

저궤도위성의 전력계 및 자세제어계 고장 관리 설계 검증시험

이상록*, 전현진**, 전문진***, 임성빈****

Fault Management Design Verification Test for Electrical Power Subsystem and Attitude and Orbit Control Subsystem of Low Earth Orbit Satellite

Sang-Rok Lee*, Hyeon-Jin Jeon**, Moon-Jin Jeon***, Seong-Bin Lim****

Abstract

Fault management design of the satellite describes preparations for failures which can occur during operational phase. Fault management design contains detection and isolation function of anomaly, and also it contains function to maintain the satellite in safe condition until the ground station finds out a cause of failure and takes a countermeasure. Unlike normal operation, safing operation is automatically performed by Power Control and Distribution Unit and Integrated Bus Management Unit which loads Flight Software without intervention of ground station. Since fault management operation is automatical, fault management logic and functionality of relevant hardware should be thoroughly checked during ground test phase, and error which is similar to actual should be carefully applied without damage. Verification test for fault management design is conducted for various subsystems of satellite. In this paper, we show the design process of fault management design verification test for Electrical Power Subsystem and Attitude and Orbit Control Subsystem of Low Earth Orbit satellite flight model and the test results.

초 록

위성 운용 중 발생할 수 있는 오류에 대한 대비를 고장 관리 설계라고 한다. 고장 관리 설계는 위성에 이상 현상이 나타나는 경우 감지하고 고립시키며, 지상에서 위성과의 접속한 이후 오류 상황을 파악하고 대응책을 마련할 때까지 위성을 안전한 상태로 유지하는 기능을 포함한다. 안전 모드 운용은 정상 운용과는 다르게 비행 소프트웨어를 탑재한 탑재 컴퓨터와 전력 제어 및 분배 장치 주관 하에 지상국의 접속 없이 이루어진다. 오류 발생 시 고장 관리 설계에 따라 자동화된 동작이 이루어지는 만큼 지상 시험 단계에서 고장 관리 로직 및 관련 하드웨어가 설계된 대로 동작하는지를 철저히 검증해야 한다. 또한 실제와 유사한 오류를 위성에 손상 없이 인가해야 한다. 고장 관리 설계 검증시험은 위성을 구성하는 다양한 부분체에 대해서 수행되나 본 논문에서는 저궤도 위성의 비행 모델을 대상으로 수행된 자세제어계와 전력계 시험의 설계에 대해 서술하고 결과에 대해 정리하였다.

키워드 : 저궤도(Low Earth Orbit), 위성(Satellite), 고장관리(Fault Management), 설계(Design), 시험(Test), 전력계(Electrical Power Subsystem), 자세제어계(Attitude and Orbit Control Subsystem)

접수일(2013년 8월 29일), 수정일(1차 2013년 10월 18일), 게재 확정일(2013년 11월 1일)

* 다목적실용위성3A호체계팀/sangrok@kari.re.kr,

** 다목적실용위성3A호체계팀/hjeon@kari.re.kr,

*** 다목적실용위성3A호체계팀/mjjeon@kari.re.kr,

**** 다목적실용위성3A호체계팀/sblim@kari.re.kr

1. 서 론

위성의 기능이 복잡해지고 자동화됨에 따라 운용 중에 발생할 수 있는 다양한 오류에 대한 대비가 필요하다[1]. 이러한 오류에 대한 대비를 고장 관리(Fault Management) 설계라고 한다. 고장 관리 설계는 위성에 고장이나 이상 현상이 나타나는 경우 감지하고 고립시키며, 지상에서 위성과 접속한 이후 오류 사항을 파악하고 대응책을 마련할 때까지 위성을 안전한 상태로 유지하는 기능을 포함한다. 안전 모드 운용은 일반적으로 지상국 접속을 통해 위성의 상태를 파악하고 일련의 명령을 전송함으로써 이루어지는 영상 촬영 및 수신, 궤도 이동 등과 같은 정상 운용과는 다르게 비행 소프트웨어(Flight Software)를 탑재한 탑재 컴퓨터(Integrated Bus Management Unit, IBMU)와 전력 제어 및 분배 장치(Power Control and Distribution Unit, PCDU) 주관 하에 지상국의 접속 없이 이루어진다는 점에서 큰 차이가 있다. 위성에 오류 발생 시 고장 관리 설계에 따라 자동화된 동작이 이루어지는 만큼 지상 시험 단계에서 고장 관리 로직 및 관련 하드웨어가 설계된 대로 동작하는지를 철저히 검증함으로써 고장 관리 설계의 신뢰도를 높이는 것은 매우 중요하다. 또한 고장 관리 설계 검증은 위성이 정상 운용 중일 경우에는 발생하지 않는 항목을 시험하는 것이기 때문에 실제와 유사한 오류를 위성에 손상 없이 인가하고 고장 관리 기능을 효율적으로 확인할 수 있도록 시험을 설계해야 한다.

고장 관리 설계 검증시험은 위성을 구성하는 다양한 서브시스템(Subsystem)에 대해서 수행되나 본 논문에서는 자세제어계(Attitude and Orbit Control Subsystem)와 전력계(Electrical Power Subsystem)에 대해 다룬다. 저궤도위성의 전력계 및 자세제어계 고장 관리 설계 검증시험은 비행 모델을 대상으로 수행되었다. 2절에서는 시험 목적 및 항목을 정하는 설계에 관해서 서술하고, 3절에서는 수행된 시험의 결과에 대해서 정리하며, 4절에서는 결론을 맺는다.

2. 전력계 및 자세제어계 고장 관리 설계 검증시험 설계

2.1 고장 관리 설계 검증시험 목적 설정

2.1.1 전력계

전력계는 태양전지판, 전력 조절 및 분배 장치, 배터리 및 관련 하니스(Harness)로 구성되며 전체 임무 기간 동안 위성 운용에 필요한 전력을 공급하는 역할을 한다[2]. 위성 운용 중에 전력계에서 발생 가능한 오류의 전과를 최소화함으로써 위성을 안전한 상태로 유지하기 위한 고장 관리의 크게 세 가지 범주로 나눌 수 있다. 첫째 지상 접속 하에 수행되는 태양전지판 전개 확인 실패 시 위성에 탑재된 로직에 의해 수행되는 태양전지판 전개 확인 및 재시도 부분, 둘째 정상 운용 중 전력계 및 부하에 이상이 발생하거나 과도한 임무수행으로 인해 배터리 전압이 비정상적으로 감소하는 경우 또는 과전류 나 과전압이 발생하는 경우 이를 감지하고 위성의 전압 강하를 최소화시키는 조치를 취해 위성을 안전한 상태로 유지하는 부분, 셋째 배터리의 온도 및 셀(Cell)의 이상을 모니터링하는 부분이다. 이러한 사항이 반영된 전력계 고장 관리 설계 검증을 위한 시험 목표의 세부 사항은 아래와 같다.

1) 위성에 탑재된 태양전지판 전개 확인 및 재시도 로직 검증 : 위성이 발사체에서 분리되고 탑재 컴퓨터 부팅 및 초기화 과정을 거친 후 태양전지판 전개 및 안전모드 운용에 필요한 Relative Timed Command Sequence(RTCS)가 실행된다. 이후 위성의 자세가 안정화되고 낮(Daylight)인 시점에서 지상국 접속을 통해 태양전지판 전개를 확인한다[3]. 지상 주도하에 수행되는 태양전지판 전개 확인이 실패하는 경우 위성에 탑재된 태양전지판 전개 확인 및 전개 로직 실패 시 재시도 로직이 사용된다. 이러한 고장 관리 로직이 비상 상황에서 정상적으로 동작하는지 확인하는 것이 필요하다.

2) 전력계 및 부하 이상 발생 감지 로직 검증 : 과도한 미션을 수행하거나 부하 및 전력계의

고장으로 인해 배터리 충전 상태 및 소모 전류에 의해 결정되는 버스 전압이 비정상적으로 감소하는 경우 또는 과전류나 과전압이 감지되는 경우 전력 소모를 최소화시켜 추가적인 전압 강하를 방지하고 전력계를 보호하기 위한 조치를 취하는 고장 관리 로직의 검증이 필요하다[4].

3) 전지(Battery) 온도 감지 및 셀(Cell) 우회(Bypass) 로직 검증 : 위성에 장착된 배터리는 성능 및 수명 보장을 위한 동작 온도 범위를 가진다. 따라서 배터리의 동작 온도가 정상 범위를 초과하는 경우 안전 조치를 취하는 고장 관리 로직을 검증할 필요가 있다. 또한 임무 수행에 필요한 용량 달성을 위해 병렬-직렬로 구성된 배터리의 특정 셀(Cell)에 고장이 발생하는 경우 고장난 셀(Cell)을 우회(Bypass) 시키는 고장 관리 로직도 함께 검증되어야 한다.

2.1.2 자세제어계

자세제어계는 전체 임무 기간 동안 다양한 센서 및 구동기를 사용해서 위성의 궤도 및 자세를 적합하게 제어하는 역할을 한다[5]. 탑재 컴퓨터(Integrated Bus Management Unit, IBMU)에 탑재된 비행 소프트웨어에 의해 수행되는 자세제어계 고장 관리는 위성의 자세를 모니터링하는 부분과 유닛의 정상 동작 상태를 모니터링하는 부분으로 나눌 수 있다. 이와 같은 사항이 반영된 고장 관리 설계 검증을 위한 시험 목표의 세부 사항은 아래와 같다.

1) 위성자세제어 상태 모니터링 로직 검증 : 위성이 정상 운용 중인 경우 모든 자세제어계 모드에서 위성의 3축(Roll, Pitch, Yaw) 각속도가 특정 수준 이하로 유지되어야 한다. 자세제어계 이상으로 인해 각속도가 허용 수준을 초과하는 경우 위성을 안전한 상태로 전환하도록 되어 있는 고장 관리 로직의 검증이 필요하다.

2) 위성 태양 지향 상태 모니터링 로직 검증 : 낮(Daylight) 구간에서 위성이 태양 지향 모드이거나, 추력기나 휠을 사용한 안전모드인 경우 위성이 태양을 수직으로 지향하도록 함으로써 전력 생성을 위한 최적의 조건을 유지해야 한다. 위성의 자세제어에 문제가 발생해서 정상적인 태양

지향이 안 되는 경우 위성을 안전한 상태로 전환하고 전력 생성을 위한 최적의 조건을 유지하도록 하는 고장 관리 로직의 검증이 필요하다.

3) 자세제어계 유닛 정상 동작 여부 모니터링 로직 검증 : 자세제어에 사용되는 구동기(Reaction Wheel Assembly) 및 센서(Star Tracker Assembly, Gyro Reference Assembly) 등에 문제가 발생하는 경우 위성을 안전한 상태로 전환하거나, 해당 유닛의 다른 조합을 사용해서 다시 사용하기 위한 초기화 절차를 수행하는 고장 관리 로직의 검증이 필요하다.

2.1.3 오류 전파 차단 조치

전력계와 자세제어계 고장 관리 로직은 오류 발생을 모니터링하며 오류가 발생하는 경우 아래와 같은 조치를 취함으로써 오류의 전파를 차단한다. 오류 발생 시 전파를 차단하는 조치가 적절하게 취해지는지 확인하는 것이 필요하다.

1) 주요한 오류가 발생해서 위성의 정상 운용이 불가능한 경우 모든 고장의 영향을 없애기 위해서 지상에서 미리 선정해 놓은 모듈과 컴포넌트의 데이터에 따라 위성의 형상을 재구성(Reconfiguration) 한다. 재구성 이후 안전화 Relative Timed Command Sequence(RTCS) 실행을 통한 안전모드 전환, 위성의 부(Redundant) 장치를 사용한 안전모드 운용, 부하의 전원 제거(Load Shedding), 아무런 조치 안함(No Action) 등의 조치가 취해진다. 단 전력 조절 및 분배 장치 전원의 고장인 경우에는 현재 상태와 관계 없이 하드웨어 수준에서 직접적으로 부(Redundant) 모듈을 통하여 전원을 공급할 수 있도록 자동 설정이 이루어지게 하거나 부하의 전원 제거(Load Shedding) 등의 조치를 취한다.

2) 위성의 재구성 없이 오류의 전파를 차단할 수 있는 경우, 해당 오류 차단을 위한 명령 모음(Command Set)으로 이루어진 Relative Timed Command Sequence(RTCS)가 실행 되도록 한다.

3) 위성의 정상 운용이 가능한 정도의 사소한 고장은 래칭 전류 제한기(Latching Current Limiter) 등의 하드웨어 수준에서 처리된다(하드웨어의 기능이므로 추가로 검증하지 않는다)[6].

2.2 시험항목 선정

전력계 및 자세제어계 시험 목적을 바탕으로 선정된 시험 항목은 총 13가지로 각 시험 항목에 대한 설명과 고장 발생 시 취해지는 조치는 아래와 같다.

2.2.1 전력계 시험 항목

1) 태양전지판 전개(Solar Array Deployment) : 태양전지판 전개 성공 여부는 원칙적으로 지상에서 판단한다. 그러나 지상에서 판단이 불가능한 경우 탑재 소프트웨어 로직에 의해 판단된다. 태양전지판 전개 성공 여부 판단은 전력제어 및 분배 장치 내부에 존재하는 두 개의 태양전지판 조절기(Solar Array Regulator)의 입력 전류가 1A 이상인 경우를 기준으로 한다. 태양전지판 전개 확인 1회 실패 시 위성이 재구성(Reconfiguration) 하고 이후 위성의 부(Redundant) 측을 사용해서 다시 시도하며, 2회 실패 시 별도의 조치 없이, 지상국 명령을 기다린다.

2) 전지의 최대 온도 초과(Battery Temperature Out of High Limit) : 위성에 장착된 배터리의 동작 허용 온도는 10~40도이다. 배터리 온도가 해당 범위를 벗어나는 경우 성능 및 수명을 보장할 수 없게 된다. 따라서 고장 관리 설계에는 배터리에 설치된 6개의 서미스터(Thermistor, 온도에 따라 저항이 변하는 소자)를 이용해서 온도를 모니터링하고 허용 온도 범위를 벗어나면 안전 조치를 취하는 내용이 반영되어 있다. 오류 발생 시 위성이 안전모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 한다.

3) 전지 우회 동작(Battery Bypass Operation) : 위성에 장착된 배터리는 임무 수행에 필요한 용량을 달성하기 위해서 4병렬-12직렬(4Parallel-12Series) 구조로 제작되어 있다. 위성 운용 중 특정 배터리 셀(Cell)에 고장(Failure)이 발생하는 경우 배터리의 정상적인 사용이 불가능하다. 따라서 고장 관리 설계는 고장(Failure)이 발생한 셀(Cell)을 우회(Bypass) 시키는 기능을 포함하고 있다. 셀에 고장 발생 시 전지는 신호

(Smart Signal)를 발생시키고 해당 신호가 60초 동안 지속될 경우 오류가 발생한 셀을 우회 시키는 RTCS가 실행된다. RTCS가 실행됨으로써 발생한 우회 신호에 의해 고장이 발생한 셀은 우회된다. 오류 발생 시 우회 신호를 발생시키는 RTCS가 실행된다.

4) 소프트웨어에 의한 비조절 버스의 필수가 아닌 부하의 제거(Unregulated Bus S/W DNE) : 위성의 버스 전압은 배터리의 충전 상태 및 소모 전류에 의해 결정되며, 하루를 기준으로 볼 때 42.9V(35% 방전, 1-셀 우회시 39.1V) 이상으로 유지되어야 한다는 조건을 가진다. 고장 관리 로직에는 위성에서 전력을 최대 소모하는 시점(탑재체가 가능한 모든 종류의 촬영 수행, 반작용 휠 정상 동작)에 배터리의 전압이 42.9V 이하로 떨어지는 경우 탑재체의 전원을 차단하는 기능이 포함되어 있다. 오류 발생 시 추가적인 전압 강하를 방지하기 위한 탑재체 전원 차단 RTCS가 실행된다.

5) 중요 파라미터에 의한 필수가 아닌 부하의 제거(Critical Parameter DNE) : S/W DNE 발생 이후에도 버스 전압이 지속적으로 감소한다면 과도한 임무 수행에 의한 전압 강하가 아닌 버스에 장착된 하드웨어의 고장을 의심할 수 있다. 오류 발생 시 고장 관리 로직에 의해 CP DNE가 감지되고 위성이 안전 모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 한다.

6) 비조절 버스의 저전압 감지(Unregulated Bus Under Voltage(UV) Detection) : S/W 및 CP DNE에 상응하는 조치가 취해졌음에도 불구하고 배터리 전압이 셀 손상 가능 전압(32.4V, 1 Cell Bypass 시에도 동일전압) 이하로 내려가는 경우 전력제어 및 분배 장치에 구현된 저전압 감지 기능이 사용된다. 전력제어 및 분배 장치는 저전압 감지 시 탑재 컴퓨터와 S 대역 송수신기를 제외한 모든 유닛의 전원을 차단함으로써 배터리를 보호한다. 오류 발생 시 정상모드에 있는 부하의 전원 제거(Load Shedding) 동작이 수행되고 위성이 안전 모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 한다.

7) 저전압 변환기의 저전압 및 과전류 감지

(Low Voltage Converter Under Voltage and Over Current) : 전력제어 및 분배 장치에는 비조절 버스 전압(50V)을 위성의 장치에서 필요로 하는 전압(+5.2V, +15V, -15V)으로 변환하는 저전압변환기가 포함되어 있다. 저전압 변환기 자체나 저전압변환기에 연결된 부하의 고장으로 인해 과전류 및 저전압이 감지되는 경우 저전압 변환기 및 저전압 변환기에 연결되어 있는 부하에 전원을 공급하는 부분이 주(Primary)에서 부(Redundant) 쪽으로 전환되고 위성이 안전모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 한다.

2.2.2 자세제어계 시험 항목

1) 과도한 자세 변화(Excessive Attitude Rate) : 궤도 운용 중 위성의 각속도는 각속도센서(Gyro Reference Assembly, GRA)에 의해 모니터링 된다. 모든 자세제어계 모드에서 위성의 Roll, Pitch, Yaw 축의 각속도가 자세제어계 로직 내부에서 변환된 값을 기준으로 기준 시간 이상 특정 수준을 초과하는 경우 정상적인 자세제어가 되고 있는 않은 상황이므로 고장 관리 로직에 의해 오류가 감지되고 위성이 안전 모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 한다.

2) 태양 지향 이상(Loss of Sun) : 저궤도 위성은 낮 구간에서 태양 지향 모드 이거나, 추력기나 휠을 사용한 안전모드에 있는 경우 태양전지판이 태양을 수직으로 지향하도록 함으로써 전력생성을 위한 최적 조건을 유지해야 한다. 위성 자세의 태양 지향 정확도 판단을 위해 태양전지판에 부착되어 있는 5개의 저 정밀 태양센서(Coarse Sun Sensor Assembly, CSSA)가 이용된다. 1개는 낮/밤을 구분하기 위함이며 나머지 4개는 출력 전류 차이를 이용해 태양의 입사각을 계산하는데 사용된다. 저 정밀 태양센서를 이용해 계산된 태양 입사각이 일정시간 이상 연속으로 특정 범위를 초과하는 경우 태양을 수직으로 지향하지 않는 경우이므로 위성이 안전모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 한다.

3) 휠 속도 이상(Anomaly Wheel Speed) : 반작용 휠(Reaction Wheel Assembly)을 사용하는 위성의 자세제어 모드에서 정상적인 자세제어가

되고 있는 경우 반작용 휠의 회전속도가 기준속도를 기준으로 정상 동작 범위 내에서 유지되어야 한다. 반작용 휠의 회전속도가 일정시간 이상 연속으로 정상 동작 범위를 초과하는 경우 위성의 자세제어나 반작용 휠에 이상이 발생한 경우이므로 위성이 안전모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 한다.

4) 각속도센서 동작 실패(Gyro Reference Assembly Operation Failure) : 각속도센서는 위성의 모든 운용 모드에서 각속도를 측정하기 위해 사용된다. 각속도센서의 상태에 문제가 발생하는 경우 즉, 위성의 각속도가 0이 되는 등의 오류가 일정 시간 이상 연속으로 발생하는 경우 위성의 자세 제어나 각속도센서에 문제가 발생한 상황이므로 고장 관리 로직에 의해 위성이 안전모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 한다.

5) 각속도센서 선택 실패(GRA Selection Failure) : 각속도센서는 내부에 존재하는 4개의 센서 중 3개를 사용한다. 발사체 분리 후 실행되는 태양전지판 전개 RTCS 실행 이후 시점과, 정상 운용중 위성에 이상이 발생해서 재구성(Reconfiguration) 하는 경우 각속도센서 선택 로직에서 4개중 3개의 각속도센서를 선택 한다. 태양전지판 전개 RTCS 실행이후 단계에서 각속도센서 선택에 실패하는 경우 위성이 고장 관리 로직에 의해 재구성(Reconfiguration) 하고 이후 위성의 부(Redundant) 측으로 재시도 하며, 만약 재시도에서도 실패하는 경우 불필요한 부하의 제거 이후 지상의 명령을 기다리게 된다. 정상 운용중 위성에 이상이 발생해서 안전모드로 진입하기 위해 재구성(Reconfiguration) 하고, 이후 안전모드로 진입하는 과정에서 각속도센서 선택에 실패하는 경우 추가적인 시도 없이 불필요한 부하의 제거 이후 지상의 명령을 기다린다.

6) 별추적기 이상(Star Tracker Assembly Anomaly) : 위성의 자세는 태양지향, 목표물 지향, 추력기 기반 궤도수정, 휠 기반 궤도 수정 모드에서 별추적기와 각속도센서 데이터를 이용해서 계산된다. 만약 별추적기 데이터가 예상 범위를 벗어나는 경우 각속도센서 데이터만을 이용해

서 자세가 계산된다. 각속도센서만을 이용한 자세 계산은 1궤도까지의 정확도만 보장하므로 1궤도 이상 별추적기 데이터에 이상이 발생한 경우 고장 관리 로직에 의해 자세제어 모드를 휠 기반 안전 모드로 전환하는 RTCS가 실행된다.

3. 고장 관리 설계 검증시험 결과

전력계 및 자세제어계 고장 관리 설계 검증시험은 저궤도 위성의 비행모델을 대상으로 수행되었다. 수행된 시험 항목은 전력계 7가지, 자세 제어계 6가지로서 2.1절에서 언급한 시험 목표를 바탕으로 선정 되었다. 3장에서는 선정된 시험 항목 검증을 위한 오류인가 결과 및 시험 결과를 다룬다.

3.1 오류인가 결과

3.1.1 전력계

1) 태양전지판 전개(Solar Array Deployment) : 지상 시험 시 사용하는 태양전지판 시뮬레이터 1번과 2번의 출력 전류를 1A 이하로 설정해서 오류를 발생시켰다. 오류인가 결과는 그림 1과 같다.

2) 전지의 최대온도 초과(Battery Temperature Out of High Limit) : 실제로 전지에 장착되어 있는 서미스터를 대신 할 수 있는 저항 조절이 가능한 장치(Decade Box)를 연결하고 허용 온도 범위를 초과하는 저항 값을 설정해서 오류를 발생 시켰다. 오류 인가 결과는 그림 2와 같다.

3) 전지 우회 동작(Battery Bypass Operation) : 전지에 이상이 발생하는 경우 전지에서 출력하는 신호(Smart Signal)를 모사하는 신호를 전력 제어 및 분배장치의 신호(Smart Signal) 인식부에 직접 인가했다. 오류인가 결과는 그림 3과 같다.

4) 소프트웨어에 의한 비조절 버스의 필수가 아닌 부하의 제거(Unregulated Bus S/W DNEL) : 지상시험 시 위성 동작에 필요한 전력을 공급하는 장치(Power And Control Equipment,

PACE)의 공급 전압을 소프트웨어에 의한 비조절 버스에 연결된 불필요한 부하제거 전압(42.9V) 이하인 42V로 설정해서 오류를 발생시켰다. 오류인가 결과는 그림 4와 같다.

5) 중요파라미터에 의한 필수가 아닌 부하의 제거(Critical Parameter DNEL) : S/W DNEL과 동일하게 PACE의 공급전압을 CP DNEL값(41.7V, 1-Cell Bypass시 39V) 이하인 40.5V로 낮추어 오류를 발생시켰다. 오류인가 결과는 그림 4와 같다.

6) 비조절 버스의 저전압감지(Unregulated Bus Under Voltage(UV) Detection) : S/W DNEL, CP DNEL과 동일하게 PACE 공급전압을 저전압감지 수준 전압(32.4V) 이하로 낮추어 오류를 발생시켰다. 오류인가 결과는 그림 5와 같다.

7) 저전압 변환기의 저전압 및 과전류 감지(Low Voltage Converter Under Voltage and Over Current) : 시험 중인 위성에 전원을 공급하는 PACE를 이용해서 저전압, 과전류 조건을 각각 발생 시켰다. 오류인가 결과는 그림 6와 같다.

3.1.2 자세제어계

1) 과도한 자세 변화(Excessive Attitude Rate) : 지상시험 시 사용하는 각속도센서의 각속도를 설정 할 수 있는 시험 장비를 각속도센서에 연결하고 위성의 각속도가 일정시간 이상 기준값 이상을 가지도록 해서 과도한 자세변화를 발생 시켰다. 오류인가 결과는 그림 7과 같다.

2) 태양 지향 이상(Loss of Sun) : 태양전지판에 부착되어 있는 일부 저 정밀 태양센서에 강한 빛을 임의로 비추어 저 정밀 태양센서를 이용해 계산된 태양 입사각이 태양 지향 정확도 허용범위를 초과하게해서 태양 지향 이상을 발생시켰다. 오류인가 결과는 그림 8과 같다.

3) 휠속도 이상(Anomaly Wheel Speed) : 위성에 명령을 전송해서 강제로 반작용 휠의 회전속도가 기준속도(Bias Speed)를 기준으로 정상동작 범위를 초과해서 휠속도 이상을 발생 시켰다. 오류인가 결과는 그림 9과 같다.

4) 각속도센서 동작 실패(Gyro Reference Assembly Operation Failure) : 탑재 컴퓨터와 각속도센서 사이의 통신을 위성에 명령전송을 통해 강제로 중지 시켜서 각속도센서의 동작 실패를 발생시켰다. 오류인가 결과는 그림 10과 같다.

5) 각속도센서 선택 실패(GRA Selection Failure) : 각속도센서 선택 로직이 수행되기 이전에 위성에 각속도센서의 전원을 끄는 명령을 전송해서 각속도센서 선택 실패 조건을 만들었다. 오류인가 결과는 그림 11과 같다.

6) 별추적기 이상(Star Tracker Assembly Anomaly) : 정상동작중인 별추적기에 자세 데이터를 주는 지상 시험장비(Electrical Ground Support Equipment, EGSE)를 강제로 종료시켜서 별추적기의 이상을 발생시켰다. 오류인가 결과는 그림 12와 같다.

3.2 검증시험 결과

표1은 2.2절에서 선정된 시험 항목에 3.1절에서 언급한 방법을 이용해서 오류를 인가하는 경우, 오류전과 차단을 위해 위성에서 취해야 하는 조치와 시험 결과를 나타낸다. 표 1의 시험결과(Verification Result)에서 확인할 수 있듯이 위성에 고장이 발생하는 경우 설계대로 오류를 차단하기 위한 조치가 취해졌음을 확인할 수 있다. 정상운용중인 위성에 오류가 발생하는 경우 2.1.3절과 표1에서 확인할 수 있듯이 오류전과 차단을 위해 위성의 재구성(Reconfiguration)과 RTCS 실행이 됨을 확인할 수 있다. 오류전과 차단조치는 시험 항목별로 재구성 혹은 RTCS 실행으로 유사하므로 전력계와 자세제어계 항목 중 대표 항목 한가지씩을 분석한다.

1) RTCS 실행 : 오류발생 시 전과 차단을 위한 조치로 RTCS가 실행되는 경우를 분석하기 위해 전력계 시험항목 중 전지 우회동작(Battery Bypass Operation)시험 결과를 분석한다. 그림 13에서 확인할 수 있듯이 전지의 셀에 고장이 발생했음을 나타내는 신호(Smart Signal)가 감지되기 시작한 이후 일정시간이 경과되면 오류전과 차단을 위한 RTCS가 실행됨을 확인할 수 있다.

2) 재구성(Reconfiguration) : 오류발생 시 전과

차단을 위한 조치로 재구성(Reconfiguration)하는 경우를 분석하기 위해 자세제어계 시험 항목 중 각속도센서 동작 실패(Gyro Reference Assembly Operation Failure) 시험 결과를 분석한다. 그림 14에서 확인할 수 있듯이 각속도센서에 이상이 발생하는 경우 위성 텔레메트리(Telemetry)가 일정시간 감지되지 않음과, 이후 감지되는 텔레메트리에서 탑재 컴퓨터의 상태가 부(Redundant)로 전환되었음을 통해 위성이 재구성(Reconfiguration) 되었음을 확인할 수 있다.

표1. 시험 항목별 오류 차단조치 확인 결과

Sub systems	Test Items	Actions for Failure Isolation		Verification Result
		1st Failure	2nd Failure	
EPS	Solar Array Deployment	Reconfiguration and Retry using Redund Side	No Action	O
	Battery Temperature Out of High Limit	Reconfiguration	NA	O
	Battery Bypass Operation	RTCS Execution		O
	S/W DNEL	RTCS Execution		O
	CP DNEL	Reconfiguration		O
	UV Detection	Reconfiguration after Load Shedding		O
	LVC UV, OC Detection	Reconfiguration after Auxload & LVC Change from P to R		O
AOCS	Excessive Attitude Rate	Reconfiguration		NA
	Loss of Sun	Reconfiguration	O	
	Anomaly Wheel Speed	Reconfiguration	O	
	GRA Operation Failure	Reconfiguration	O	
	GRA Selection Failure (Deployment Phase)	Reconfiguration and Retry using Redund Side	Load Shedding	O
	GRA Selection Failure (Normal Operation Phase)	Load Shedding	NA	O
	STA Anomaly	RTCS Execution	NA	O

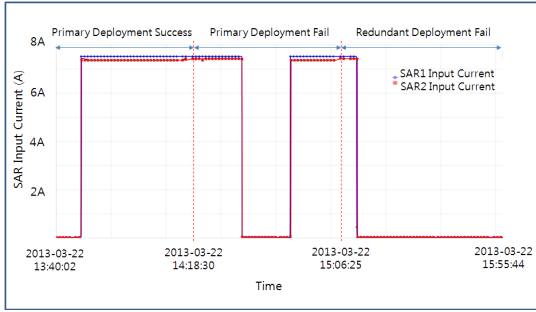


그림 1. Solar Array Deployment 오류 인가 결과

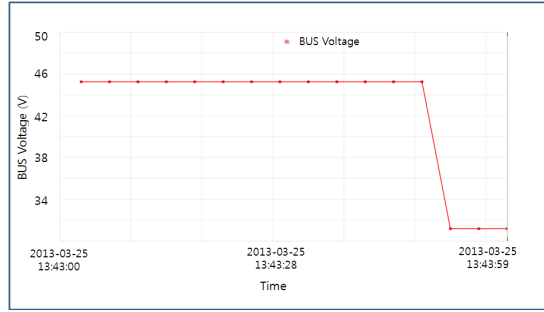


그림 5. UV Detection 오류 인가 결과

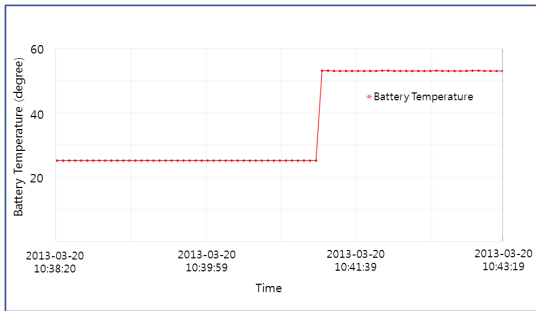


그림 2. Battery Temperature Out of High Limit 오류 인가 결과

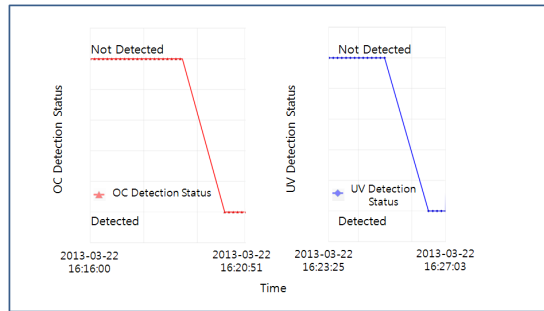


그림 6. LVC UV, OC Detection 오류 인가 결과

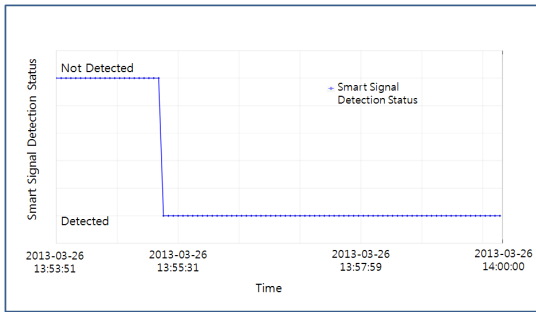


그림 3. Battery Bypass Operation 오류 인가 결과

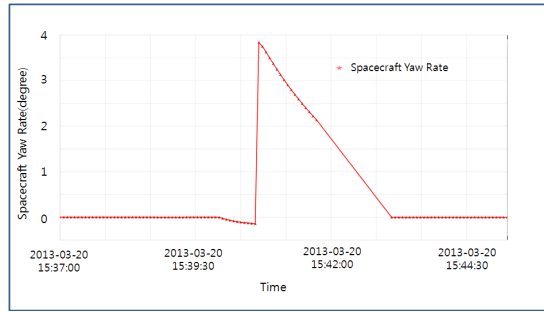


그림 7. Excessive Attitude Rate 오류 인가 결과

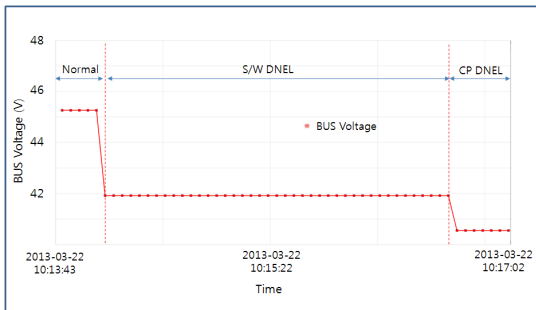


그림 4. S/W & CP DNEL 오류 인가 결과

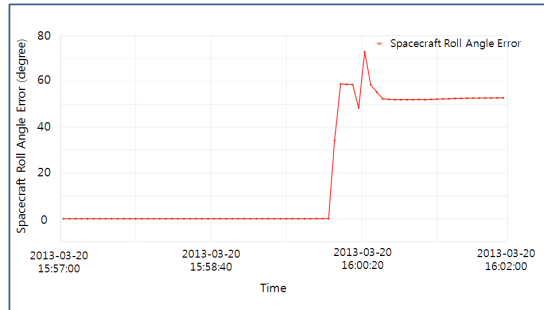


그림 8. Loss of Sun 오류 인가 결과

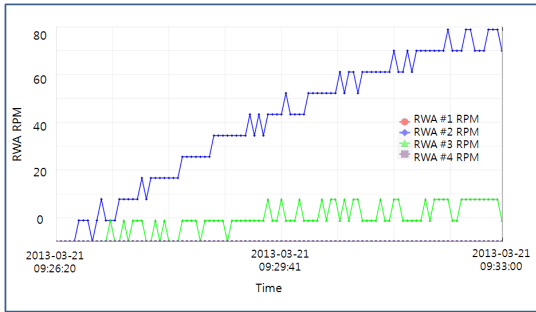


그림 9. Anomaly Wheel Speed 오류 인가 결과

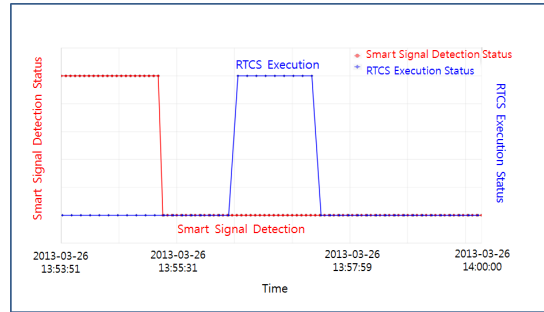


그림 13. RTCS 실행을 통한 오류차단 결과분석

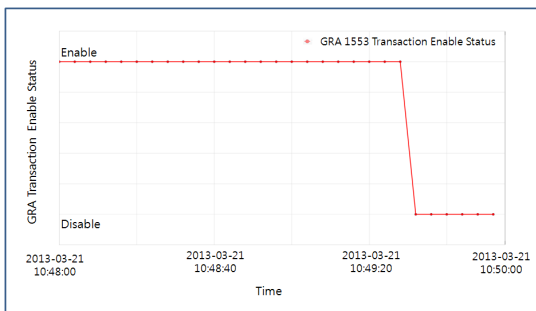


그림 10. GRA Operation Failure 오류 인가 결과

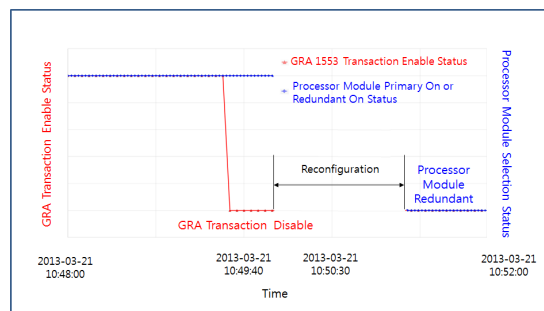


그림 14. 재구성(Reconfiguration)을 통한 오류차단 결과분석

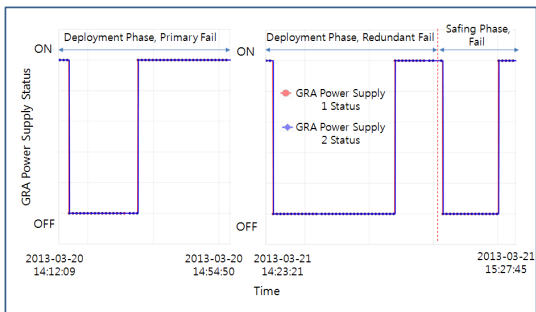


그림 11. GRA Selection Failure 오류 인가 결과

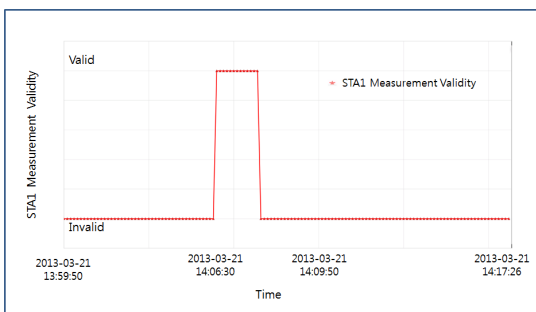


그림 12. STA Anomaly 오류 인가 결과

4. 결 론

본 논문에서는 저궤도 위성의 전력계 및 자세 제어계 고장 관리 검증시험의 설계와 수행 결과에 대해서 정리하였다. 발사체 분리 이후 시점과, 정상 운용 중 발생 가능한 오류를 모두 고려해 시험 목적을 정하고 항목을 선정했으며, 선정된 시험 항목에 대한 설명과 오류인가방안, 성공 요건에 대해서 자세히 언급했다. 그리고 선정된 시험 항목에 대한 검증을 성공적으로 완료했음을 오류인가 결과와 시험 결과 분석을 통해 보였다. 이 논문은 저궤도 위성의 고장 관리 설계 및 고장 발생 시 처리 방안에 대한 이해와 추후 다른 프로그램에서 수행될 수 있는 고장 관리 검증시험에 도움을 줄 것이라 생각한다.

참 고 문 헌

1. Elwin Ong, "Fault Protection in a Component-based Spacecraft Architecture", Massachusetts Institute of Technology, Department of Aeronautics and Astronautics, 2003, pp.1-237
2. 박성우, 양정환, 박희성, 장진백, "저궤도 위성용 전력분배 장치 개발", 항공우주전자 심포지엄, 2013, pp.285-295
3. 전문진, 김희섭, 김대영, "지구 저궤도 위성의 태양전지판 전개 판단에 대한 연구", 한국항공우주학회 추계학술대회, 2009, pp.1114-1116
4. 전문진, 김대영, 김규선, "저궤도 위성의 전력 시스템 보호를 위한 DNEL 전압 결정 방법", 한국우주과학회보, 20권 1호, 2011, pp.42
5. 임조령, 최홍택, "저궤도 위성의 자세제어 성능 검증 연구", 한국우주과학회보, 21권 1호, 2012, pp.23-24
6. 임성빈, 전현진, 김경수, 김태윤, "위성전원분배를 위한 LCL 동작 파라미터 설정 분석", 항공우주기술, 10권 2호, 2011, pp.56-64