J. Space Technol. Appl. 3(4), 342-354 (2023)
https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.4.342

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

연구논문

큐브위성의 시스템 설계 및 제작을 위한 시스템 공학

구인회[1], 이명규[2], 박설현[3†]

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

Systems Engineering for System Design and Fabrication of CubeSats

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 13, 2023
Revised: October 22, 2023
Accepted: October 26, 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

뉴스페이스 패러다임에서 바라본 큐브위성 개발과정의 역설은 복잡하고 험난한 시스템 엔지니어링 절차와 관련이 있다. 상업적 관점에서 큐브위성은 비용 측면은 물론 제작 기간도 짧아 스타트업 주도의 뉴 스페이스 산업구조에서 접근성이 뛰어난 우주자산이다. 하지만 큐브위성 경연대회와 같이 대학 주체의 개발팀들이 마주할 개발과정은 생각과는 너무도 다르다. 이는 큐브위성 또한, 시스템 공학기반의 체계사업이 제시하고 있는 길고도 험난한 과정을 통해 위성을 개발하고 검증받기 때문이다. 따라서 본 논문에서는 체계사업에 익숙하지 않은 개발자들에게 큐브위성의 각 개발 단계에 적용되는 시스템공학의 역할과 기능을 전달하고자 한다.

Abstract

The paradox of cubesat development process in the New Space paradigm is related to a complicated and time-consuming system engineering procedure. Due to their low cost and quick production time, cubesats are a highly accessible space asset in the startup-driven “New Space” industry. In reality, however, the development process experienced by the student teams selected through the national cubesat competition is quite different from what we expect. This is because cubesats are designed and implemented using a lengthy and tedious procedure defined by the systems engineering perspective. The purpose of this work is to explain to developers who are unfamiliar with systems engineering the role and function of systems engineering in each step of the cubesat development process.

핵심어 : 큐브위성, 뉴 스페이스, 시스템 공학
Keywords : cubesat, new space, system engineering

1. 서론

체계사업의 관점에서 큐브위성 개발에 적용되는 시스템공학(system engineering, SE)은 임무 목적을 성공적으로 달성하기 위해서 위성을 구성하는 탑재체, 각각의 서브 시스템 등을 유기적으로 통합 관리하고, 제한된 자원(예산, 인력, 개발 인프라, 일정 등)을 최대한 활용하여 요구사항에 부합하는 위성 설계를 수행하고 제작·검증·확인(입증)하고자 하는 종합적인 공학적 접근 방법이다. 큐브위성 시스템공학은 임무의 목적을 달성하기 위해 설정된 요구사항을 분석하여 시스템을 설계·제작하고 검증-확인(입증)-운용에 이르는 전 주기적 관점에서 요구사항의 충족도를 체계적으로 평가하는 기법이다. NASA의 우주개발 프로그램을 통해 시스템공학에 기반을 둔 임무 관리체계는 고도화되었으며[1], 민간 분야에도 차츰 도입하여 시스템 설계 및 제작·검증 과정을 체계적으로 연구하는 학문 분야로 발전하였다. 임무의 목적을 달성하기 위해 시스템공학 프로세스가 진행되면 개발자는 지속적으로 시스템의 요구사항을 정의하고 분석하는 과정을 통해 세부적인 시스템의 기능을 할당하게 된다. 이를 바탕으로 설계와 구현 과정이 진행되고 시스템의 기능과 성능을 검증함으로써 개발과정 전반의 위험을 감소시키며 비용과 일정의 단축 효과를 극대화할 수 있다. 시스템공학의 개념이 적용되지 않았던 전통적인 시스템 개발 방식에서는 체계의 생산, 통합 및 시험평가에 초점이 맞추어져 있다. 그러나, 시스템 공학적 사고에 기반한 개발 방식은 초기부터 체계적인 시스템 설계에 주안점을 두고 있으며, 이를 바탕으로 신속하고 정확한 통합-테스트를 추구하고 있다. 결국 시스템공학을 적용하여 제품을 개발하는 경우 단계별로 체계적인 설계와 검증을 통해 제작 과정에서 시행착오를 줄임으로써 고품질의 제품을 시간과 비용을 절약하며, 제작할 수 있다. 아울러 개발 전 단계에서 위험 관리를 통해 조기에 위험 요소를 식별하고 사전에 예방함으로써 통합 및 시험 간에 발생할 수 있는 문제를 최소화하고 제작 비용은 물론 공정 기간 단축에도 도움이 될 수 있다. 따라서 본 논문에서는 큐브위성의 각 개발 단계에 적용되는 시스템공학의 역할과 기능에 대하여 기술하였다.

2. 큐브위성에 적용되는 시스템 공학의 진행 단계

시스템공학 진행 단계에서 이루어지는 기술 활동의 기본적 개념은 우선 임무의 요구 조건을 분석하고 이를 충족할 수 있는 기능을 구현하기 위해 각 시스템 구성 요소에(기능을) 할당하고 설계-제작-통합-검증-확인 단계를 임무 전주기 동안 반복하여 요구사항을 충족시키는 일이다. 큐브위성 시스템공학의 첫 시작점도 임무 개념설계 단계에서부터 발사·운용 단계까지의 과정을 phase별로 세분화하고, 다음 phase로의 진입 결정을 위한 'Go'-'No Go'의 판정 기준을 명확히 하는 것이다. 다만, 중·대형 위성의 방대한 개발 기간과 자원을 바탕으로 구분된 시스템 공학적 절차를 큐브위성 개발 프로그램에 적용하기에는 무리가 있다. 따라서 본 논문에서는 NASA 우주개발 프로그램에 적용되는 시스템 공학적 절차를 바탕으로 Fig. 1과 같이 재구성하였다. 큐브위성의 개발 단계에 맞추어 개념설계 단계인 Pre-Phase A부터 위성 운용 단계인 Phase F까지 구분하고 각 단계별 시스템 공학의 역할과 기능을 기술하였다. 그림에서와 같이 큐브위성 개발과정은 SRR(시스템 요구 조건 검토회의), SDR(시스템설계 검토회의), PDR(예비설계 검토회의), CDR(상세설계 검토회의), TRR(시험 준비 검토회의), PSR(선적 전 검토회의) 등의 점검 회의를 통해 모니터링된다. 여러 단계의 검토회의를 통해

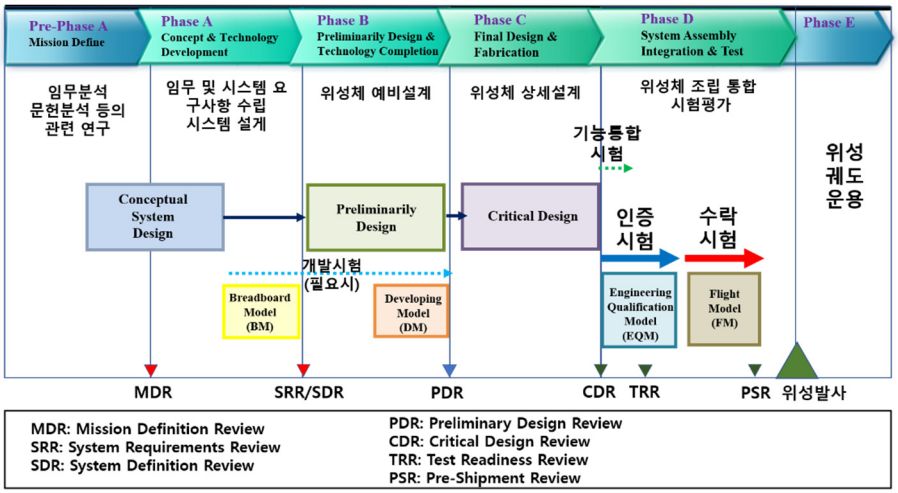

Fig. 1. Development phases and key activities from a system engineering perspective.

각 phase별로 제시된 요구사항의 만족 여부를 판단하고 미흡사항을 보완하여 다음 단계로 진행여부가 결정된다. 아울러 각 검토회의의 주안점은 아래와 같다[2].

2.1 시스템 요구사항 검토회의(System Requirements Review, SRR)

큐브위성을 활용하여 수행하고 하는 임무의 목적이 시스템 개발을 위한 기술적 요구사항으로 잘 정의되었는지를 확인하기 위해 시행되는 회의이다. 일반적으로 이 검토회의에서는 임무의 정의와 목적이 시스템의 구성과 개발에 필요한 요구사항으로 잘 반영되어 있는지를 검토한다.

2.2 시스템 설계 검토회의(System Design Review, SDR)

임무의 정의와 요구사항을 바탕으로 작성된 시스템 기초 설계서를 검토, 수정, 확정하기 위해 시스템 수준의 설계가 진행된 시점에서 시스템 요구 조건을 만족하는지를 확인하는 검토회의이다. 위성 개발 프로세스를 체계적·단계적으로 점검 및 관리하기 위해서 위성 시스템, 본체, 탑재체, 지상국 등의 시스템 기본설계에 대한 검토한다.

2.3 예비설계 검토회의(Preliminary Design Review, PDR)

위성 버스 및 임무 탑재체에 대한 예비설계 결과물이 상세설계에 진입해도 되는지 보증하고 기술된 성능 요구사항이 비용, 성능, 위험 및 기타 제약사항에 부합하는지를 검토하는 기술 검토회의이다. 이 검토회의에서는 시스템 전체의 예비설계를 평가하게 되며, 위성체를 구성하는 서브시스템과 탑재체의 각 형상 항목 성능 규격(기능 기준선)에 대해 평가한다.

2.4 상세설계 검토회의(Critical Design Review, CDR)

임무 수행을 위해 설계된 위성체가 제작, 시연, 시험 단계로 진입해도 되는지를 보증하고 기술된 성능 요구사항에 부합하는지를 확인하는 기술 검토회의이다. 이 검토회의에서는 서브

시스템과 탑재체 최종 설계와 완성도를 평가하며 위성체 전체 형상 항목의 제작 규격(제작 기준선)에 대해 평가한다.

2.5 시험 준비 검토회의(Test Readiness Review, TRR)

위성체를 구성하는 서브시스템과 탑재체에 대한 공식적인 시험평가(통합 기능 시험, 환경시험 등을 모두 포괄)를 착수할 준비가 되어 있는지 확인하기 위한 것으로 시험목적, 시험방법 및 절차, 시험항목 및 기준, 시험범위 및 안전성을 평가하기 위해 수행한다. 또한, 시험에 필요한 시설 및 장비, 인력 등의 자원이 계획된 시험을 수행하기 위해 적절하게 식별되어 있는지를 확인한다.

2.6 선적 전 검토회의(Pre-Shipment Review, PSR)

제작된 위성체 요구사항에 대한 검증 및 입증 확인, 통합 및 환경시험 결과 보고, 임무 수행 운영 지침, 지상국 운영 지침을 점검하고 위성의 발사장 선적 및 운송 계획 및 절차, 발사장 운영 계획 등을 검토하는 회의이다.

Pre-Phase A와 Phase A 단계는 임무의 개념설계를 수행하는 단계로 임무 목적과 임무 요구사항을 결정하고 임무 해석을 통해 임무 설계를 수행한다. Phase B는 예비설계 단계로 Phase A에서 결정된 임무 설계를 바탕으로 시스템의 요구 조건을 정립하고 탑재체와 버스 서브 시스템(구조계, 열 제어계, 전력계, 통신계 등)의 예비설계를 수행하며, 주로 검사, 해석 시험 등의 방법을 통해 예비설계에 대한 검증을 수행한다. 특히, 큐브위성의 임무 탑재체는 상용 기성품을 주로 사용하는 서브 시스템과 달리 직접 제작하는 경우가 상당수이므로 개발 시제품(breadboard model, BM 혹은 prototype model)의 제작과 시험을 통해 예비 설계된 탑재체의 임무 실현 가능성을 판단하고, 개발 모델(developing model, DM)로 발전시켜 상세 설계 결과에 반영하는 것이 바람직하다. 세 번째 단계인 Phase C는 상세설계 단계로 사실상 위성의 모든 설계를 마무리하는 단계이다. 이 단계에서는 임무 요구사항과 시스템 요구사항을 바탕으로 모든 서브 시스템의 요구사항이 정립이 완료되고, 위성의 운용 시나리오와 상세한 운용 모드 설계도 거의 마무리되어야 한다. Phase D는 상세설계 내용을 토대로 시스템을 제작·통합·테스트(assembly, integration and test, AIT)하는 단계로 엔지니어링 모델(engineering model, EM)을 제작하고 서브시스템과 임무 탑재체에 대한 기능, 성능 검증을 수행한다. 또한, 비행 모델(flight model, FM)과 동일한 인증 모델(qualification model, QM)을 제작하고 발사/우주 환경시험을 수행하며 상세 설계 단계에서 수행하였던 해석과 비교하여 최종 비행 모델 개발의 발사 및 궤도 운영 적합성을 확인하게 된다. 다만, 큐브위성 개발 과정의 특성상 짧은 개발 기간과 예산의 한계로 인해 엔지니어링 모델과 인증 모델을 제작하지 못하는 경우, 비행 모델을 이용하여 발사/우주 환경시험을 바로 수행할 수도 있다. 다만, 이러한 경우 발사/우주 환경시험의 최대 극한 조건이 적용된 인증(qualification) 시험조건으로 시험을 진행하되 시험 시간을 기준이 완화된 수락(acceptance) 조건을 적용하여 진행하여야 한다. 또한, 엔지니어링 모델과 인증 모델이 결합된 형태로도 제작이 가능하며 엔지니어링-인증 모델(engineering-qualification model, EQM)의 발사/우주환경시험은 인증시험 조건을 사용한다.

2.7 시스템 공학의 프로세스와 체계 관리

시스템공학의 기술 프로세스의 핵심 중 하나는 위성체를 구성하는 버스와 탑재체의 설계 프로세스를 거쳐 조립 통합 과정 전반에 할당된 시스템과 서브시스템 레벨의 요구사항에 대한 검증이다. 요구사항에 대한 일반적인 검증 방법으로는 검사-분석-시연-시험이 대표적이다. 검사는 육안 점검이나 관련 기록(data sheet, 제조사에서 제공하는 시험 보고서 등)의 점검을 통해 검증하는 방식으로서, 주로 대상물의 외형, 치수, 마감 상태 등의 형상 특성이나 발사 및 우주환경시험 기록 등을 확인하는 방식이다. 분석은 해석이나 실험 결과를 바탕으로 검증하는 전통적인 방식으로서, 해석 모델이나 실험 결과의 상사성이 물리적으로 타당해야 한다. 분석을 통해 검증할 경우에는 모델링의 부정확성이나 실험 조건의 오차 요인을 감안하여, 검증 여유분을 충분히 두어야 한다. 시연은 BM과 같은 시험 장비나 DM, EM과 같은 위성 개발 모델을 이용하여 실제 하드웨어나 소프트웨어의 기능적 성능이나 운용 특성을 검증하는 방식이다. 시험은 일반적으로 비용, 안전, 용이성, 일정 등의 측면에서 어려움이 없는 경우 일반적으로 사용되는 검증방식으로, 요구사항에 부합하는 환경조건에서 대상물의 성능을 직접 측정하는 방법이다. Table 1에는 시스템공학의 기술 프로세스에서 사용되는 검증 방법을 정리한 것이다.

이해를 돕기 위해서 일례로 시스템공학의 기술 프로세스를 살펴보도록 하자. 가령 스스로 발광하는 큐브위성을 이용해서 지상에서 망원경으로 관측하는 과학(교육) 임무를 설계한다고 가정해 보자. 첫 번째 Phase인 개념설계 단계에서 우선 수행해야 할 일은 스스로 발광하는 광원을 어떻게 구현하느냐와 얼마나 밝은 광원을 사용하면, 지상에서 망원경으로 관측 가능

Table 1. Requirements verification method for systems engineering technical processes

Category	Verification method	Description	Reference data
I	Inspection	Inspection of documents such as design drawings or verification based on similarity data	Inspection – Drawings, design review – Bill of materials – Technical Description/specification/publication – Material and process – Standards or maintenance manual
		Verification using various certification results at the component level	Qualification – Declaration of design and performance – Software qualification – Technical standard order (TSO) – Inspection on equipment – Test reports on equipment

Table 1. (Continued)

Category	Verification method	Description	Reference data
A	Analysis	Verification of load, stress, performance, electrical load, etc. through theoretical or numerical analysis	- Calculations(loads, stress, performance, etc.) - Theoretical checks - Functional analysis - Electrical loads analysis - Weight and center of gravity - Reliability/maintainability/safety analysis
D	Demonstration	Verification of operational performance through various non-measurement tests performed during the operation process of the satellite model (EM, QM, etc.) or demonstration on a satellite or payload mock-up or verification through simulation	- Maintainability demonstration - Demonstration on mock-up - Inspection on spacecraft or system - Demonstration on simulation bench (dynamic demo) - Flight test simulator
T	Test	Validate results with testing at the part level, prototype or development model level.	- Laboratory test reports - Bench test reports - ETB test reports - Ground test reports

EM, engineering model; QM, qualification model; ETB, electrical test bed.

한가의 문제를 과학적 분석 등을 통해 결정하는 것이다. 연구팀의 의사결정 과정을 통해 큐브위성에 LED(light emitting diode)를 광원으로 하는 임무 탑재체를 설계·개발하기로 결정했고, 분석 결과 LED 광원의 밝기가 절대등급으로 10등급 이하일 때 지상에서 망원경으로 관

측 가능하다는 결론에 도달했다면, 이러한 내용이 임무 요구사항에 반영되어야 한다. Table 2는 앞서 언급한 내용을 정리한 임무 요구사항의 예이다.

앞서 설명한 바와 같이 시스템공학 기술 프로세스의 주안점은 임무목적을 달성하기 위해서 위성을 구성하는 탑재체, 각각의 서브시스템 등을 유기적으로 통합 관리하고, 제한된 자원(예산, 인력, 개발 인프라, 일정 등)을 최대한 활용하여 요구사항에 부합하는 위성 설계를 수행하고 Top Down 방식으로 제작·검증·확인하고자 하는 종합적인 공학적 활동이다. 따라서 Table 2에 정리된 임무 요구사항을 근거로 Phase A 말기부터 Phase B 사이에서 수행되어야 시스템 공학적 기술 프로세스는 하위 레벨인 시스템의 요구사항으로 고도화하는 작업이다. Table 2에서 MR-01은 위성의 개발과 동시에 자연적으로 모든 개발 팀에게 주어지는 임무 요구사항의 예이며, MR-02는 연구팀의 임무 개념설계의 결과로 도출된 임무 요구사항이다.

MR-01의 임무 요구사항으로부터 여러 개의 시스템 요구사항이 파생될 수 있지만, Table 3에 제시된 것과 같이 가장 대표적인 사항은 발사체의 발사 규정에 부합하도록 위성 시스템을 구성하고 이를 구속할 수 있는 요구사항을 도출하는 일이다. 결국 임무 요구사항 MR-01로부터 개발 초기 시스템의 설계를 구속할 수 있는 SYS-SS-07과 같은 시스템 요구사항을 전체 시스템에 할당할 수 있다. 그리고 이렇게 할당된 시스템 요구사항은 시스템 요구사항 검토회

Table 2. Example of a cube satellite mission requirement

Level 1		Mission requirements
ID	Title	Requirements
MR-01	Intrinsic mission requirements	Cube satellite must be designed and built to meet the requirements of the launch vehicle.
MR-02	Mission operating requirements	Cube satellite's in-house LED payload must be capable of maintaining an absolute brightness rating of 10 or less when the LEDs are operational for the duration of the mission.

LED, light emitting diode.

Table 3. Example of a cube satellite system requirement

Level 2		System requirements – space segment					
ID	Title	Requirements	Parents ID	Verification			
				A	I	T	D
SYS-SS-07	ITAR free	CubeSat must use only ITAR free components.	MR-01		O		
SYS-SS-55	LED module output power	The LED (power) output of the CubeSat should be at least 20 W.	MR-02			O	

ITAR, international traffic in arms tegulations; LED, light emitting diode.

의(SRR)와 시스템 설계 검토회의(SDR)를 통해 요구사항의 만족 여부를 검토하게 되며, Table 3에 제시된 바와 같이 제품의 사양서 등의 검토(inspection, I)를 통해 적합성(compliance) 여부를 검증할 수 있다.

MR-02는 MR-01과 다르게 임무 탑재체의 기능과 관련된 임무 요구사항으로 MR-01과 마찬가지로 여러 개의 시스템 요구사항으로 분기될 수 있다. 이는 임무 요구사항 MR-02가 LED 탑재체의 광원의 밝기와 관련되어 있어 탑재체에 공급되어야 할 전력량(EPS 및 배터리의 선정 등)을 비롯하여 광원 발열부의 최적 수동 열 제어를 위해 탑재체 형상에 직접적으로 영향을 미칠 수 있기 때문이다. 하지만, 여기서는 전력량에만 한정 지어 시스템 요구사항 도출한 예를 살펴보자. 우선 MR-02의 핵심 요구 조건인 절대등급의 밝기는 위성과 지상 관측점과의 거리에 따라 달라질 수 있으므로, 지상 관측점과 위성 사이의 앙각(elevation angle)에 따라서 달라지는 거리가 설계 과정에 충분히 반영되어야 한다.

Fig. 2는 지상 관측점과 위성 사이의 앙각에 따라 달라지는 위성-관측점 간의 거리를 도시한 결과이다. 그림에 도시된 결과로부터 앙각이 30도 이상의 경우(관측점과 위성 간 최대 거리가 900 km 이내인 조건)만 임무를 수행하도록 시나리오 설계를 하였다면, 이론적 해석을 통해 앙각의 변화에 따라 지상 관측점에서 계산된 LED 광원의 밝기가 절대등급 기준 10등급 이하를 유지하기 위해서는 최소 20 W의 전력이 안정적으로 공급되어야 하는 것을 확인할 수 있다(Fig. 3). 이 해석 결과를 바탕으로 임무 요구사항 MR-02에 구속되는 시스템 요구사항 SYS-SS-55를 도출할 수 있고 도출 타당성은 시스템 요구사항 검토회의를 통해 점검해야 한다.

앞서 기술한 바와 같이 MR-02와 SYS-SS-55는 시스템 기능과 관련되어 있는 요구사항이다. 따라서 시스템 설계 검토회의 통해 MR-02와 SYS-SS-55의 요구 조건에서 제시하고 있는 기능 구현 여부를 검증하여야 한다. 통상 요구사항에 제시된 기능 만족 여부를 판단하기 위해 사용되는 검증 방법은 앞서 기술한 바와 같이 시험(test)이다. 따라서 시험을 통해 요구사항에서 제시되고 있는 기능의 만족 여부를 검증하기로 의사결정이 이루어진 경우, 개발 초기 단계(~Phase A) 임을 감안하여, Fig. 4에 제시된 바와 같이 LED 탑재체의 BM을 제작하여 기능 적합성을 판단할 수 있다.

Fig. 5는 Fig. 4에 제시된 LED 탑재체 BM의 실제 구동 시 실시간으로 측정된 전력을 도시한 결과이다. 그림에 도시된 PWM(pulse width modulation)을 적용하여 LED 드라이버를 구동시키면 LED의 on-off 제어는 물론 공급되는 전력을 약 20 W로 안정적으로 유지할 수 있

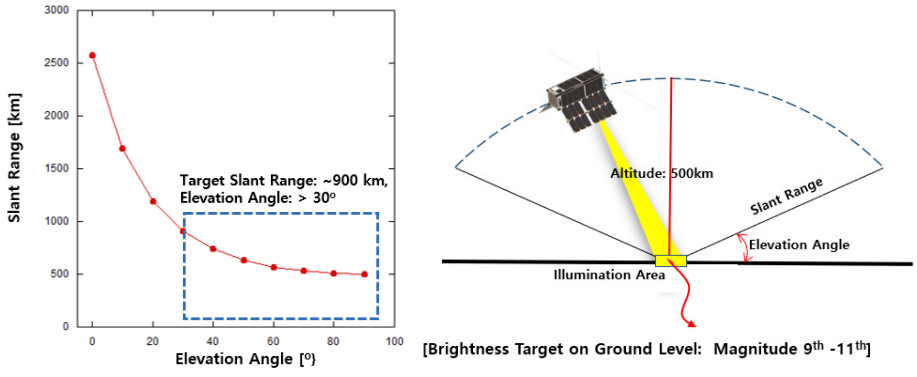

Fig. 2. Calculated distance between ground observation point and satellite as a function of elevation change.

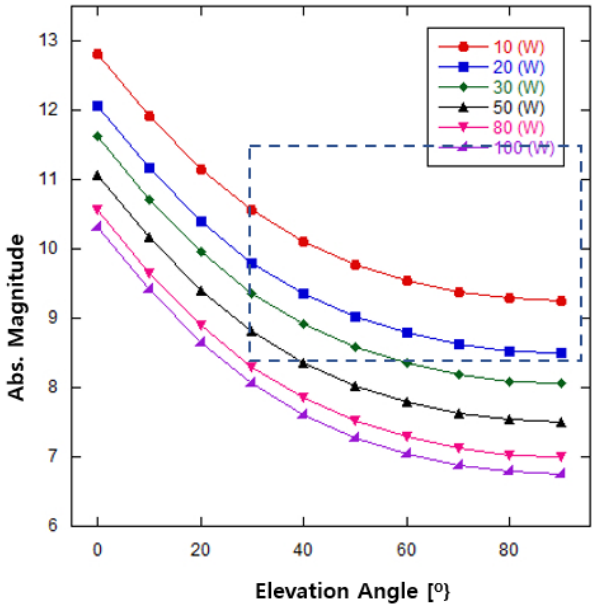

Fig. 3. Calculated power required to meet system requirements with elevation angle.

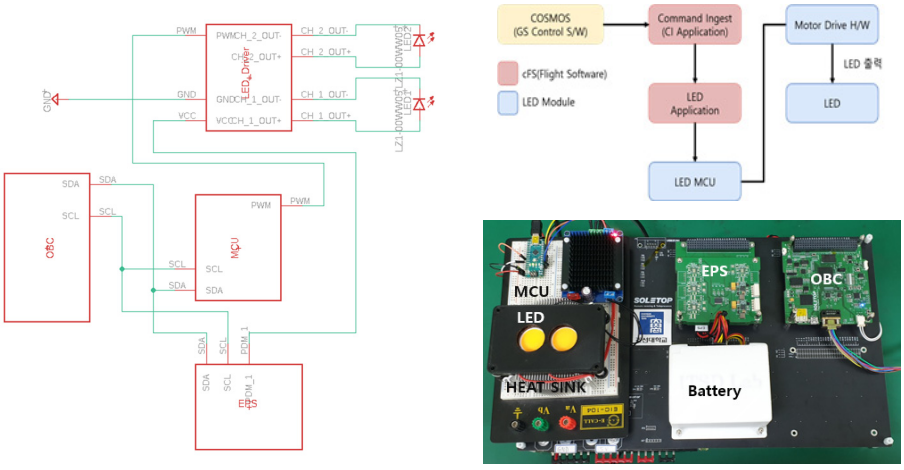

Fig. 4. Example of configuration of an LED payload BM. LED, light emitting diode; BM, breadboard model.

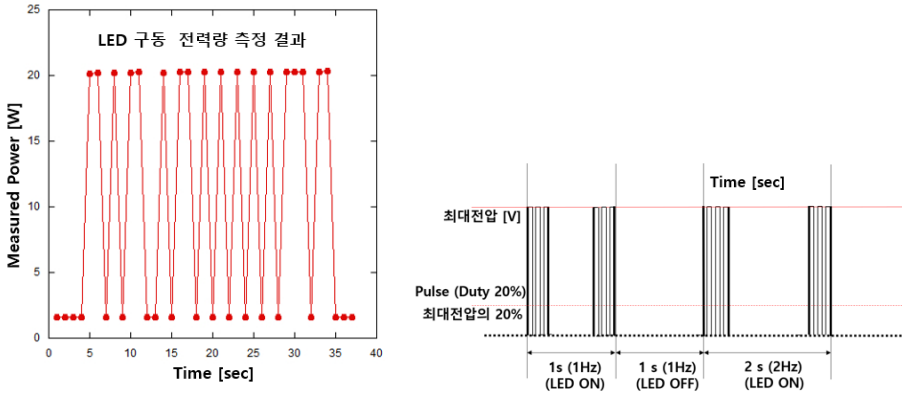

Fig. 5. Measurement of the supply power of the LED payload. LED, light emitting diode.

는 것을 확인할 수 있다. 앞서 기술된 일련의 설계 과정과 검증 결과를 바탕으로 시스템 설계 검토회의에서 GO 판정을 내리게 되면 다음 단계인 Phase B(예비설계)로 진입할 수 있다. 이렇듯 시스템 설계 요구사항에서 제시된 기능을 충족시키게 되면 Phase A 개념 설계 단계의 시스템 기능 기준선에 부합되는 것이며, 이때 BM 시스템의 구성이나 구동 방식, 전기적 인터페이스 등은 형상관리를 위해 문서화되어야 하고 추후 변경해야 하는 경우, 반드시 관리자의 승인을 얻어야 한다.

Table 2와 Table 3에 제시한 임무와 시스템 요구사항은 예시이므로, 실제 시스템 요구사항 검토회의와 시스템 설계 검토회의에서는 전체 임무와 시스템 기능을 정의하기 위해 도출된 요구사항에 대해서 만족 여부를 검증하고 시스템의 형상관리를 위해 기능 기준선을 할당한 뒤 다음 단계로 진입하여야 한다. 예비설계(Phase B)와 상세설계(Phase C) 단계에서도 앞서 기술 내용을 서브시스템 레벨로 확장하여 요구사항을 도출하고 동일한 검증 과정을 반복하게 된다. 다만, 예비설계와 상세설계 단계에서 기능적 측면의 시스템 형상관리를 위해 할당되는 기준선은 각각 할당 기준선과 제품 기준선으로 명명하게 된다. 상세설계에서 제시된 요구사항의 검증이 완료되면 마지막 단계인 위성 시스템의 조립 · 통합 · 시험 단계(Phase D)에 진입하게 된다. 이 단계 진입 직후 시험 준비 검토회의(TRR)를 수행하여 통합 시험 및 발사/우주환경시험에 대한 준비도를 점검한 뒤, 최종 조립된 상태에서 위성 전체 시스템의 기능과 성능을 확인(validation)하는 절차를 거치게 된다. 최종 확인된 위성 시스템의 기능과 성능이 임무 목적에 부합되면 선적전 검토회의(PSR)을 통해 그 내용과 결과를 최종 검토하게 된다.

2.8 시스템 공학의 기술 관리 프로세스

시스템공학의 활동 중 기술 관리 프로세스는 통합 사업 관리, 요구사항 관리, 위험 관리, 형상관리 등을 수행하는 것을 의미한다. 먼저 통합 사업 관리는 전체 사업 관리 및 진행을 위해 개발 단계별 목적에 맞는 기술 검토회의 및 시험준비 검토회의(TRR), 선적전 검토회의(PSR) 등의 주요 회의를 준비하고 원활하게 수행할 수 있도록 지원한 것이다. 아울러 단계별 요구사항과 시스템 기능의 기준선, 검증 결과 등을 체계적으로 정리하여 기술문서를 생산하고 관리하는 것을 목적으로 한다. 형상관리는 시스템 개발의 전주기 동안 요구되는 설계/운용 조건에 맞도록 해당 제품의 성능, 기능 및 물리적 특성이 일관성 있게 유지되도록 관리하며 변경을 통제하고 형상 현황을 개발 단계에 따라 기능 기준선(SRR/SDR), 할당 기준선(PDR), 제품 기준선(CDR)을 설정하여 체계적으로 관리하는 것을 의미한다. 위험관리는 시스템 개발의 전주기 동안 위험 요소의 조기 식별과 적절한 완화 계획을 수립하고 적용함으로써 사업의 일정, 비용, 성능 등 사업에 부정적 영향을 미칠 수 있는 위험을 수용 가능한 수준으로 최소화하는 것으로써 위험 관리 계획 → 위험 식별 → 위험 분석 → 위험 대응 → 위험 감시의 순으로 대응할 수 있는 관리 체계를 통해 구현될 수 있어야 한다[2]. 아울러 Table 4에는 각 단계별 검토회의와 생산 문서를 요약한 것이다.

3. 결론

큐브위성은 위성의 사출을 담당하는 발사관과 위성의 전장품의 표준화를 빠르게 이루어 규격화에 성공하였다. 이러한 장점을 바탕으로 기존의 실용 위성 즉, 중대형 위성에 비해 개발 기간이 짧고 저비용으로 개발이 가능하다. 이에 과거와 달리 우주개발을 위한 예산의 절감이

Table 4. Summarize development phase review meetings and production documents

Phase	Design review	Purpose and related documentation	
Pre-Phase A	System requirement review	(목적) 시스템 요구사항 정의, 시스템 계획 수립, 장비설계 임무 정의서 시스템 요구사항 정의서 요구사항별 구현 가능성 분석 및 처리 방안 - 임무 요구사항 반영 여부 - 기능적/비기능적 요구사항 분류	
Phase A	System design review	(목적) 시스템 개념 설계 완료, 검증 모델 설계 시스템 및 서브시스템 구성 및 기능 정의 시스템 및 서브시스템 규격서 - 시스템 요구사항 반영 여부 - 시스템 규격의 서브시스템 적용 여부	
	Technical document	Mission requirements	New
		Mission operation concept	New
		System architecture definition	New
		System requirements	New
		Budget analysis	New
Phase B	Preliminary design review	(목적) 예비설계 완료, 상세설계 착수, 검증 모델 설계 및 제작, 관제 및 수신처리 예비설계 완료 예비설계서 - 시스템규격서 반영 여부 - 소프트웨어 및 하드웨어 구성/시스템별 인터페이스 정의	
	Technical document	Project organization plan	Updated
		Mission requirements	Finalized
		Mission operation concept	Updated
		System architecture definition	Updated
		System requirements	Finalized
		Spacecraft technical specification	New
		Ground segment technical specification	New
		Budget analysis	Updated
		AIT plan	New
Phase C	Critical design review	(목적) 시스템 상세설계 완료 등 상세설계서 - 예비설계 검토 결과 반영 여부 - 소프트웨어 및 하드웨어 규격 현실화/각 기능 간 연동관계 등	

Table 4. (Continued)

Phase	Design review	Purpose and related documentation	
Phase C	Technical document	Project organization plan	Finalized
		Mission operation concept	Updated
		System architecture definition	Finalized
		Spacecraft technical specification	Finalized
		Ground segment technical specification	Finalized
		Budget analysis	Finalized
		AIT plan and procedures	Finalized
		Verification control	New
		Mission operation procedures	New
Phase D	Test Readiness review	(목적) 서브시스템-탑재체 통합 테스트 및 환경시험 완료 시스템 통합 및 환경시험 절차서 시스템 통합 및 환경시험 결과서 - 서브시스템별 규격 만족 확인 방법 - 서브시스템별 요구 기능/성능 만족 확인 방법 - 서브시스템 간 접속 연동 확인 방법 - 통합 시스템 기능 및 성능 만족 확인 /외부 접속 연동 기능 확인 방법 - 발사 및 우주환경시험 기준	
	Technical document	Test paln	New/finalized
		Test reports	New/finalized
		Verification control	Finalized
		Mission operation concept	Finalized
		Mission operation procedures	Finalized
	Pre-shipment review	(목적) 검증 및 확인 시험 결과 보고, 비행 운영 지침, 지상국 운영 설명, 검보정 절차 확인 - 궤도상 시험 계획 및 절차, 발사장 선적 및 운송 계획 및 절차 검토	

AIT, assembly, integration and test.

크게 요구되는 시대적인 상황이 결합되면서, 수요가 폭발적으로 증가하였다. 큐브위성의 개발도 시스템 공학기반의 체계사업이 제시하고 있는 길고도 험난한 과정을 통해 위성을 개발하고 검증을 수행해야 한다. 하지만, 중·대형 위성의 방대한 개발 기간과 자원을 바탕으로 구분된 시스템 공학적 절차를 큐브위성 개발 프로그램에 적용하기에는 무리가 있다. 따라서 본 논문에서는 NASA 우주개발 프로그램에 적용되는 시스템 공학적 절차를 바탕으로 큐브위성의 개발 단계에 맞추어 각 단계별 시스템 공학의 역할과 기능을 기술하였다. 이에 체계사업에 익숙하지 않은 개발자들에게 큐브위성의 각 개발 단계에 적용되는 시스템공학의 역할과 기능을 인지하는데 작은 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. NASA, Systems Engineering Handbook, NASA Langley Research Center Technical Report, NASA SP-2016-6105 (2016).
2. Defense Acquisition Program Administration, Systems Engineering Technical Review Guidebook (Defense Acquisition Program Administration , Gyeonggi-do, 2017).

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 초소형위성개발 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 개발중인 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.