J. Space Technol. Appl. 3(4), 355-372 (2023)
https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.4.355

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

연구논문

국내외 큐브위성 운용 사례로 살펴본 교훈과 대책

구인회[1], 이명규[2], 박설현[3†]

[1]한국항공우주연구원 KARI 아카데미
[2]조선대학교 대학원 기계공학과
[3]조선대학교 기계공학과

Lessons and Countermeasures Learned from Both Domestic and Foreign CubeSat Missions

In-Hoi Koo[1], Myung-Kyu Lee[2], Seul-Hyun Park[3†]

[1]Korea Aerospace Research Institute, KARI Academy, Daejeon 34133, Korea
[2]Department of Mechanical Engineering, Graduate School of Chosun University, Gwangju 61452, Korea
[3]Department of Mechanical Engineering, Chosun University, Gwangju 61452, Korea

Received: October 12, 2023
Revised: October 24, 2023
Accepted: October 30, 2023

†Corresponding author :
Seul-Hyun Park
Tel : +82-42-230-7174
E-mail : isaac@chosun.ac.kr

Copyright © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID
In-Hoi Koo
https://orcid.org/0009-0008-1769-0833
Myung-Kyu Lee
https://orcid.org/0000-0003-1207-3955
Seul-Hyun Park
https://orcid.org/0000-0001-8852-0016

요 약

민간 주도의 상업적 목표가 최우선 과제가 된 뉴 스페이스 시대에 이르러 낮은 투자 비용 대비 높은 효율을 가진 큐브위성이 시대적 상황과 결합되면서 수요가 폭발적으로 증가하고 있다. 따라서 본 논문에서는 국내 및 해외의 큐브위성 발사와 운영사례를 통해 밝혀진 문제점들 살펴보고 실무적인 관점에서 위성의 강건성과 신뢰성을 확보하는 방안에 대해서 제시하였다. 특히 위성의 사출 과정에서부터 임무 시나리오 상 정상모드나 임무모드 이전 단계까지 발생되는 주요 이벤트를 중심으로 놓치기 쉬운 점검 사항들에 대해 중점적으로 다루었다. 다만, 논문에 제시된 내용은 위성 버스 시스템의 특성에 따라 기술적으로 적용할 수 없거나 상이한 측면이 있을 수 있다. 하지만, 위성의 운용 과정에서 충분히 발생 가능한 개연성 높은 문제점을 중심으로 기술하였기 때문에 위성의 조립 · 통합 · 테스트 과정에서 해당 내용이 작은 도움이 될 수 있을 것으로 판단된다.

Abstract

As the need for low-cost, high-efficiency cubesats develops in the new space age, commercial paradigms are shifting in the private sector. This paper examines the challenges of launching and operating both domestic and foreign cubesats, and proposes practical solutions to ensure the robustness and reliability of the satellites from a practical perspective. In particular, the paper deals with checkpoints that are easy to miss, focusing on key events that can occur from the satellite deployment process through normal mode to mission mode in the operation scenario. Although the contents presented in this paper may not be technically applicable to all cubesat systems due to the different nature of each satellite bus system, they will be of some help during satellite assembly, integration and testing.

핵심어 : 큐브위성, 위성 운영, 교훈
Keywords : cube satellite, satellite operations, lessons learned

1. 서론

4차 산업혁명 기술과 기존 우주기술의 융합으로 새로운 비즈니스 모델을 기반으로 한 상업적 목적의 우주개발이 가속화되면서 위성 활용에 기반을 둔 시장이 급격하게 증가하고 있다[1]. 이러한 위성 활용의 시장 증가로 가장 큰 주목을 받는 분야 중 하나인 큐브위성은 1999년 캘리포니아 폴리 테크닉 주립대학의 조르디 푸이그 수아리(Jordi Puig-Suari) 교수와 스탠퍼드 대학의 우주 시스템 개발 연구소(Space Systems Development Laboratory, SSDL)를 이끌었던 밥 트윅스(Bob Twiggs) 교수의 공동 연구의 산물로 교육 목적으로 제작된 위성이다[2]. 최근에는 고밀도 집적회로 기술의 발달로 인해 전자 부품의 소형화가 가능해지고 저전력으로 구동되는 마이크로프로세서 기술 또한 눈부시게 발전하면서 큐브위성과 소형 위성 간의 성능 격차가 빠른 속도로 줄어들고 있다[3]. 특히 과거와 달리 우주개발을 위한 예산의 절감이 크게 요구되는 시대적인 상황이 결합하면서, 큐브위성의 수요는 폭발적으로 증가하고 있다. 아울러 큐브위성 성능의 비약적인 발전으로 인해 교육 목적을 뛰어넘어 다양한 기술 임무 수행이 가능하게 되고 여러 대 큐브위성을 이용한 편대 비행 기술이 결합되면서 지구 관측, 통신, 지진 감시 등의 상업적 활용 가치가 증가하고 있다. 실제로 개발 초기에 큐브위성의 활용도가 순수 교육기관 위주였다면 이후 산업계에서 활용하는 빈도가 매년 큰 폭으로 증가하여 궤도 진입 장벽이 크게 낮아져 우주에 대한 접근성을 크게 증가시키고 있다[4]. 국내에서는 2000년부터 큐브위성의 제작, 연구, 발사와 관련된 다양한 프로젝트를 진행하고 있고, 특히 정부 차원의 지원을 토대로 대학(원)생들이 참가하는 큐브위성 경연대회가 정기적으로 개최되어 우주기술 저변 확대와 우주산업 기술 개발의 활성화에 박차를 가하고 있다[5]. 하지만, 큐브위성의 경우 크기와 무게의 제약으로 인해 하드웨어의 이중화(redundancy)에 한계가 분명히 존재한다. 또한, 큐브위성 임무 실패의 대부분은 위성 사출 이후 운영 초기 시스템의 오작동이나 고장(infant mortality)과 관련 있는 것으로 알려져 있다[6]. 아울러 현재까지 국내에서 수행된 큐브위성 경연대회를 통해 제작·발사된 큐브위성 중 일부 임무 데이터 수신한 경우를 제외하고는 대부분이 시스템의 오작동이나 고장에 해당하는 것으로 판단된다. 따라서, 시스템이 안정화되어 임무 실패율이 급격하게 낮아지는 시점에 진일할 수 있도록 큐브위성 개발 단계에서 시스템 신뢰성 확보 방안 마련 필요하다고 판단된다. 따라서 본 논문에서는 국내·외의 큐브위성 발사와 운영사례를 통해 밝혀진 문제점들 분석하여, 위성의 강건성과 신뢰성을 확보하는 방안에 대해서 살펴보고자 한다.

2. 국내·외 큐브위성 발사 환경 및 운용 현황 결과 분석

큐브위성 기반의 민간 주도 뉴 스페이스 우주산업이 급격히 성장하고 있는 전 세계적인 추세에 과학기술정보통신부도 2031년까지 공공분야 큐브위성 100기 이상을 민간 산업체 주도로 개발하는 것을 지원하고 새로운 우주개발 생태계 조성에 기여할 예정이다. 이러한 대내외적 환경에서 큐브위성 경연대회는 민간 주도의 우주 개발 산업 생태계에 고급 개발 인력을 공급할 수 있는 교육 플랫폼으로서의 역할을 수행할 수 있을 것으로 기대된다. 다만, 민간 영역으로의 기술 확산을 위해서는 임무 성공률이 다소 저조한 국내 큐브위성의 성능 고도화를 통해 국내에서 제작된 큐브위성의 기술 수준 향상과 신뢰성 제고가 필요한 상황이다. Fig. 1은 전 세계적으로 발사된 큐브위성의 발사 및 활용 주체 그리고 해당 위성의 임무 달성 성공률

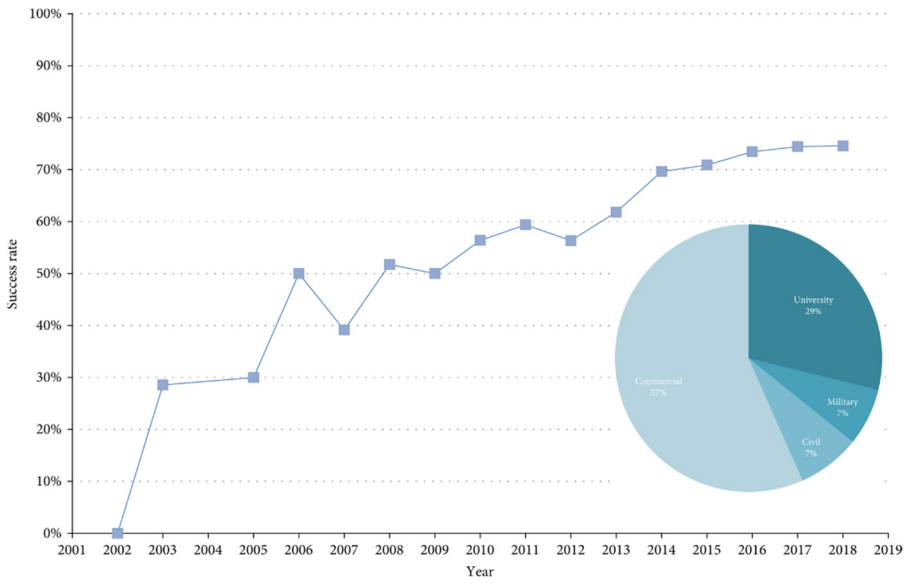

Fig. 1. CubeSat development entity and mission achievement success rate [7].

을 도시한 결과로, 과거 대학 중심에서 산업계 중심으로 위성의 개발 및 활용 주체가 옮겨오면서 임무 성공률이 70% 중반대를 상회하고 있는 것을 확인할 수 있다[7].

해외 큐브위성 발사 및 운영 결과와 유사하게 국내 큐브위성 경연대회를 통해 개발되어 발사된 위성도 5번의 경연대회를 거치면서 전반적인 설계 · 제작 · 통합 · 검증 기술이 향상되고 있는 추세이다. 특히, 경연대회를 통해 배출된 인력의 창업과 큐브위성 국내 전문 기업, 기타 위성 기술 개발을 지원할 수 있는 기업 수가 증가하면서, 대학 중심으로 제작된 큐브위성의 궤도 운용 성적도 초기 경연대회에 비해 향상되고 있다. Table 1에 정리되어 있는 것처럼, 5회 경연대회를 통해 선정되어 작년에 발사된 4개 큐브위성의 경우 궤도 생존 여부를 확인할 수 있는 비콘 수신에 모두 성공하였고, 3개 팀이 양방향 통신에 성공하여 위성 본연의 기능을 성공적으로 검증하였다. 아울러 현시점에도 1개의 큐브위성(Randev)은 아직도 생존해 있으며 비콘 신호를 정상적으로 송출 중이다.

2.1 국내 큐브위성 기술 수준과 시사점

큐브위성 임무 실패의 대부분은 위성 사출 이후 운영 초기 시스템의 오작동이나 고장(Infant mortality)과 관련 있는 것으로 알려져 있으며, Fig. 2에서 제시하고 있는 것과 같이 특정 시간을 넘어 시스템 안정화 상태로 진입하면서 임무 실패율은 급격히 낮아지고 위성의 임무 수명 점에 가까워지면서 임무 실패율은 다시 상승하게 된다.

현재까지 국내 경연대회를 통해 제작 · 발사된 큐브위성 중 일부 임무 데이터를 수신한 경우를 제외하고는 대부분이 시스템의 오작동이나 고장에 해당하는 것으로 판단된다. 따라서, 시스템이 안정화되어 임무 실패율이 급격하게 낮아지는 시점에 진입할 수 있도록 큐브위성 개발 단계에서 시스템 신뢰성 확보 방안 마련이 필요하다. 큐브위성과 같이 여러 서브시스템이 통합되어 기능이 구현되는 시스템에서 신뢰성을 확보하기 위한 대책으로는 서브시스템 HW/SW 기능의 이중화(redundancy)와 기능 중점의 통합 테스트 반복 수행이 대안으로 제시되고 있다.

Table 1. Status of domestic cube satellite launch and operation

Satellite name	Size	Development organization	Satellite operational results
Link	2U	KAIST	– Beacon signal reception – Two-way communication successful – Received some mission data
KAUSAT-5	3U	Korea Aerospace Univ.	No signal
CANYVAL-X	2U+1U	Yonsei Univ.	No signal
KHUSAT-3	3U	Kyung Hee Univ.	– Beacon signal reception
CNUSAIL-1	3U	Chungnam National Univ.	No signal
STEP Cube Lab.	1U	Chosun Univ.	– Beacon signal reception
SNUSAT-2	3U	Seoul National Univ.	– Beacon signal reception – Received some mission data
SNUGLITE	2U	Seoul National Univ.	– Beacon signal reception
VisionCube	2U	Korea Aerospace Univ.	No signal
KMSL	3U	Chosun Univ.	– Beacon signal reception – Two-way communication successful – Received some mission data
CubeSat Yonsei	2U+1U	Yonsei Univ.	No signal
STEP Cube Lab II	6U	Chosun Univ.	– Beacon signal reception

Table 1. (Continued)

Satellite name	Size	Development organization	Satellite operational results
Randev	3U	KAIST	- Beacon signal reception - Two-way communication successful
SNUGLITE II	3U	Seoul National Univ.	- Beacon signal reception - Two-way communication successful
MIMAN	3U	Yonsei Univ.	- Beacon signal reception - Two-way communication successful

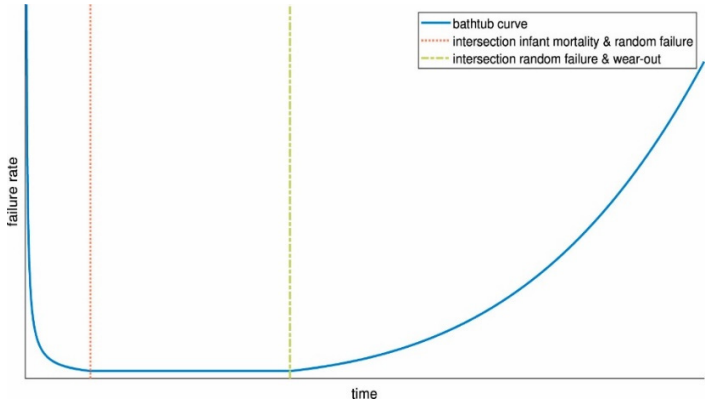

Fig. 2. Cube satellite mission failure rate during orbital operation [8].

동일한 서브시스템으로 구성된 위성을 대상으로 이중화와 통합 테스트 반복을 가정하여 수행된 신뢰성 향상(시스템의 고장 및 오류 수정) 시뮬레이션 결과를 살펴보면(Fig. 3), 실제 큐브위성의 임무 수명인 약 1년을 가정했을 때 이중화를 통해 확보된 시스템의 신뢰성이 약 73%에 비해 통합 테스트의 반복으로 인해 향상된 신뢰성이 약 6% 정도 우수한 것을 확인할 수 있다. 위성의 임무 수명을 1년 이상으로 늘리면 이중화와 통합 테스트를 반복해도 시스템의 전반적인 신뢰성은 낮아지지만, 임무 수명 1년의 결과와 마찬가지로 서브시스템의 이중화에 비해 통합 테스트의 반복으로 인한 신뢰성 향상 효과가 더 우수하다.

Fig. 4에 제시된 신뢰성 시뮬레이션 결과는 규슈 공업대학에서 개발한 HORYU-IV 위성(30 × 30 × 30 cm, 무게는 10 kg으로 6U급 큐브위성과 유사)의 EM(engineering model) 통합 테스트 과정에서 얻어진 실험 결과도 Fig. 3과 유사하다. 테스트 누적 시간이 약 680 시간에 도달하면서 고장이나 오류 횟수가 더 이상 증가하지 않았고, 이 시점부터는 Fig. 3에서 제시한 바와 같이 시스템의 오작동이나 고장의 한계 시점을 초과하여 임무 실패율이 낮은 상태로 유지될 가능성이 증가한다. 따라서, 큐브위성 경연대회를 통해 제작되는 위성에 대해서도 서브시스템의 이중화 구조로 인해 야기될 수 있는 복잡성을 낮추면서도 신뢰성을 확보할 수 있는 반복 통합 테스트 과정에 대한 검토가 필요하다.

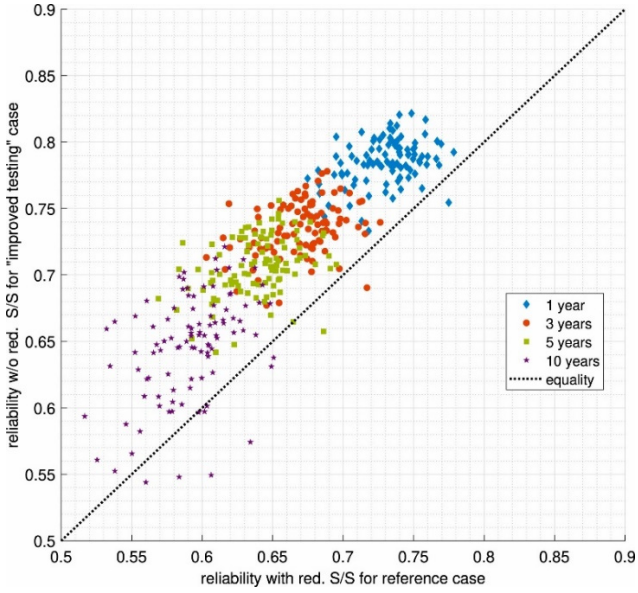

Fig. 3. Comparison of reliability improved through subsystem redundancy and integrated test repetition operation [8].

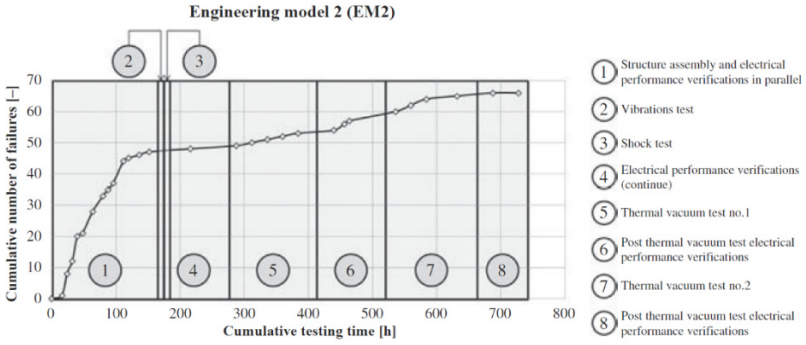

Fig. 4. Integrated test time and number of failures/errors for HORYU-IV satellite EM [6]. EM, engineering model.

3. 국내외 큐브위성 운영 사례의 교훈 및 통합 테스트 기간 중 주안점

Table 1에 정리된 것처럼 경연대회 초기에 발사된 큐브위성의 경우 지상에서 위성의 비콘 신호를 수신하지 못해 정확한 실패의 원인을 파악하기 힘들다. 비콘이 수신되지 않으면 위성 상태를 파악하는 것 자체가 매우 제한적이기 때문에 위성 시스템의 작동 실패 원인을 파악하기는 사실상 불가능하다. 비콘을 수신한 경우라도 비콘에 담겨 있는 위성의 상태 정보가 제한적인 경우 위성의 문제점을 지상에서 쉽게 파악하기 어려울 수도 있다. 따라서 위성 시스템의 초기 설계 단계에서부터 위성이 사출되어 위성이 비콘을 송신하는 초기 사출 운영 단계에 관여되는 각 서브시스템의 기능 구현과 임무 애플리케이션의 통합 테스트가 매우 중요하다. 아울러 비콘 송신 내용을 어떻게 구성하느냐에 따라 운영 초기에 위성 상태를 파악하고 지상에서 대처하는 시간이 달라질 수 있다.

3.1 큐브위성 초기 운용 단계(사출 단계)

위성이 성공적으로 사출되어 비콘 신호를 지상국으로 송출하고 지상국에서 성공적으로 디코딩에 성공했다는 것은 초기 운영에 있어서 큰 의미를 지닌다. 목표 궤도로 사출된 큐브위성의 킬 스위치가 정상적으로 분리되어 EPS(electrical power subsystem)가 적어도 OBC(on-board computer)와 통신 보드, 안테나로 전력 공급에 성공한 뒤 OBC의 부트 로더에서 RTOS(real-time operating system) 커널이 성공적으로 로드되어 비행 소프트웨어가 정상적으로 시작되었다는 것을 의미한다. 통상 비행 소프트웨어가 작동하기 시작한 뒤 약 10분 이내 안테나 전개 명령이 수행되고 비콘 신호를 송신하는데 여기까지의 과정이 운영 초기 비콘 신호 수신 성공 여부를 판가름하게 된다. 따라서, 위성의 상세설계 이후 서브시스템 단위별로 상기 과정에 관여하는 전장품의 기능 점검(서브시스템)과 통합 작업 이후 임무 시나리오에 따라 비행 소프트웨어와 결합하여 반복 테스트를 수행해 보는 것이 매우 중요하다.

앞서 기술한 바와 같이 위성 사출 이후 가장 먼저 수행되는 작업은 킬 스위치의 분리와 EPS의 전원인가이다. 일반적으로 킬 스위치는 Fig. 5에 제시된 바와 같이 기계적으로 작동하는 일종의 접점 스위치로 평상시에는 open 상태를 유지하고 있지만 사출 후 close 상태로 전이되고 배터리로부터 EPS와 OBC는 물론 다른 서브시스템에도 전원을 공급하게 된다. 위

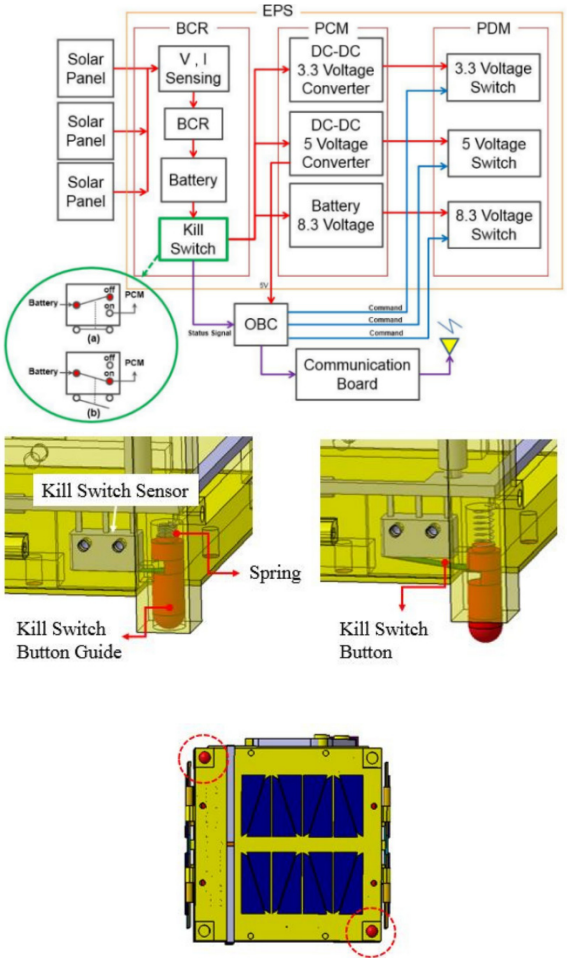

Fig. 5. Interface between kill switch and EPS [9]. EPS, electrical power subsystem.

성 사출 시 기계적 방식으로 작동하는 킬 스위치의 오작동이나 작동 불량은 바로 전원 미인가로 인한 임무 실패와 직결되므로 시스템 통합 이후 발사관의 삽입 직전까지 작동 여부를 수시로 확인해야 한다. 킬 스위치의 분리와 닫힘은 위성의 운반, 테스트 중 이동 과정에서도 쉽게 발생되므로 우발적 전원인가나 전원 차단을 방지하기 위해 시스템 통합 이후에는 EPS에 토글 스위치나 점퍼 스위치를 직접 연결하여 비활성화 시키는 경우가 대부분이다. 따라서 FM(flight model)의 통합 작업 이후에는 킬 스위치의 기계적 결함이나 정상 작동 여부를 반드시 확인하고 임무 시나리오 진행 절차에 따라 비행 소프트웨어 상에 정상적으로 작동하는지 반복 테스트를 통해 확인하여야 한다.

일반적인 임무 시나리오 상에서는 EPS에 전원이 인가된 후 OBC에 OS(operating system)가 로드되고, 비행 소프트웨어가 시작된 직후 안테나 전개 명령을 전달하게 된다. 안테나 전개 여부는 임무의 성공적 수행을 위해 담보되어야 하는 매우 중요한 과정임에도 불구하고 실제로 전개를 테스트해 볼 수 있는 기회가 매우 제한적이다. 큐브위성 시스템 대부분이 안테나 전개 방식으로 안테나를 구속하고 있는 와이어를 가열하여 끊는 방법을 사용하고 있기 때문에 반복적인 테스트가 매우 제약적이다. 특히 안테나 EM 모델이 없이 FM 모델로만 위성을 조립해야 하는 경우 안테나 와이어의 구속을 해제하기 위해 사용되는 발열 저항의 수명 저하로 인해 반복 테스트가 자체가 제한적이기 때문에 2-3회 정도 수행하는 것이 일반적이다. 따라서 한정적인 테스트만으로 성능을 검증해야 하므로 비행 소프트웨어에 안테나 전개 애플리케이션을 추가할 때 신중하게 코딩을 진행해야 한다. 특히 COTS(commercial off-the-shelf) 제품의 종류에 따라 2-4개의 안테나를 완전히 전개하기 위해서 해당 안테나 수만큼 명령을 보내야 하는 경우도 있으므로, 비행 소프트웨어 상에서 명령의 수행이 정상적으로 구현되는지 확인하고, 처리 결과를 비콘으로 송신할 수 있도록 통신계와 연동할 수 있으면 위성의 초기 운영에 도움이 될 수 있다.

궤도 운영 초기에 안테나의 부분적인 전개는 비콘은 물론 TM(telemetry)/TC(telecommand)의 송·수신 성공률과 밀접한 관련이 있는 것으로 알려져 있다. 따라서 궤도 초기 운영 기간에 비콘 송신 내용에 안테나 전개 여부를 포함하는 것도 운영 초 통신 장애 원인을 파악하는 데 도움을 줄 수 있다. 물론 위성의 커미셔닝 기간을 지나 위성이 정상 모드에 진입하면 지상의 명령에 의해서 운용에 필요한 정보를 송출할 수 있도록 비콘 내용을 업데이트하는 것도 한 방법이다. Fig. 6은 4회 경연대회 참가팀이 제작한 KMSL 큐브위성의 비콘 디코더의 캡처화면이다. 그림에서 볼 수 있는 것과 같이 초기 궤도 운영 시에 위성 사출 후 안테나 전개 유무를 판단하기 위해 비콘 송신 내용에 배터리 전압 값 등은 물론 안테나 전개 유무를 포함하고 있는 것을 확인할 수 있다. 특히 위성의 사출 직후 초기 운영단계에서 문제가 발생한 경우 수신된 비콘에 안테나(태양 전지판)의 전개 여부, 배터리 전압 값, OBC 리셋 로그, 자세 제어기 구동 여부 등의 정보가 포함되어 있으면 위성의 상태를 파악하기 유리하다. 그리고 앞서 언급한 바와 같이 오픈 소스 기반의 비행 소프트웨어를 사용하는 경우라면 테이블 기능 등을 이용하여 비콘 송신 내용을 지상 명령이나 위성 스스로 주기적으로 업데이트할 수 있도록 하는 것도 위성 운용에 큰 도움이 될 수 있다.

3.2 큐브위성 운용 초기 커미셔닝(Commissioning)

Table 1에 정리되어 있는 운용 초기 커미셔닝 단계에서 비콘 수신이나 TM/TC 송수신 이후 정상 모드에 진입하지 못하고 연락이 두절되어 임무에 실패한 경우에 대해 좀 더 자세히

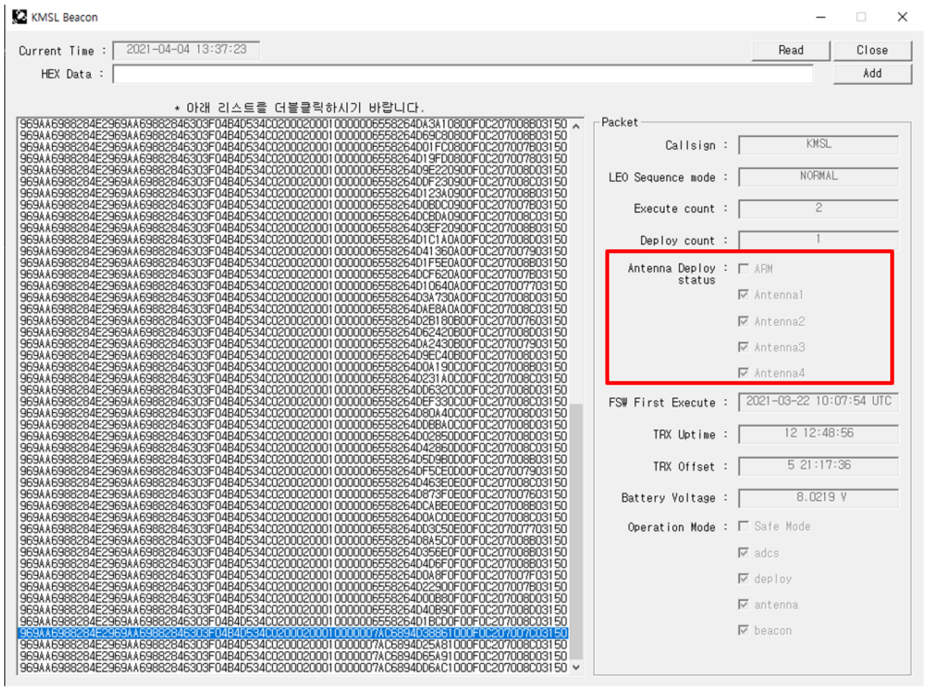

Fig. 6. KMSL CubeSat satellite beacon decoder.

살펴보자. 통상 비콘 신호를 수신하고 위성의 상태 정보를 파악하고 나면 지상국의 명령으로 위성의 자세 제어를 시도하는 경우도 있지만, 위성의 각속도 등을 실시간으로 모니터링해서 자동으로 자세 제어 애플리케이션을 실행시키거나, standalone 방식의 자세 제어기를 탑재된 경우 해당 조건에 진입하면 자동으로 위성의 자세 제어를 시도한다. 여기서 궤도 운영 초기 위성의 자세 제어는 전력 생산과 통신에 영향을 미칠 수 있으므로 이와 연관지어 운용 과정을 생각해 볼 필요가 있다.

Fig. 7은 큐브위성의 크기와 발사관에 장착된 스프링의 스트로크에 따라 달라지는 위성의 초기 사출 각속도를 예측해 본 결과이다. 그림에서와 같이 크기가 작은 1U급 큐브위성일수록 발사관 스프링의 스트로크가 길수록 초기 사출 각속도가 큰 것을 확인할 수 있다. 초기 사출 각속도가 디텀블링 목표 제어 각속도보다 크지만 자세 제어기의 개입이 없거나, 개입이 있더라도 각종 측정이나 계산 오류(선 센서 입력 오류, 자세 제어 계산 오류 등)로 인해 궤도 운용 초기 위성의 각속도 제어에 실패한 경우 Fig. 8과 같이 실제 궤도에서 위성의 회전 각속도가 엄청나게 증가하는 경우가 종종 보고되고 있다. 실제 5회 경연대회 참가팀 일부 위성들은 사

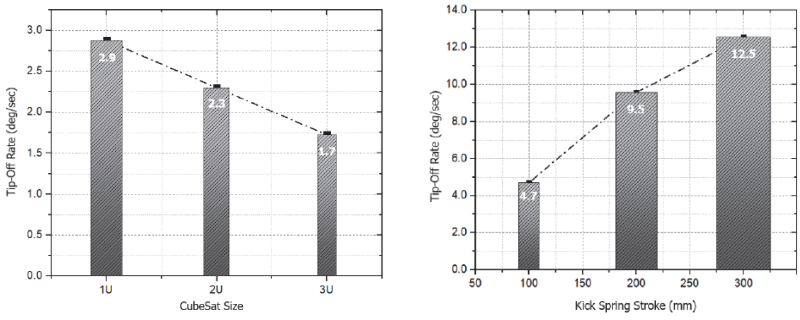

Fig. 7. Tip off rate vs cube satellite size (left, 10) and tip-off rate vs kick spring stroke (right, 10).

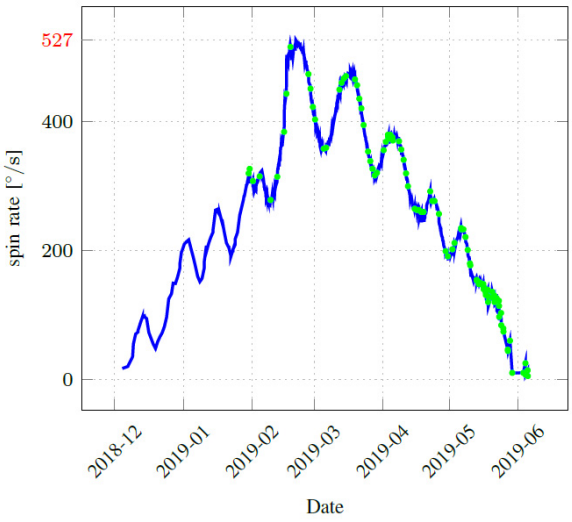

Fig. 8. Changes in rotational angular velocity of MOVE-II cube satellite [11].

출 시 큰 각속도와 운영 초기 증가하는 위성의 회전 각속도로 인해 위성의 초기 운영 및 지상 대응이 힘들었던 것으로 보고되고 있다.

위성의 사출 초기 각속도가 매우 큰 경우 자세 제어기의 자기장 토커와 반작용 휠이 구동되는데, 이때 위성이 무한 반복 리부팅 루프에 빠져 임무의 실패로 이어질 개연성이 존재한다. 특히 위성의 회전각 각속도가 빠른 상태에서 지상의 명령이나 자세 제어 애플리케이션에 의해 자세 제어기가 구동되는 경우 빠른 각속도에 대응하기 위해 순간적으로 높은 전류를 인입할 수 있다. 특히 자세 제어계가 작동하지 않는 휠을 갑자기 구동하게 되면 Fig. 9와 같이 순간적으로 콘덴서를 충전하기 하기 위해 정상 작동 전류보다 훨씬 큰 전류를 짧은 시간에 급격하게 인입시키면서 돌입 전류(inrush current)가 발생하게 된다. 이러한 이상 전류는 EPS의 과전류 보호 회로에서 허용하는 값보다 크기 때문에 EPS의 전원을 차단하여 전체 시스템을 순간적은 과전류로부터 보호하게 된다. 이때 전원 공급 차단으로 인해 OBC가 리부팅되면 비행 소프트웨어도 다시 기동을 시작하고 위성의 자세 제어가 자세 제어 애플리케이션에 의해 자동으로 실행되는 경우라면 제어기 구동 시 발생하는 돌입 전류에 의해 시스템 전체는 다시

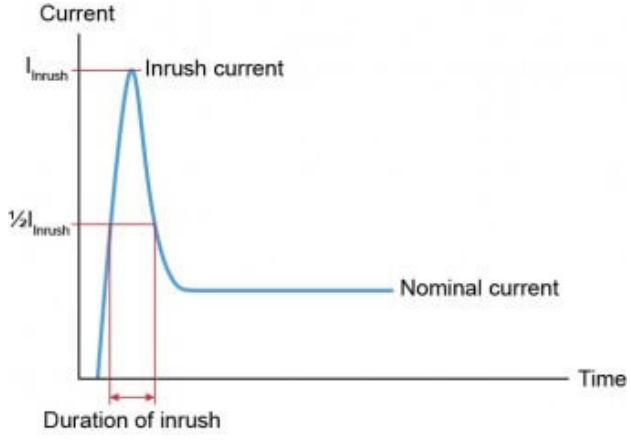

Fig. 9. Inrush current and duration [12].

리부팅되고 위성의 회전 각속도 제어 목표치에 도달하지 않는 한 무한 반복 루프에 빠질 수 있다.

이에 반해 지상 명령에 의해 자세 제어기가 구동되는 경우 리부팅 이후 자세 제어 개시 명령이 재수신되기 전까지 시스템은 정상적으로 작동될 수 있다. 하지만, 문제점을 인식한 뒤 지상 명령을 통해 자세 제어 애플리케이션을 업데이트할 시 돌입 전류의 억제 방법이 매우 제한적일 뿐만 아니라, 위성의 자세 제어 시기가 늦어지면 심각한 배터리 충전 문제를 야기할 수 있다. 가령, 자세 제어 구동기의 작동이 늦어져 위성의 회전 각속도가 이미 급격히 증가하고 있는 경우, EPS의 MPPT(maximum power point tracking) 효율이 감소하고 이로 인해 배터리 충전율이 차츰 낮아져 임무 시나리오 상 안전(safe) 모드나 비상(emergency) 모드에 진입할 수 있으며, 심한 경우 임무의 실패로 이어질 수 있다. 통상 비상 모드에서는 배터리의 충전 상태를 빠르게 회복하기 위해서 비콘 송신 주기도 늘리고 위성 최소한의 기능만 활성화시켜 배터리의 충전 속도를 극대화하는 것이 일반적이다. 이때 비상 모드를 벗어나 정상 모드나 대기 모드로 진입하는 조건으로 배터리의 충전 지표인 SoC(state of charge)를 주로 사용하게 되는데, 비상 모드의 탈출 조건으로 이 값을 낮게 설정해 두면 전력 소모량이 상대적으로 큰 통신계(비콘 신호 송신, GPS 작동 등)와 자세 제어계(자기장 토커, 반작용 휠 등)가 활성화되면서 다시 비상 모드로 진입할 수 있기 때문에 임무 특성에 맞게 비상 모드 탈출 SoC 조건 및 서브시스템 활성화 항목을 신중히 결정해야 한다. 아울러 시스템 통합이 완료된 뒤에는 EPS를 통해 배터리 충전 및 방전을 반복하면서 비상 모드 진입과 탈출이 비행 소프트웨어를 상에서 다른 서브시스템과 연동에 문제없이 잘 구현이 되는지를 확인하여야 한다. 위성 버스 시스템의 통합 이후 각 서브시스템과 비행 소프트웨어의 연동을 통해 임무 시나리오를 검증할 때 엄빌리컬 케이블을 사용해서 OBC와 통신하게 되는 데 케이블에 배터리를 충전할 수 있도록 별도의 충전 케이블을 구비해 두면 편리하게 사용할 수 있다.

앞서 살펴본 바와 같이 시스템 통합 이후 임무 시나리오에 따라 자세 제어기 구동까지의 과정을 집중적으로 반복 테스트하고 오류를 찾아내어 시스템의 오작동이나 고장의 가능성을 줄이는 것이 매우 중요하다. 안테나 전개(필요시 태양 전지판 전개)-비콘 송신-TM/TC(필요시)-자세 제어기의 구동-비상모드 진입 및 탈출까지의 반복 과정이 장기간 비행 소프트웨어 상에서 원활히 구현되면 궤도 상에서 위성의 커미셔닝 단계에 도달한 것으로 간주해 볼 수 있다. 따라서 위성 버스의 각 서브시스템 오작동이나 갑작스러운 멈춤에 대처할 수 있도록 충분히 긴 시간 동안 통합 테스트를 반복 수행해서 임무 시나리오상 정상모드를 넘어 임무 모드로 진입할 수 있는 발판을 마련해야 한다.

3.3 우주방사선으로 인한 고장

궤도 임무 수행 중 위성 버스의 각 서브시스템 오작동이나 갑작스러운 멈춤 현상의 중요 원인으로는 우주 방사선 환경이 손꼽히고 있다. 우주 환경에서의 방사선은 Fig. 10에 도시된 바와 같이 심우주로부터의 고에너지 우주 입자(galactic cosmic ray), 태양으로부터의 고에너지 우주입자(solar cosmic ray), 지구 자계에 포획된 고에너지 입자 띠(Van Allen radiation belts, 밴 앨런 벨트) 등으로 분류되며, 약 85% 양성자들이 주를 이루고 있다. 또한, 이러한 우주방사선이 지구 초기 대기권에 충돌해 2차 우주방사선을 만들며 또다시 다른 대기권 기체와 충돌을 일으켜 중성자, 알파, 베타, 감마 등 연쇄적으로 2차 방사선을 발생시킨다.

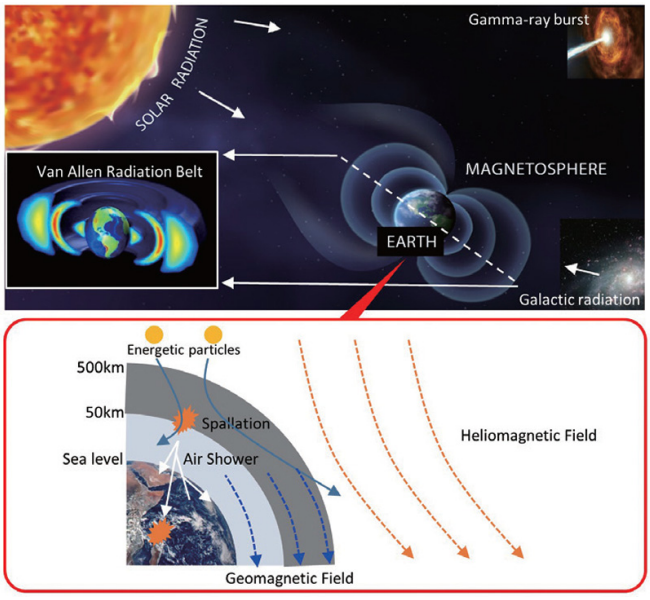

Fig. 10. The cosmic radiation environment around Earth [13].

우주 방사능 환경에 위성이 노출되면 전장품에 설치되어 있는 메모리와 같은 반도체 소자들이 주로 영향을 받게 된다. 지구 주변의 밴 앨런 벨트와 태양 및 심우주에서 오는 양성자, 중성자, 중이온 및 알파 입자와 같은 우주방사선은 메모리의 민감한 영역에 고장 또는 단일 이상 현상(single event effect, SEE)을 유발하여 시스템 오동작 등의 영향이 있다. Table 2에는 대표적인 우주 방사능에 의해 발생될 수 있는 SEE에 대해 정리하였다.

표에 정리되어 있는 이상 현상 중 SEU(single event upset)과 같이 메모리 에러를 유발하여

Table 2. Status of domestic cube satellite launch and operation [13]

Type	Description
TID (total ionizing dose)	반도체 내 지속적으로 피폭되어 축적된 결과로써 계면 트랩에 의해 누설 전류가 증가하는 현상
SEU (single event upser)	고준위 전리 방사와 재결합하는 과정에서 전류를 발생시키고 Bit upset이 발생하는 현상
SEL (single event latch-up)	디바이스 내부 구성 회로에 고전류 상태가 유도되어 기능을 손실하는 현상
DD (displacement damage)	입자 방사선이 격자의 핵과 충돌하여 격자 상태의 변형을 야기하여 격자격합이 발생하는 현상

저장된 정보가 바뀌는 경우가 아니라면 우주 방사능은 전장품의 반도체에 물리적인 손상을 야기할 수 있다. 실제로 궤도 운영 중 SEU 이외에 다른 SEE 현상이 발생하게 되면 위성의 정상 작동 여부를 담보할 수 없다. 따라서 중·대형 위성의 전장품들은 이런 환경에서 작동하더라도 물리적 손상을 최소화할 수 있도록 우주용 EEE(electrical, electronic, and electromechanical) 소자를 적극 사용하고 내 방사선성(radiation harden)이 검증된 제품으로 위성 버스를 구성한다. 한편 SEU는 고에너지 입자에 의해 메모리에 저장되어 있는 정보가 "1"→"0" 또는 "0"→"1"로 변경되어 발생하는 에러로 대다수의 중·대형 위성은 궤도 운용 중 발생할 수 있는 적은 비트의 에러에 대해서는 자체적으로 대응을 할 수 있도록 설계되어 있다.

다행히도 큐브위성이 주로 운용되는 저궤도에서는 하드웨어의 물리적 손상을 유발하는 SEE의 유발 가능성은 중·대형 위성이 운용되는 중궤도나 정기궤도에 비해 좀 더 낮아지는 것으로 알려져 있다. 다만, 저궤도에서도 양성자 방사선 벨트가 지구 자기장의 영향에 의해 남 대서양 지역에 낮게 분포하고 있는 저궤도 근처를 위성이 지날 때 잦은 고장을 일으키는 것으로 보고되고 있으며, 이 특정 지역을 남 대서양 이상 지역(South Atlantic anomaly, SAA)라고 한다. Fig. 11은 궤도 운영 중에 있는 위성의 SEU 발생 빈도를 보여주는 결과로 다른 지역에 비해 SAA 지역을 통과할 때 SEU 발생이 집중되어 있는 것을 확인할 수 있다.

중·대형 위성에 비해 투입되는 예산이나 개발 기간 등에 있어 제약 사항이 큰 큐브위성의 개발 특성을 고려해 보면, 현실적인 큐브위성의 SEE 대책은 가용할 수 있는 예산 범위 이내에서 가급적이면 비행 이력이 있는 서브시스템 전장품을 선정하거나 TID(total ionizing dose) 테스트 결과 제공하는 전장품을 선택하는 것이다. 아울러 운용 중 서브시스템의 리셋을 통한 메모리 오류의 초기화를 대안으로 생각해 볼 수 있다. 다만, 이를 위해서는 비행 소프트웨어 상에서 주기적으로 시스템을 리셋시킬 수 있도록 구현되어 있거나 지상 명령에 의해서 실행될 수 있도록 로직을 마련하여야 한다. 위성의 운용 과정에서 서브시스템의 오류가 발생된 것으로 판단된 경우 지상 명령에 의해서 해당 서브시스템을 담당하는 전장품만을 리셋시켜 정상 작동 여부를 판단해 볼 수 있다. 실제로 4회 경연대회를 통해 발사된 KMSL 큐브위성도 통신계의 리셋을 통해 통신 장애를 해결한 바 있다. 2021년 4월 23일 지상국과 정상 교신 이

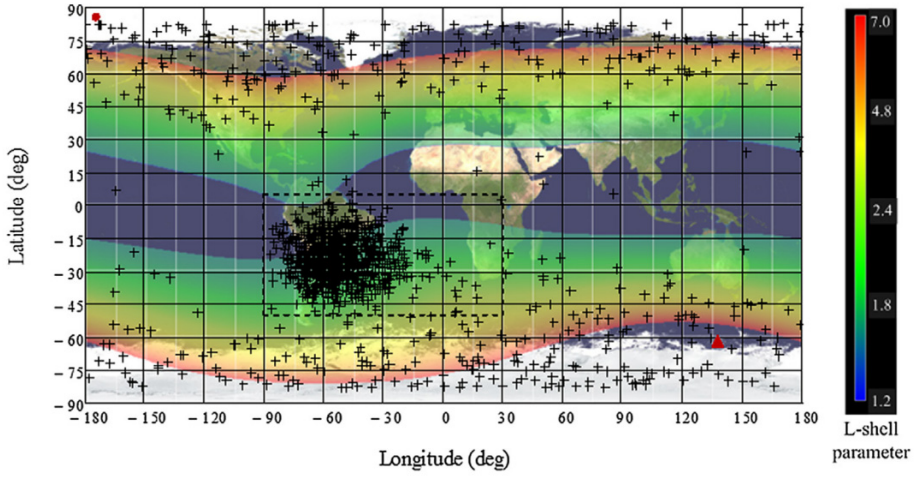

Fig. 11. SEU incidence in SAA region [14]. SEU, single event upser; SAA, South Atlantic anomaly.

후부터 비콘을 포함한 위성 통신 장애가 발생하였고 당일 진행 행적에서 SAA 지역 상공을 통과한 것을 확인되었다. 마지막 교신 당일 지상국으로 전달된 위성의 SoC는 80% 이상으로 양호하였고, 다른 특이점이 발견되지 않은 상태에서 통신이 두절되었기 때문에 우선 통신계의 비정상 작동을 의심하였다. KMSL의 통신계 이상 발견 시 복구를 위한 지상 운용 절차는 문제가 발생한 서브시스템의 리셋에도 복구가 되지 않으면 OBC를 포함한 비행 소프트웨어의 재시작을 수행하고 최종적으로 EPS를 초기화하여 전체 위성 버스 시스템을 초기화하게 된다. 다행히도 KMSL 큐브위성의 4월 23일 오작동은 통신계의 초기화만으로 정상화되었다.

3.4 시스템 초기화를 통한 위성 운용

전력계 EPS의 초기화는 SEU에 의한 위성의 비정상 작동을 포함해서 여타 다른 이유로 인해 발생한 시스템의 비정상 작동을 복구할 수 있는 가장 강력한 수단이다. 통상 EPS의 리셋을 통한 전체 위성 시스템의 초기화는 일정한 주기로 비행 소프트웨어 상에서 자동 실행되거나, 지상국의 명령 등에 의해서 실행될 수 있다. 어떤 방식으로 EPS의 리셋이 수행되더라도 주의해야 할 점은 EPS 워치독의 리셋 타이머 설정이다. Fig. 12에 제시되어 있는 바와 같이 워치독 타이머가 지정한 주기 이상이 지나면 리셋 펄스가 발생하여 리셋이 시작되고, TOUT 동안 리셋을 유지한다. 이때 EPS의 워치독 타이머가 지정한 주기 시간 설정값을 주의 깊게 살펴볼 필요성이 있다. 예를 들어 OBC(master)에 전원이 인가되어 부트로더, OS 커널 로드가 완료된 뒤 RTOS의 부팅과 비행 소프트웨어가 실행되기 전까지는 EPS(slave) 호출이 이루어지지 않기 때문에 Master-Slave간 무응답 상태가 유지되고, 간혹 이 시간이 EPS의 워치독 타이머가 지정한 주기 시간보다 긴 경우 비행 소프트웨어가 시작되기 이전에 EPS 리셋이 반복될 수 있다. 즉, 특정 이유로 부트로더- OS 커널 로드 - RTOS의 부팅- 비행 소프트웨어의 실행 시간이 길어지는 경우 문제가 발생할 수 있다.

아울러, EPS의 초기화는 위성 버스를 구성하고 있는 탑재체는 물론 모든 서브시스템의 초기화, 비행 소프트웨어의 재시작을 의미한다. 따라서 비행 소프트웨어의 로직은 EPS의 초기화 실행으로 발생될 수 있는 상황들에 대처할 수 있도록 설계되어야 한다. 예를 들어 EPS가 초기화되어 비행 소프트웨어가 재시작되면 비행 소프트웨어 상의 시작 날짜와 시간이 초기화되기 때문에 특히 GPS가 없어 시간 동기화가 되지 않는 위성의 경우 이로 인해 다른 서브시스템들이 영향을 받는지 살펴보아야 하고, 안테나와 태양 전지판과 같이 이미 전개가 이루어져 있는 경우 상태 값을 확인하고 다음 단계로 진행할 수 있도록 설계되어야 한다. 일반적으로 EPS의 초기화에 의해 크게 영향을 받을 수 있는 부분은 파일 쓰기인데 초기화 전에 생성된 하우스 키핑(house keeping, HK) 데이터의 파일에 덮어쓰는 경우가 있는지 확인해야 한다.

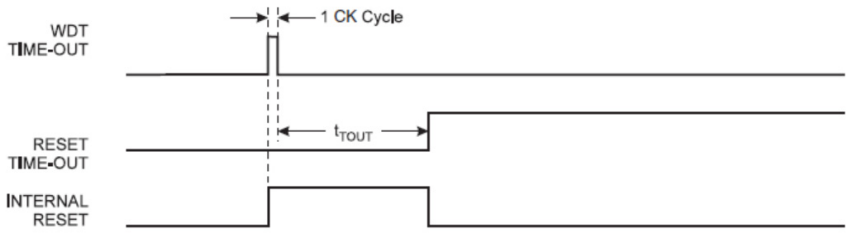

Fig. 12. Watchdog timer run time [15].

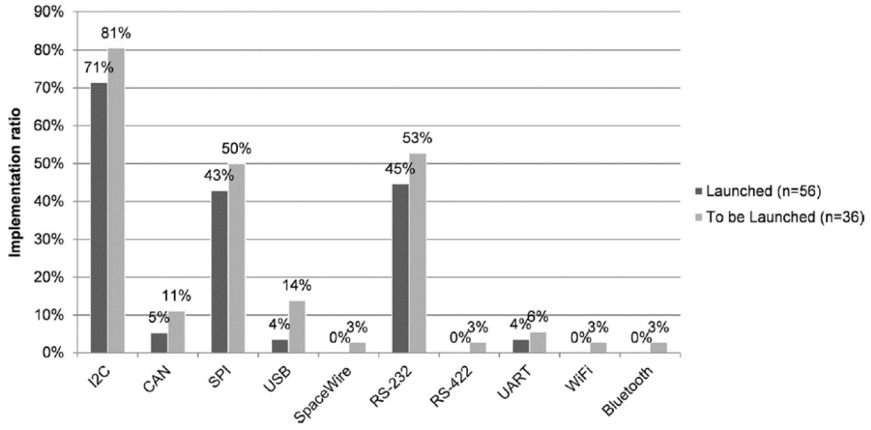

Fig. 13. Data bus interface frequently used in cube satellite [16].

위성 시스템의 데이터 버스 인터페이스에서 발생하는 오류는 서브시스템간 데이터 통신을 방해하여 위성 버스 시스템의 오작동을 야기할 수 있다. Fig. 13은 큐브위성에 자주 사용되는 데이터 버스 인터페이스의 종류와 사용 비중을 요약한 결과이다. 그림에서 살펴볼 수 있는 바와 같이 I2C 직렬 통신 방식이 압도적으로 큐브위성에 많이 사용되고 있다.

실제로 COTS를 이용하여 큐브위성을 제작하는 경우 I2C 직렬 통신 방식의 인터페이스를 배제하고 시스템을 구성하기 힘든 경우도 종종 찾아볼 수 있다. 사용의 용이성으로 인해 큐브위성의 대표적인 데이터 버스 인터페이스로 손꼽히는 I2C지만, 그림 Fig. 14에 제시된 바와 같이 다른 직렬 방식의 데이터 버스 인터페이스에 비해 궤도 운용상에서 작동 신뢰성이 취약한 것으로 알려져 있다. 따라서 특히 I2C 락업 현상과 와치독 관련 오류가 임무 수행에 영향을 줄 수 있는 것으로 잘 알려져 있다. 하지만, 앞서 언급한 대로 I2C 직렬 통신 방식의 인터페이스 사용하지 않고 위성 버스 시스템을 구성하기에는 상당한 제약 사항이 동반되기 때문에 장기간 통합 테스트를 통해 발생할 수 있는 I2C 통신 관련 오류를 미리 찾아내고 해결 대책을 미리 수립해 놓은 것이 바람직하다. 특히 주기적인 EPS의 초기화 명령을 비행 소프트웨어 상에 구현한 경우 I2C 통신 문제나 락업 문제가 발생하더라도 복구가 가능하다.

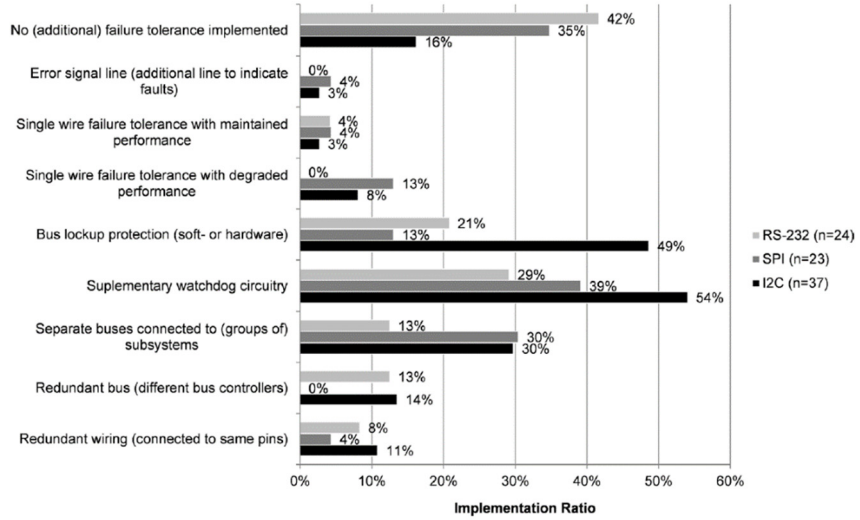

Fig. 14. Comparison of reliability of cube satellite serial communication method [16].

4. 결론

현재 민간 주도 그리고 상업적 성공의 목표를 최우선시 하는 뉴 스페이스 시대에 저비용으로 고효율을 낼 수 있는 큐브위성은 그 패러다임을 바꾸고 있다. 다만, 민간 영역으로의 기술 저변 확대를 위해서는 국내 큐브위성의 성능 고도화를 이끌어 내어 국내에서 제작된 큐브위성의 기술 수준과 신뢰성 향상이 필요한 상황이다. 논문에 제시한 바와 같이 큐브위성 임무 실패의 대부분은 위성 사출 이후 운영 초기 시스템의 오작동이나 고장(infant mortality)과 관련 있는 것으로 알려져 있다. 따라서, 시스템이 안정화되어 임무 실패율이 급격하게 낮아지는 시점에 진일할 수 있도록 큐브위성 개발 단계에서 시스템 신뢰성 확보 방안 마련이 필요하다고 판단된다. 이에 본 논문에서는 국내 및 해외의 큐브위성 운용 사례를 통해 밝혀진 문제점들 살피고 분석하였다. 특히 위성의 운용 과정에서 충분히 발생 가능한 개연성이 높은 문제점을 중심으로 기술하였기 때문에 위성의 조립 · 통합 · 테스트 과정에서 해당 내용이 도움이 될 것이라 판단된다.

감사의 글

이 논문은 2023년도 정부(과학기술정보통신부) 재원으로 정보통신기획평가원의 지원(No. RS-2023-00271403, 초소형 위성의 운용 지원을 위한 지상 SW 플랫폼 기술개발)과 2023년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(NRF-2022M1A3C2014567).

References

1. An HJ, Park HJ, Lee H, Kim EJ, New Space era, domestic satellite industry entry strategy into the global value chain, Science and Technology Policy Institute Technical Report, STEPI Insight No. 265 (2020).
2. Chin J, Coelho R, Foley J, Johnstone A, Nugent R, et al., CubeSat 101: basic concepts and processes for first-time CubeSat developers, NASA CubeSat launch initiative technical report, NP-2017-10-2470-HQ (2017).
3. Moon IS, Cho SB, Park CS, Cho SY, Ha SU, Trend of Nano Satellite System Development, in 2012 Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference, Yeosu, Korea, 25-26 Oct 2012.
4. Kang SW, Jang JT, Kong HC, Current status of foreign country's space exploration using CubeSat, Proceedings of the Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Daejeon, Korea, Dec 2014.
5. Kang SW, Han SH, Gong HC, Choi GH, Current state of CubeSat development in Korea, Proceedings of the Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Daejeon Korea, Dec 2013.
6. Faure P, Tanaka A, Cho M, Toward lean satellites reliability improvement using HORYU-IV project as case study, Acta Astronaut. 133, 33-49 (2017). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.12.030

7. Villela T, Costa CA, Brandão AM, Bueno FT, Leonardi R, Towards the thousandth CubeSat: a statistical overview, Int. J. Aerosp. Eng. Res. 2019, 5063145 (2019). https://doi.org/10.1155/2019/5063145
8. Bouwmeester J, Menicucci A, Gil EKA, Improving CubeSat reliability: Subsystem redundancy or improved testing? J. Reliab. Eng. Syst. Saf. Res. 220, 108288 (2022). https://doi.org/10.1016/j.ress.2021.108288
9. Lee MJ, Jung HM, Oh HU, Mechanism design of cube satellite for multi-deployable structures and autonomous system operation after launcher separation, J. Aerosp. Syst. Eng. Res. 7, 20-25 (2013). https://doi.org/10.20910/JASE.2013.7.3.020
10. Tahk GM, Park CH, Park HJ, Cha WH, CubeSat Separation Dynamics-I: Tip-Off Rate, in Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2020 Fall Conference, Jeju, Korea, 18-20 Nov 2020.
11. Ruckerl S, Mebmann D, Appel N, Kisebye J, et al. First Flight Results of the MOVE-II Satellite, Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 3-8 Aug 2019.
12. LOXONE, Inrush current (2018) [Internet], viewed 2023 Nov 15, available from: https://www.loxone.com/enen/kb/inrush-current/
13. Yi YS, Jeong SK, Hwang I, Yang YS, Lee ML, et al., ICT device impacts and development trends on cosmic radiation environment, J. Electron. Telecommun. Trends Res. 37, 21-29 (2022). https://doi.org/10.22648/ETRI.2022.J.370203
14. Noeldeke C, Boettcher M, Mohr U, Gaisser S, Rua MA, et al., Single event upset investigations on the 'flying laptop' satellite mission, Adv. Space Res. 67, 2000-2009 (2021) https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.12.032
15. ARXTERRA, Watchdog timer (2011) [Internet], viewed 2023 Nov 15, available from: https://www.arxterra.com/lecture-10-watchdog-timer/
16. Bouwmeester J, Langer M, Gill E, Survey on the implementation and reliability of CubeSat electrical bus interfaces, J. Council Eur. Aerosp. Soc. Space Res. 9, 163-173 (2017). https://doi.org/10.1007/s12567-016-0138-0

Author Information

구 인 회 freewill@kari.re.kr

충남대학교 전자정보통신공학과에서 석사학위를 취득하였고, 2001년부터 한국항공우주연구원에서 아리랑위성 및 천리안 위성의 지상국 관련 개발과 연구를 수행하였으며, 현재는 KARI 아카데미에서 초소형 위성개발 저변확대 과제의 책임을 맡아 관련 연구업무를 수행하고 있다.

이 명 규 leemg0214@chosun.kr

조선대학교 기계시스템공학과에서 2022년 석사 학위를 취득하고, 현재 동 대학교에서 박사과정에 재학 중이다. 제4회 큐브위성 경연대회에 참여하여 KMSL 큐브위성의 설계 및 지상 관제를 수행하였으며, 현재는 제6회 큐브위성 경연대회에 선정되어 개발 중인 CPSat의 시스템 엔지니어링 등 큐브위성에 대한 다양한 프로젝트에 참여하고 있다.

박 설 현 isaac@chosun.ac.kr

2007년 미국 Drexel 대학 기계공학과에서 박사학위를 취득하고 2010년까지 미국 국립표준기술원(National Institute of Standards and Technology, NIST)에서 박사후 연구원으로 국제우주정거장 연소실험 탑재체 운용 및 해석연구에 참여하였다. 이후 2013년까지 한국항공우주연구원 선임연구원으로 재직한 뒤, 현재는 조선대학교 기계공학과에서 유인우주 가압모듈 화재안전시스템, 우주정거장 과학 탑재체, 초소형위성 설계/제작을 포함한 우주 응용 시스템에 관련된 연구를 수행하고 있다.