

# 인공위성 운용개념을 고려한 신뢰도 예측 사례 연구

최효준\*, 이정훈, 안재현, 강승협  
(주)LIGNex1

## Case Study of Reliability Prediction Considering the Concept of Satellite Operation

Hyo-Jun Choi\*, Jung-Hoon Lee, Jae-Hyun Ahn, Seung-Hyeob Kang  
LIGNex1 Co. Ltd

**요약** 인공위성은 일반적인 지상 또는 항공 무기체계와 다르게, 목표 수명 기간 동안 하드웨어 정비가 불가능하다. 따라서, 목표 수명까지의 신뢰도를 설정하고, 개발 간 여러 단계에 걸쳐 제품보증 업무를 통해 신뢰성을 높이는 설계를 수행한다. 설계된 인공위성이 신뢰도 목표값을 만족하는지 예측하는 것은 인공위성 개발의 성공을 위한 필수적인 업무이다. 이러한 신뢰도 예측의 정확성을 높이기 위하여 본 연구에서는 인공위성의 운용개념 정의를 매우 중요한 요소로 보고 운용개념이 미치는 신뢰도 예측의 영향성에 대해 분석하였다. 첫째, 신뢰도 예측을 위한 고장률 분석 및 신뢰도 블록 다이어그램 적용 등 인공위성 신뢰도 예측 시 사용되는 규격과 방법에 대한 사례를 확인하였다. 둘째, 운용 목적 및 궤도를 통해 인공위성의 종류를 확인하였고, 이에 따른 인공위성별 운용개념의 차이점을 확인하였다. 마지막으로 실제 연구·개발된 인공위성의 신뢰도 데이터를 운용개념의 차이를 두어 각각 분석하였다. 분석 결과 운용개념 차이에 따라 신뢰도 예측값의 목표값 만족 여부가 다름을 확인할 수 있었다. 이를 통해 본 연구는 인공위성 개발 시 운용개념을 고려한 신뢰도 예측의 중요성 및 필요성을 제시하였다.

**Abstract** Satellites' hardware cannot be maintained during their life cycle, unlike general ground or air weapon systems. Therefore, they should be set up reliably for their required life, and design should be carried out to increase reliability through product assurance at various stages during development. Predicting whether a designed satellite satisfies its reliability requirements is an essential task for the success of satellite development. In order to increase the accuracy of reliability prediction, we considered a very important factor to define the satellite operation concept and analyzed the effect of the operation concept on the reliability prediction. First, we analyzed standards and methods used for predicting satellite reliability, such as failure rate analysis and reliability block diagrams. Second, we analyzed the types of satellites according to their purpose and orbit and compared the differences in the operation concept according to the types of satellites. Finally, we analyzed the reliability data of an actual satellite with different operating concepts. Depending on the difference in the operating concept, the result showed whether the reliability prediction value satisfies the required reliability value. As a result, this study suggests the importance and necessity of reliability prediction considering the concept of operation when developing satellites.

**Keywords** : Satellite, Operation Concept of Satellite, Product Assurance, Reliability Prediction, Reliability Block Diagram

본 논문은 LIGNex1 연구과제로 수행되었음.

\*Corresponding Author : Hyo-Jun Choi(LIGNex1 Co. Ltd)

email: hyojun.choi2@lignex1.com

Received August 22, 2022

Revised September 23, 2022

Accepted November 4, 2022

Published November 30, 2022

## 1. 서론

우주 산업은 뉴 스페이스(New Space) 시대라는 표현과 함께 민간 기업이 중심이 되는 산업 시대로 변화하고 있다. 한국형 발사체 누리호의 발사 성공과 더불어 한국형 위성항법 개발 등의 목표로 국내 우주 산업은 점점 더 확장되고 있으며, 군사 목적의 인공위성 개발 소요 역시 증가하고 있다.

국방 무기체계로서 지상 체계들은 정비가 가능하므로 신뢰도와 함께 정비도, 가용도를 분석하고 최종적으로 가용도를 만족하는 데 중점을 둔다. 항공 무기체계들 역시 운용 중 정비는 불가능하지만, 지상에서 대기하는 기간에 정비가 충분히 가능하다. 하지만 인공위성의 경우 목표 수명 기간 동안 소프트웨어 복구 또는 이중화 장비로 변경 운영 이외에 하드웨어의 고장 정비가 불가능하다. 따라서, 인공위성은 공학 모델(EM: Engineering Model), 인증 모델(QM: Qualification Model), 비행 모델(FM: Flight Model)의 3단계의 개발, 제작, 시험을 진행하고 제품보증(PA: Product Assurance) 요구사항을 통해 고신뢰성 부품 사용, 공정 관리, 신뢰도 분석, 고장 유형 영향 및 치명도 분석(FMECA: Failure Modes Effects Criticality Analysis) 등의 활동으로 신뢰성을 확보하고 있다.

제품보증 활동을 통해 최고 수준의 신뢰성을 보유하도록 설계하면 좋겠지만 인공위성의 크기, 무게와 같은 물리적인 제약과 개발 일정, 비용 등 사업적인 제약을 고려한다면 목표 수명을 설정하고, 목표 수명 기간 동안의 신뢰도 목표값을 만족하는 최적의 설계가 필요하다.

신뢰도 분석 시 부품 특성을 임의로 적용할 경우 실제 값과 많은 차이가 발생하여 신뢰도 분석 자료의 활용이 불가능할 수도 있다. 그러므로 분석의 정확도를 향상시키기 위해서는 운용개념 분석을 통한 정확한 운용환경과 부품 특성이 적용된 고장률 정보가 입력되어야 한다.

인공위성의 운용개념은 궤도와 목적에 따라 다양하며, 신뢰도 목표값과 예측값 역시 이를 고려해야 한다. 목표값은 이를 고려했지만, 예측을 수행하는 기관에서 이를 고려하지 못하여 분석을 진행하는 경우 잘못된 신뢰도 예측 결과를 도출하게 된다. 이에 따라 목표값을 충족하지 못하는 경우 개발 일정 지연, 비용 상승 등의 문제점이 발생할 수 있다. 따라서, 신뢰도 예측 시 인공위성의 운용개념을 고려할 필요가 있다.

본 연구에서는 2장 본문에서 인공위성의 신뢰도 예측에 적용되는 분석 이론과 인공위성의 운용개념에 대해

정의하였으며, 실제 사례 연구를 통해 운용개념 설정이 신뢰도 예측에 미치는 영향을 확인하고, 3장 결론에서 운용개념 설정이 신뢰도 예측의 정확도 향상에 미치는 영향과 이에 따른 일정 및 비용 절감 효과에 대해 고찰하였다.

## 2. 본론

### 2.1 인공위성 신뢰도 분석 모델

인공위성의 신뢰도 예측을 위해서는 인공위성의 특성에 맞는 신뢰도 분석 모델 선정이 필요하다. 신뢰도는 신뢰성을 정략적인 척도로 나타내는 것이며, 신뢰성이란 명시된 조건에서 규정된 기간 동안 정해진 기능을 수행할 수 있는 확률을 의미한다[1]. 제품의 특성에 따른 신뢰도 척도가 정해지면, 부품 단위의 고장률을 분석하고 그 결과를 시스템 단위의 신뢰도 분석 모델에 반영하여 신뢰도 예측값을 확인할 수 있다.

#### 2.1.1 신뢰도 척도

신뢰도 척도는 개발하는 제품의 유형, 운용개념, 개발 요구사항에 따라 여러 형태로 표현할 수 있다. 일반적인 지상 무기체계에서는 고장 간 시간의 평균(MTBF: Mean Time Between Failure, 이하 MTBF), 고장 간 거리의 평균(MKBF: Mean Kilometers Between Failure)을 주요 척도로 사용한다. 이는 고장 시 정비가 가능하다는 특성이 고려되었으며, 운용 기간 동안 고장빈도를 예측하고 주요 수리 부속 선정, 인력 소요 판단 등에 활용될 수 있다. 인공위성은 지상 무기체계와 다르게 하드웨어 고장 시 정비가 불가능하므로 위에서 언급된 MTBF와 같은 척도를 사용할 수 없다. 전자장비 신뢰성 설계 가이드북인 MIL-HDBK -338B에 따르면, 설계 목적에 따라 목표 수명까지 생존할 확률 또는 MTBF를 척도로 선정하여 신뢰도 예측을 수행하도록 가이드하고 있으며, 인공위성은 정비가 불가능하므로 Eq. (1)과 같이 목표 시간 동안 고장 없이 임무를 수행할 수 있는 확률을 인공위성의 신뢰도 척도로 사용한다[2].

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad (1)$$

Where, t denotes time,  $\lambda$  denotes failure rate

#### 2.1.2 부품 고장률 분석

신뢰도 분석의 기초 데이터는 시스템을 구성하는 각

부품의 고장률을 분석하는 것이다. 부품의 고장률을 분석하는 규격으로는 MIL-HDBK-217F, RIAC (Reliability Information Analysis Center)의 217 Plus, Telcodia, EPRD(Electronic Parts Reliability Data) 등의 규격이 있다. 무기체계 개발 시 신뢰도 예측에서는 MIL-HDBK-217F를 기본 규격으로 적용하며, 인공위성 시스템의 신뢰도 예측 역시 동일 규격을 주로 적용하고 있으며, 규격 내 분석 방법으로는 부품 수량 분석(Part Count Method)과 부품 부하 분석(Part Stress Analysis)이 있다[3]. 이중 부품 부하 분석이 부품 수량 분석보다 부품의 특성과 변수(전압비, 전류비, 운용 전력 등)를 더 많이 적용하므로, 인공위성 시스템의 고장률 분석은 부품 부하 분석으로 수행하기로 한다. 다목적실용위성 2호, 정지궤도 기상 관측 위성의 신뢰성 분석 사례에서도 MIL-HDBK-217F의 부품 부하 분석을 적용하였다[4,5].

### 2.1.3 신뢰도 블록 다이어그램

부품별 고장률 분석 완료 후 상위 구성품, 서버 시스템, 시스템 단위의 신뢰도를 예측하기 위하여 신뢰도 블록 다이어그램(Reliability Block Diagram)을 활용한다. 신뢰도 블록 다이어그램은 고장나무 분석(Fault Tree Analysis), 마코브 체인(Marcov Chain) 등 다른 신뢰성 모형 대비 인공위성 시스템의 신뢰도 예측에 적합하여 여러 인공위성 신뢰도 예측 사례에 적용되었다. 다목적실용위성 2호 신뢰성 분석과 기능분석을 통한 인공위성의 신뢰도 예측 등의 사례에서도 신뢰도 블록 다이어그램을 사용하여 신뢰도 예측을 수행하였다[4,6].

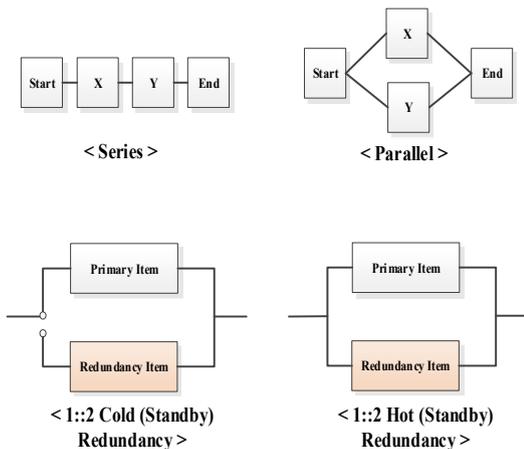


Fig. 1. Reliability Block Diagram Example

Fig. 1에서 보는 바와 같이 병렬(Parallel) 구조, 이중화(Redundancy) 구조 등 시스템의 하드웨어 및 기능 구조에 따라 신뢰도 블록 다이어그램을 구성할 수 있다. 인공위성의 경우 대부분 이중화 구조로 구성되어 있으며, 이중화 구조는 메인(Primary) 아이템에만 전원이 인가되었다가 고장 시 이중화 아이템에 전원이 인가되는 Cold Standby 형태와 이중화 아이템에도 항상 전원이 인가된 상태로 대기하는 Hot Standby 형태로 구분된다.

## 2.2 인공위성의 운용개념

본 연구에서는 인공위성의 운용개념이 신뢰도 예측에 미치는 영향을 분석하기 위하여, 인공위성의 종류와 운용개념을 정리하였다.

### 2.2.1 사용 목적에 따른 분류

인공위성의 분류는 사용 목적에 따라 분류할 수 있다. 지구와 지구 주변 환경에 대한 과학실험에 활용하는 과학위성(Scientific Satellite), 군사적 목적으로 사용하는 군사위성(Military Satellite), 지구 표면 및 대기 등을 관찰하는 원격탐사위성(Remote Sensing Satellite), 위치정보를 전달하는 항행위성(Navigation Satellite), 통신위성(Telecommunication Satellite), 기상관측을 주목적으로 하는 기상관측위성(Meteorological Satellite) 등이 있다[7].

### 2.2.2 궤도에 따른 분류

인공위성은 고도에 따라 저궤도(LEO: Low Earth Orbit) 위성, 중궤도(MEO: Middle Earth Orbit) 위성, 정지궤도(GEO: Geostationary Orbit) 위성으로 분류할 수 있다. 인공위성이 지구 주위를 이탈하거나 지구로 떨어지지 않기 위해서는 원심력이 필요하다. 따라서, Table 1에서 보는 바와 같이, 궤도에 따라 공전 속도가 다르며, 1일 동안 공전하는 횟수 역시 궤도에 따라 다르다. 저궤도, 중궤도 위성은 공전 주기에 따라 특정 상공에서만 전원이 인가되고 임무를 수행하는 하부 구성품이 존재할 수 있으며, 정지궤도의 경우 특정 상공에 계속 위치하므로 대부분의 하부 구성품이 지속적으로 전원이 인가되고 임무를 수행하고 있다고 판단할 수 있다. 인공위성의 궤도는 사용 목적에 따라 정해진다. 예를 들어, 기상관측위성의 경우 정지궤도에 위치하여 특정 지역을 지속적으로 관측하고, 정찰위성은 특정 지역 촬영 등의 임무를 수행하기 위하여 저궤도에 위치하며 특정 상공을

지나는 경우에만 주 임무를 수행한다.

따라서, 인공위성의 운용개념은 인공위성의 사용 목적 및 궤도와 관련이 있다.

Table 1. Number of Mission per Satellite Altitude

Satellite Altitude	Number of Revolution	Number of Mission
200	16	16
1200	13.2	13
36000	1	Permanent

부품 고장률 분석의 규격인 MIL-HDBK-217F의 부품 부하 분석은 전원이 인가된 상태에서 부품에 가해지는 스트레스들을 요소로 하여 고장률을 분석한다. 따라서, MIL-HDBK-217F의 부품 부하 분석을 통해 얻어진 부품의 고장률은 상시 전원 인가 상태에서의 고장률임을 알 수 있다. 그러므로 상시 전원 인가 상태가 아닌 운용 개념을 반영하기 위해서는 전원 미인가 상태의 고장률에 대해 고려하여 반영할 필요가 있다.

결론적으로 인공위성의 신뢰도 예측에서도 인공위성의 사용 목적, 궤도, 하부 구성품의 전원인가 상태에 대한 운용개념 분석이 우선되어야 한다는 것을 알 수 있다.

### 2.3 사례 연구

본 연구에서는 특정 인공위성의 서브 시스템인 SSS (SAR Sensor Subsystem)의 신뢰도 분석 사례를 통해 운용개념이 신뢰도 예측 결과에 미치는 영향을 연구하였다. 보안성을 위해 인공위성의 명칭은 공개하지 않으며 내부 아이템의 명칭 및 데이터를 수정하였고, 실제 데이터와는 차이가 있다.

#### 2.3.1 운용개념별 비교 분석 조건

SSS의 하위 구성품 중 시스템 제어장치(SCE: System Control Electronics, 이하 SCE)의 운용개념을 다르게 설정하여, 하위 구성품의 운용개념이 시스템 신뢰도에 미치는 영향을 확인하였다.

Table 2에서 보는 바와 같이 동일한 설계를 하는 장비에 대해 다른 분석 조건은 모두 동일하게 적용하고, SCE의 B, C 모듈 운용개념을 3가지 경우로 다르게 적용하여 목표 수명 5.5년 동안 고장 없이 임무를 수행할 신뢰도 예측 분석 결과를 비교하였다. Example 1은 SCE의 B, C 모듈이 목표 수명 기간 동안 지속적으로 전원

인가되고 운용되는 개념이며, Example 2와 Example 3는 사용 목적에 따라 각각 50%, 20% 기간 동안만 전원이 인가되고 운용되는 개념으로 분석 조건을 설정하였다.

Table 2. Reliability Analysis Conditions of Example 1/2/3

Classification	Example 1	Example 2	Example 3
Lifetime	5.5 years		
Spec.	MIL-HDBK-217F N2		
Analysis Method	Part Stress Method		
Environment	SF		
Ambient Temperature	55 °C		
Derating Rule	Apply		
Orbit Time	Approxiamte 90 mins		
Duty Cycle (B/C Module of SCE)	100 %	50 %	20 %

#### 2.3.2 운용개념별 신뢰도 예측 비교 결과

Table 2의 조건에 따라 Example 1, 2, 3 각 모듈의 전원 인가 상태에서의 고장률(FIT: Failure in Time)을 분석하였고, Duty Cycle을 적용한 모듈의 최종 고장률은 Eq. (2)와 같이 계산하였다. Duty Cycle 조건에 차이를 둔 SCE의 B/C 모듈은 Example 별 고장률의 차이를 보이며, 나머지 모듈은 동일한 고장률임을 Table 3에서 확인할 수 있다.

이때, 전원 미인가 상태에서의 고장률은 전원 인가 상태의 10%로 가정하였다. MIL-HDBK-217F에서는 부품의 분류에 따라 고장률 모델을 제시하고 있으며, Microcircuit 부품의 고장률 수식은 Eq. (3)과 같다. 각 요소 중 전원 인가 여부에 따라 값이 변경되는 요소는  $\pi_T$  값이며, 부품과 인쇄회로기판의 접점 온도에 따라 영향을 받고, 별도 수식을 통해 계산된다. 전원이 인가되면 발열이 발생하고 부품에 스트레스를 주게 된다. 기본적으로 고장률은 전원 인가 상태에서의 사용하는 최대 전력, 전압, 전류 등을 반영하여  $\pi_T$  값을 최대로 적용하게 되고, 미인가 상태에서는  $\pi_T$  값이 상대적으로 작게 적용된다. 전원 인가 여부에 따라 변경되는 요소들로 인하여, 전원 미인가 상태의 고장률을 별도 고려하였다. 부품의 분류에 따라 고장률 수식이 다르고, 사용 최대 전력, 전압, 전류 등의 값이 다르고, 시스템에 따라 다르겠지만 본 연구에 적용된 사례에서는 서브 시스템 기준 약 10%로 분석되었다.

$$FIT(\lambda) = FIT(\lambda_{on}) \times t_{on} + FIT(\lambda_{off}) \times t_{off} \quad (2)$$

Where,  $\lambda$  denotes module failure in time,  $\lambda_{on}$  denotes module on failure rate,  $\lambda_{off}$  denotes module off failure rate,  $t_{on}$  denotes module on time,  $t_{off}$  denotes module off time

$$\lambda = (C_1\pi_T + C_2\pi_E) \times \pi_Q \times \pi_L \quad (3)$$

Where,  $\lambda$  denotes microcircuit part failure rate,  $C_1$  denotes complexity factor for gates number,  $\pi_T$  denotes temperature factor based on junction temperature,  $C_2$  denotes complexity factor for the package type,  $\pi_E$  denotes operating environment factor,  $\pi_Q$  denotes quality inspection and test factor,  $\pi_L$  denotes the learning factor based on years in production

Table 3. Failure in Time of Each Module for Example 1/2/3

Item (Module)	Failure in Time (Failures / $10^9$ Hours)			
	Example 1	Example 2	Example 3	
SCE	A	4,767	4,767	4,767
	B	1,298	713.9	363.44
	C	964	530.2	269.92
D	1,162	1,162	1,162	
E	3,981	3,981	3,981	

SSS의 신뢰도 블록 다이어그램은 Fig. 2와 같으며, SSS 이중화 및 다중화 설계 구조는 3개의 블록으로 구분할 수 있다. Block 1은 본 연구의 주요 장치인 SCE가 포함되고, 내부적으로 Cold Standby 형태의 이중화 구조로 설계되었다. 예를 들어, 메인(Primary) E 아이템 고장 시, E 장치뿐만 아니라 A, B, C, D 모두 메인 아이템에서 이중화(Redundancy) 아이টে으로 운영되는 구조로 설계되었다.

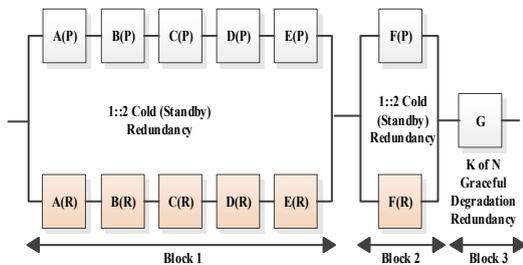


Fig. 2. SSS Reliability Block Diagram

각 모듈별 계산된 고장률 분석 결과를 Fig. 2와 같은 신뢰도 블록 다이어그램에 적용하여, 신뢰도 예측 프로그램인 Windchill Quality Solution의 OpSim 도구를 통해 SSS의 최종 5.5년 수명 기간 동안의 신뢰도를 예측한다.

Block 2(F Item)와 Block 3(G Item)의 신뢰도 데이터는 보안을 위하여 수정된 데이터를 적용하고, 운용개념별 분석 조건에 따라 Example 별 차이가 없는 데이터이므로 Example 1/2/3 모두 동일한 데이터로 적용하였다. Block 1은 본 연구의 핵심 비교 대상인 모듈이 포함되므로, Table 3의 고장률 분석 결과를 적용한 신뢰도 예측값을 적용하였다.

SSS의 신뢰도 예측값은 최종적으로 Block 1/2/3 신뢰도의 곱셈으로 계산되며, 그 결과는 Table 4와 같다.

Table 4. Reliability at 5.5 years for Example 1/2/3

Example	Reliability			
	Block 1	Block 2	Block 3	SSS
1	0.86999	0.98	0.97	0.82701
2	0.88690	0.98	0.97	0.84309
3	0.89675	0.98	0.97	0.85245

실제 분석 대상이 된 인공위성은 저궤도 인공위성이며 SSS의 하부 구성품 및 모듈별 운용개념은 Table 5에서 보는 바와 같다. 지구를 하루에 약 16회 정도 공전하며, 공전 시간은 90분이다. 1회 공전에 Table 5에서 표현된 STANDBY부터 OP까지의 단계를 수행하게 되고 이 전체 시간이 90분이라고 할 수 있다. 비교 분석 모듈로 설정한 SCE의 B, C 모듈은 PRE-OP부터 OP 단계까지만 전원 인가 및 임무를 수행한다. PRE-OP 시간 10분, SILENT 시간 5분, OP 시간 2.5분으로 SCE의 B, C 모듈의 운용 시간은 1회 공전 시 17.5분에 해당하며, 전체 운용개념의 약 20%에 해당한다. 즉, 신뢰도 예측 시 운용개념을 고려한다면 분석 조건을 Example 3과 같이 적용하는 것이 옳다.

Table 5. Power Configuration in Each Mission State

Item (Module)	STANDBY	STANDBY REFUSE	PRE-OP	SILENT	OP
SCE	A	ON	ON	ON	ON
	B	OFF	OFF	ON	ON
	C	OFF	OFF	ON	ON
D	ON	ON	ON	ON	ON
E	ON	ON	ON	ON	ON

분석 대상 인공위성의 서브 시스템인 SSS의 신뢰도 목표값은 0.85였다. Table 4의 신뢰도 분석 결과에 따르면 Example 3의 경우 신뢰도 목표값을 만족하도록 설계되었다고 확인할 수 있고, Example 1/2는 목표값을 만족하지 못하게 설계되었다고 판단할 수 있었다. 만약, Table 5에서 보는 바와 같은 운용개념에 대한 정의가 없었다면, 신뢰도 분석 기준이 Example 1로 정의되었을 것이고, 결과적으로 신뢰도 목표값을 만족하지 못한 설계로 판단되어 설계 변경하였을 것으로 예상된다. 설계 변경은 개발 간 어느 시점이나에 따라 그 영향이 달라지겠지만, 설계 변경 후 신뢰도 재분석 등을 고려하면 일정 지연에 대한 영향성은 크다고 볼 수 있다. 만약, 신뢰도 분석 시점이 늦어져 시험단계 등에서 신뢰도 미충족이 확인되었다면 재설계, 재제작 및 재시험으로 인한 일정 지연과 비용 상승까지 영향이 있었을 것이다.

운용개념 조건을 다르게 하여 신뢰도 예측을 수행하는 비교 분석 결과를 통해 운용개념을 초기부터 명확하게 확인하지 않는 경우 신뢰도 예측의 오류를 발생시키고 이로 인해 일정 및 비용 상승으로 연결된다는 점을 확인할 수 있었다.

### 3. 결론

인공위성 운용 시 하드웨어 정비가 불가능한 만큼 인공위성의 신뢰성은 매우 중요하다. 따라서, 신뢰도 예측 시 분석 조건들을 매우 정확하게 설정할 필요성이 있고, 분석 조건 중 운용개념이 신뢰도 예측에 미치는 영향을 확인하기 위한 목적으로 연구를 진행하였다. 본 연구의 결과로, 모듈 2개의 운용개념 차이로 인한 고장률의 작은 차이로도 목표 수명 기준의 신뢰도 목표 충족 여부에 큰 영향을 미치는 것을 확인할 수 있었다.

민간뿐만 아니라 방위산업에서도 신뢰도 예측은 많이 발전하였고, 경험이 많은 분야이다. 다양한 유사 체계 개발 경험 등으로 운용개념 등의 분석도 잘 이루어지고 있다. 하지만, 인공위성의 경우 사업 및 제작 수량이 적을 뿐만 아니라 개발 경험 인력이 적다고 볼 수 있다. 따라서, 신뢰도 예측과 실 장비 운용 결과를 비교해보기 어려운 제한점이 있다. 인공위성도 다양한 사례 연구가 진행된다면, 예측 당시의 신뢰도와 실제 목표 수명 기간 동안의 운용 결과를 비교 연구하여 신뢰성 향상에 도움이 될 것이다.

다음 연구에서는 본 연구 대상 인공위성의 실제 운용

결과를 획득하여, 개발 시 분석한 신뢰도 예측과 비교분석을 통하여 운용개념 반영의 영향성을 검증하고, 신뢰도에 큰 영향을 미치는 또 다른 요소 식별에 대해 연구할 계획이다.

마지막으로 본 논문의 연구 결과를 통한 연구 효과로서, 앞으로 확장될 우주 산업과 인공위성 개발 분야에서 신뢰도 분석 연구원들이 신뢰도 예측을 수행할 때 운용개념에 대한 정확한 이해의 중요성 및 필요성을 인식하는 데 많은 도움이 되기를 기대한다.

### References

- [1] Department of Defense, "MIL-HDBK-338B: Electronic Reliability Design Handbook", p.1046, Military Handbook Washington(DC): Department of Defense(US), 1998, pp. 3-16.
- [2] Department of Defense, "MIL-HDBK-338B: Electronic Reliability Design Handbook", p.1046, Military Handbook Washington(DC): Department of Defense(US), 1998, pp. 5-18, 6-2.
- [3] Department of Defense, "MIL-HDBK-217F Notice 2: Reliability Prediction of Electronic Equipment", p.205, Military Handbook Washington(DC): Department of Defense(US), 1995, pp. 3-2.
- [4] C. H. Lee, "Reliability Prediction and FMECA for KOMPSAT-2", *Korea Aerospace Research Institute*, Vol.2, No.1, pp.44-53, Aug. 2003.
- [5] C. H. Lee, Y. G. Kim, S. T. Lee, Y. S. Chun, "Reliability Analysis for Geostationary Meteorological Satellite", *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol.12, No.2, pp.75-82, Dec. 2014.
- [6] K. H. Yoo, G. Y. Kim, Y. G. Ahn, D. W. Cha, G. H. Shin, "Reliability Prediction of Satellite by Function Analysis", *Journal of applied reliability*, Vol.15, No.1, pp.44-51, Mar. 2015.
- [7] ScienceTimes, Types of Satellites, ScienceTimes, c2005[cited 2005 June 26], Available From: <https://www.sciencetimes.co.kr/news/인공위성의-종류/?cat=132> (accessed Aug. 17, 2022)

최 효 준(Hyo-Jun Choi)

[정회원]



- 2011년 8월 : 고려대학교 산업시스템정보공학과 (공학학사)
- 2011년 8월 ~ 2014년 7월 : 삼성 SDS
- 2015년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 IPS연구소 선임연구원

<관심분야>

국방/과학, 신뢰성, 최적화, 데이터분석, 시뮬레이션

강 승 협(Seung-Hyeob Kang)

[정회원]



- 2022년 2월 : 한양대학교 기계공학부 (공학학사)
- 2022년 2월 ~ 현재 : LIG넥스원 IPS연구소 연구원

<관심분야>

국방/과학, 신뢰성, 데이터분석

이 정 훈(Jung-Hoon Lee)

[정회원]



- 2006년 8월 : 한양대학교 정보경영공학 (공학학사)
- 2008년 8월 : 한양대학교 대학원 산업공학 (공학석사)
- 2008년 7월 ~ 현재 : LIG 넥스원 IPS연구소 수석연구원

<관심분야>

국방/과학, 통계/품질, 신뢰성

안 재 현(Jae-Hyun Ahn)

[정회원]



- 2001년 2월 : 홍익대학교 기계공학과 (공학학사)
- 2012년 2월 : 성균관대학교 기술경영학과 (공학석사)
- 2001년 3월 ~ 현재 : LIG넥스원 IPS연구소 수석연구원

<관심분야>

국방/과학, 통계/품질, 기술경영