۱	Nut					
۲	6.3	0.0063	۱	Connector					
۳	225.767	0.225767	۱	Wheel				چرخ	مجموعه چرخ
۲	23.35	0.02335	۱	Bushing					
۲	18.364	0.018364	۱	Nut					
۲	6	0.006	۳	Bolt					
۳	677.301	0.677301	۳	Washer					
۳	677.301	0.677301	۳	Washer					

جدول ۷. نرخ خرابی و احتمال رخداد خطا (PN) مربوط به سطوح مختلف مونتاژی تجهیز چرخ عکس‌العملی

احتمال رخداد خطا از جدول ۳				نرخ خرابی بر حسب MFPM(*1000=FIT)				واحد مونتاژی سطح ۲	واحد مونتاژی سطح ۱	مجموعه		
کل تجهیز (PN)	در سطح سیستم ها (PN)	واحد مونتاژی سطح ۱ (PN)	واحد مونتاژی سطح ۲ (PN)	کل تجهیز	در سطح مجموعه ها	واحد مونتاژی سطح ۱	واحد مونتاژی سطح ۲					
محتمل (۴)	محتمل (۴)	اتفاقی (۳)	اتفاقی (۳)	۴۹.۴۴	۳۰.۱۱	۷.۰۲۳	۰.۱۱۷	کنترل	درایور موتور الکتریکی	مجموعه الکتریکی		
			اتفاقی (۳)				۶.۲۱۴	FBridge				
			بعید (۲)				۰.۶۹۲	سنجش دور موتور				
		اتفاقی (۳)	۰.۳۳			موتور	موتور الکتریکی					
		محتمل (۴)	۲۱.۲۹			بورد تغذیه	تغذیه					
		اتفاقی (۳)	۱.۴۵۹۰۶			ارتباطی	ارتباطی					
	محتمل (۴)	محتمل (۴)	اتفاقی (۳)			۱۹.۳۳			پایه و ملحقات		سازه	مجموعه چرخ مکانیکی
											چرخ	

جدول ۸. اطلاعات تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها به تفکیک اجزای درخت تجهیز (به صورت نمونه)

محفظة پایین	بلوک
اتصال چرخ به ماهواره و نگهداشتن چرخ	عملیات مربوطه (کارکرد)
تشدید ناشی از دوران چرخ	حالت خرابی
کوپلینگ فرکانس طبیعی چرخ با اجزای محصول (چرخ عکس‌العملی) ناشی از خطای شبیه سازی	علت خرابی
مد مأموریت چرخ	فاز یا حالت عملیاتی مأموریت
لق شدن پیچ و مهره اتصال به بدنه	اثرات محلی
اغتشاشات ارتعاشی	اثرات نهایی روی چرخ عکس‌العملی
ISP	طبقه‌بندی شدت خرابی
راديوگرافي ترک - بررسی سفت بودن پیچ و مهره با ترک متر	روش آشکارسازی خرابی / تعیین نشانه‌های قابل مشاهده
NA	روشهای جبران خرابی در عملیات
۱	SN
۳	PN
۳	CN

۱- تحلیل نتایج حاصل از تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها

بر اساس اطلاعات نتایج استخراج شده در جدول تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها اطلاعات بهبود قابلیت اطمینان در طراحی از طریق مدیریت خرابی‌ها به منظور اجابت الزامات قابلیت اطمینان به شرح زیر تعیین شد:

الف) تعیین وظایف چرخ عکس‌العملی و اثرات نهایی در صورت بروز عیب (برای نمونه فقط یک جز آورده شده است)
جدول ۹. وظایف تجهیز چرخ عکس‌العملی و نقش آن در تحقق اهداف

زیرسیستم‌های مرتبط

بلوک	عملیات مربوطه (کارکرد)	حالت خرابی	علت خرابی	اثرات محلی	اثرات نهایی روی چرخ عکس‌العملی
محفظه پایین	اتصال چرخ به ماهواره و نگهداشتن چرخ	تشدید ناشی از دوران چرخ	کوپلینگ فرکانس طبیعی چرخ با اجزای محصول (چرخ عکس‌العملی) ناشی از خطای شبیه‌سازی	لق شدن پیچ و مهره اتصال به بدنه	اغتشاشات ارتعاشی

(ب) شناسایی آیتم‌های بحرانی

جدول ۱۰. ماتریس بحرانی بودن

سطح احتمال					SN	سطح شدت
$P \leq 1E-5$	$1E-5 < P \leq 1E-3$	$1E-3 < P \leq 1E-1$	$P > 1E-1$			
PN						
۱	۲	۳	۴			
۴	۸	۱۲	۱۶	۴	فاجعه‌بار	
۳	۶	۹	۱۲	۳	بحرانی	
۲	۴	۶	۸	۲	مهم	
۱	۲	۳	۴	۱	قابل چشم‌پوشی	

جدول ۱۱. اعداد SN, PN, CN و بخش‌ها و اقلام بحرانی (CIL)

تجهیز یا بلوک	عملیات مربوطه (کارکرد)	SN	PN	CN
مهره چرخ	جلوگیری از حرکت عمودی چرخ فولادی	۳	۳	۹
میکروکنترلر Microchip	بررسی پربودیک رسیدن دیتا، خواندن دیتا، پردازش دیتای دریافتی، تغییر متغیرهای هدف	۳	۲	۶
		۳	۲	۶

۴- نتیجه گیری

- [5] *Failure Modes and Effects Analysis (FMEA)—A Bibliography* NASA. NASA/SP—2000-6110; NASA: Washington, DC, USA, 2000.
- [6] M. Culjkovic, B. von Guérard, "Choice of RAMS analyses to increase the cost efficiency of risk management process," In Proceedings of the Product Assurance Symposium and Software Product Assurance Workshop, Noordwijk, The Netherlands, 19–21; pp. 71–75. 1996.
- [7] F. Mozaffari,; A. Eidi, L. Mohammadi,; Z. Alavi, "Implementation of FMEA to improve the reliability of GEO satellite payload," In Proceedings of the 2013 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS), Orlando, FL, USA, vol. 28, pp. 2–7, 2013.
- [8] S. Bungo, "Reliability Analysis of SWAMPSAT," M.S Thesis, University of Florida, Gainesville, FL, USA,; pp. 1–157. 2011.
- [9] M.C Sinor,; "The failure analysis matrix: A usable model for ranking solutions to failures in information systems", Nova Southeastern University, 2000.
- [10] J. Lim, H.-W. Lim, " Study on failure prediction method of BLDC motor driver," J. Adv. Eng. Technol. vol 9, no2, pp. 105–109, 2016.
- [11] L. Wang, Z. Liu, H. Xue, B. Wan, " Life prediction of DC motor using time series analysis based on accelerated degradation test-ing," Res. J. Appl. Sci. Eng. Technol. vol 6, no 24, pp. 4553–4558, 2013.
- [12] D. Zheng et al, " Study on the life prediction of induction motors based on accelerated degradation testing method," in 9th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety (ICRMS), IEEE , 2011.
- [13] S.A Asundi, N.G Fitz-Coy, " CubeSat mission design based on a systems engineering approach," In Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, pp. 1–9, 2–9, March 2013.
- [14] M.J. Sidi, *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach, vol. 7, Cambridge University Press: Cambridge, 2000.*
- [15] M. Navabi, M. Hosseini, " Modeling and Spacecraft Attitude Control Using Reaction Wheel with Feedback Linearization." its Performance Study Subject to Power and EULERINT. Modares Mechanical Engineering.; vol 18, no1, pp.51-61. 2018 (in persian).
- [16] H. Miri Rokn abadi, et al. " Spacecraft Optimal Attitude Control by means of Reaction Wheels." Journal of space science & technology; vol 2, no 5, pp. 35-42. 2009.

در این مقاله، تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها و تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی تجهیز چرخ عکس‌العملی ارائه شد. در تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها انواع حالت خرابی مشخص شده و اثرات آن در سطوح مختلف مشخص شد. همچنین راه تشخیص هر حالت خرابی و راه مقابله با آن ارائه شد. در تحلیل اثرات و بحرانی بودن خرابی که یک تحلیل کمی است، پارامترهای شدت اثر خرابی SN، عدد احتمال خرابی PN و عدد بحرانی بودن CN محاسبه شده و آیت‌های بحرانی تعیین شده است. اطلاعات استخراج شده از تحلیل حالات خرابی و اثرات آنها ضمن کمک به بهبود قابلیت اطمینان طراحی چرخ عکس‌العملی، داده‌های مهمی را برای مدیریت خرابی و خطا در مراحل تست و ماموریت در اختیار طراح قرار داد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

از مرکز فضایی دانشگاه علم و صنعت بابت همفکری در روند ارتقا مقاله، قدردانی می‌شود.

مراجع

- [1] *Failure modes, effects (and criticality) analysis (FMEA/FMECA), ECSS-Q-ST-30-02C, 2009.*
- [2] W. Gilchrist, "Modeling failure mode and effect analysis," International Journal of Quality & Reliability Management vol 10, no 5, pp. 16-23 ,1993.
- [3] H. Hatami Nasab, M.R Afzalabadi, M.H Afzalabadi, "Using FMEA Technique in Risk analysis", The First International Conference of Oil – Gas – Petrochemical and Power Plant, ICOGPP, 2012.
- [4] Y. Chen, C. Ye, B. Liu,; R. Kang, , "Status of FMECA Research and Engineering Application," In Proceedings of the IEEE 2012 Prognostics and System Health Management Conference, Beijing, China, 23–25, May 2012.

- [17] D. Hu, A. Sarosh, Y.-F. Dong, " A novel KFCM-based fault diagnosis method for unknown faults in satellite reaction wheels," ISA Trans, vol 51 ,pp. 309–316, 2012.
- [18] A.Rahimi,K. Dev Kumar Hekmat, Ali ghanbari , "Fault estimation of satellite reaction wheels using covariance based adaptive unscented Kalman filter," Acta Astronautica vol 134, pp. 159-169, May 2017.
- [19] MR Abedini, M.Abedi " Design of a robust fault-tolerant control algorithm based on failure mode effects criticality analysis for a three-axis satellite," Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol 233, no1, pp.91-110.,2019.
- [20] Liming FAN, Hai HUANG, Kaixing ZHOU, " Robust fault-tolerant attitude control for satellite with multiple uncertainties and actuator faults ", Chinese Journal of Aeronautics ,vol 33, no 12 , pp. 3380-339., 2020.
- [21] C. Liu, G. Vukovich, Z.W. Sun, et al, " Observer-based fault-tolerant attitude control for spacecraft with input delay J Guid Control Dyn," vol 41, no 9, 2018.
- [22] H. Gao, G.F. Ma, Y.Y. Lyu, et al., " Data-driven model-free adaptive attitude control of partially constrained combined spacecraft with external disturbances and input saturation," Chin J Aeronaut, vol 32, no5, pp. 1281-1293, 2019.



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)