

통신해양기상위성 고장관리 시스템 개념

이훈희* · 김방엽 · 백명진 · 양군호 · 천용식

Concepts in COMS Failure Management System

Hoonhee Lee* · Bangyeop Kim · Myungjin Baek · Koonho Yang · Yongsik Chun

ABSTRACT

COMS On-board FDIR(Failure Detection, Isolation and Recovery) functions are implemented on the on-board software to satisfy the autonomy and failure tolerance requirements. This paper presents concepts of COMS Failure Management with hierarchical layers and addresses the characteristics of the FDIR layer from low level to high level. It is aimed at giving the reader the understanding how the COMS FDIR was designed and how works. It first recalls what are the system level applicable requirements, which are based on the COMS mission requirements. Then it describes the philosophy and structure of the FDIR and subsequently breaks it down into the several FDIR layers. It could be used as an important and useful reference of the information to design and develop an automatic FDIR mechanism in the future.

Key Words: COMS, FDIR, Failure, Detection, Isolation, Recovery, Autonomy

1. 서 론

우주비행체는 일반적으로 하드웨어 보수가 불가능하고 지상과의 통신도 제한적인 경우가 많다. 최근 상업 용 우주비행체를 개발하는 우주 기업은 각종 위성의 유지보수 및 임무운용 비용을 줄이기 위한 연구의 일환으로, 위성의 자율 기능을 강화하여 지상의 운용 부담을 줄이는 접근 방법을 고찰하고 있다. 한국항공우주연구원 에서 최종 조립시험 과정에 있는 통신해양기상 위성 (Communication, Ocean and Meteorological Satellite, COMS)은 한 면에 장착된 단일 태양전

지판을 특징으로 기상탐체체, 해양탐체체, 통신 탐체체를 실고 복잡한 다중 임무를 수행하며 동시에 자세제어와 전력공급을 위한 요구 성능을 유지시킨다. 이를 위해 시간 별 임무실행, 실시간 성능 판단, FDIR(Fault Detection, Isolation and Recovery: 고장감지, 고장고립, 회복기능) 등의 자동 기능을 탑재하고 있다. 고장을 처리하는 FDIR 기능은 COMS의 건강상태를 관찰과 고장 발생을 감지하여 적절한 복구절차를 통한 임무의 지속을 최대화한다. 대부분의 고장은 자동적인 복구절차를 통해 정상적인 임무를 위한 상태로 회복되지만 치명적 고장이 정상적인 임무를 방해하는 경우에는 안전모드로 전환하여 지상의 개입을 기다린다. COMS의 자율적 요구사항으로 첫째, 지상의 명령이 없는 상

* 정희원, 한국항공우주연구원 위성운용실
연락처, E-mail: lhh@kari.re.kr

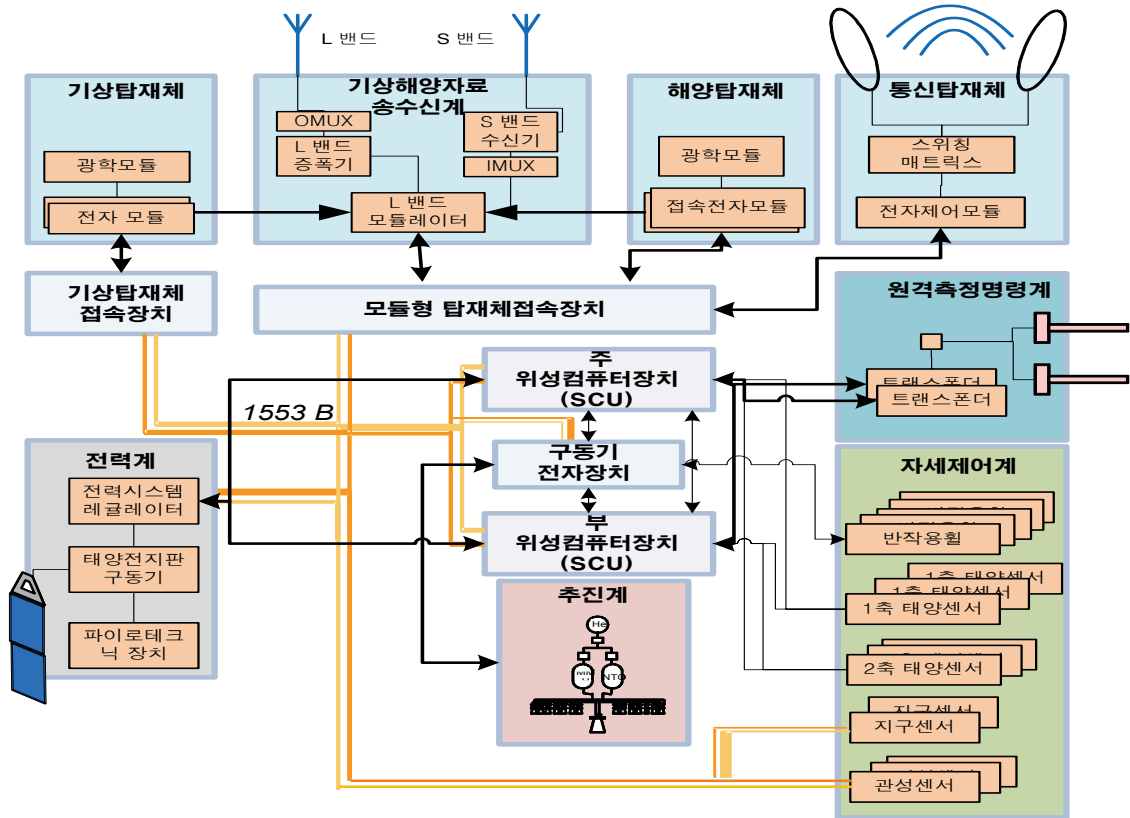


Fig. 1 COMS 서비스시스템 구성

태에서 고장 없이 임무궤도 상에서 48시간 동안 스스로 성능 요구사항을 만족시키며, 둘째, 예비 자원이 가용한 단독 고장 상태 하에서 48시간 동안 생존할 수 있도록 설계되었다. 이러한 시스템 수준의 요구사항은 FDIR의 근간이 되며 FDIR 관점에서 전자는 정상 운용 상태에서의 자율기능을 위한 FDIR, 후자는 비정상 운용 상태에서의 자율기능을 위한 FDIR로 구분된다. 유럽 우주 표준인 ECSS(European Cooperation for Space Standardisation)는 앞서 언급된 2 가지 자율 기능을 “정상임무 운용 중의 실행 자율성 (Autonomy for execution of nominal mission operations)” 와 “고장관리(On-board fault management)”라는 이름으로 분류하였다.[1] 정상 자율기능은 COMS의 기상, 해양, 통신, 위치 유지 기동 등의 시간 별로 계획된 임무 정상적

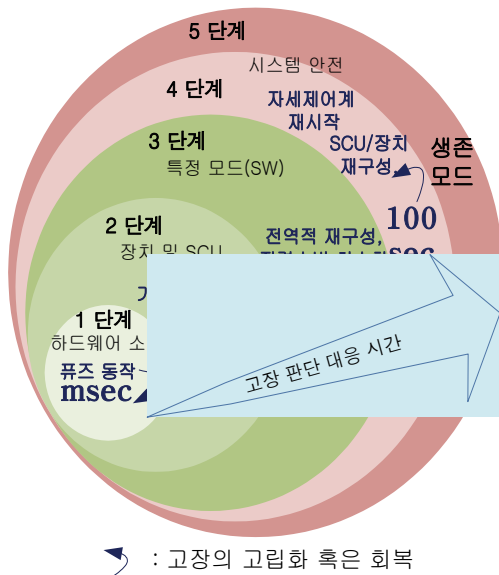
으로 수행하기 자동 동작을 담당하며, 고장 시 자율기능은 고장의 심각성에 따른 자동복구 혹은 생존을 위한 동작을 담당한다. 고장 시 자율기능은 FDIR 기능과 연관이 있으며 안전 모드, 고장 허용(tolerance), 예비 자원에 관한 요구사항을 기반으로 하여 Fig. 1과 같이 예비자원을 갖는 2중화 구조의 COMS 서비스시스템을 통해 구현된다.

본 연구에서는 고장 시 자율기능에 초점을 두어 COMS FDIR 설계의 일반적인 원리와 실제 구현된 H/W와 S/W 상의 특징을 살펴보고 COMS의 관성센서의 예를 통해 고장감지 구조를 검토한다. 또한 예비자원 관리나 생존모드 상태의 특별한 상황에서의 FDIR 관리 방법을 설명한다. 나아가 고장관리의 핵심인 FDIR 계층구조를 면밀히 분석하여 각 서비스시스템 간의 FDIR의 상관성을 논의한다.

2. COMS FDIR의 계층구조

2.1 5 단계 계층 구조

COMS FDIR 기능의 실체는 하드웨어와 소프트웨어로 구현된다. 대부분의 기능은 논리적 판별에 따라 내부절차를 수행하는 소프트웨어를 통해 구현된다. 각종 전자 장치를 보호하기 위한 퓨즈(fuse)나 전류/전압을 제한하는 하드웨어 소자 수준의 보호동작은 msec 단위의 신속한 반응을 나타낸다. 이러한 소자 단위의 보호동작은 1 단계 FDIR 동작이며 현실적으로 지상에서 개입할 수 없는 부분이다. 재구성 소프트웨어 단위(ORB, On-board Reconfiguration Block)[2]는 2단계 FDIR이며 자원의 고장 상태를 감시하여 고장 발생 시 가용자원으로 수초 단위의 신속한 자원변경 회복동작을 수행한다. 만약 가용 자원이 없는 경우나 상위 모드 상의 변화가 필요한 경우 상위 수준에서 재구성 작업이 수행된다. Fig. 1에서 표시된 위성컴퓨터장치(SCU, Satellite Computer Unit) 내에서 일어나는 고장도 2단계에서 처리된다.



➤ : 고장의 고립화 혹은 회복

Fig. 2 COMS FDIR 계층 구조

FDIR의 많은 부분은 SCU와 연관되어 SCU 고장

은 다른 ORB에 비해 빠르게 처리된다. Fig. 2는 COMS 탑재소프트웨어에 구현된 FDIR 계층 구조를 나타낸다. 단계 별 FDIR은 상위 수준의 FDIR이 하위 수준에서 회복하지 못한 고장을 처리하는 것을 원칙으로 한다. 따라서 고장에 대한 반응시간은 높은 수준으로 갈수록 느리다. 이러한 고장의 심각성에 따른 계층화 구조의 목적은 국지적인 고장이 주위로 전파되는 것을 막고 불필요한 예비 자원의 손실을 최소화하기 위함이다. 이러한 특징은 FDIR 개발 관점에서 보면 FDIR 설계 시 ORB 등의 소프트웨어 모듈에 대해서 명확한 기능과 접속을 정의할 수 있고 FDIR 시험과정을 분산시킬 수 있는 장점을 제공한다.

3 단계 전역수준의 FDIR은 COMS의 궤도 모드에 따라 각기 다른 전역수준의 고장관리를 담당한다. 이것은 정지궤도에 이르기 위한 전이모드, 지구획득 모드, 영상촬영 등의 정상임무 목적의 임무모드에 따라 고장 종류와 범위가 상이하기 때문이다. 따라서 이 전역수준의 FDIR은 주로 자세 및 궤도 제어 서브시스템(AOCS, Attitude and Orbit Control Subsystem)과 전력 서브시스템(EPS, Electrical Power Subsystem)에 특별히 연관된다. 전역수준의 FDIR은 1, 2단계의 FDIR과 같이 고장 발생 지점을 명확히 한정할 수 있는 고장을 처리할 수 없으나, 모드에 따라 필요한 기능의 성능수준이 정상범위를 넘어서는 고장을 감지한다. 전역 수준의 고장이 발생하면 배터리 방전을 막기 위한 조치, 정상적인 AOCS 동작을 위해 지구를 지향, 전역적인 고장 고립화 작업, 재구성 작업 등의 복합적인 동작이 실행된다. 그래서 2 단계 FDIR에 비해 반응 시간은 수십 초에 이른다.

가장 높은 수준의 FDIR은 시스템 수준으로 재구성 기능을 전담하는 독립적인 하드웨어인 감시/재구성 전자장치(MRE, Monitoring and Reconfiguration Electronics)를 통해 COMS 시스템 수준의 고장을 처리한다. SCU 내에 구성된 MRE는 하위의 FDIR 수준에서 회복되지 못한 고장이나 감지조차 되지 않은 고장을 처리한다. 감시하는 기준에 따라 4단계와 5단계로 나뉘는

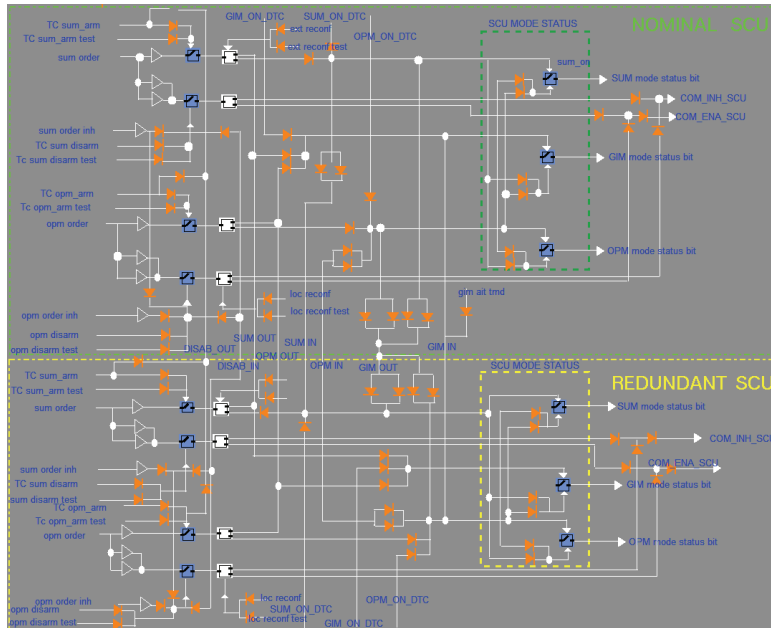


Fig. 3 COMS SCU FDIR 구조

데 4 단계는 지구 감지 여부에 따라 SCU, 소프트웨어, 서브시스템 모두를 재구성한다. 4 단계 복구절차는 COMS의 자세를 유지하고 소프트웨어 문제를 회복하기 위한 목적을 갖는다. 5 단계에서는 배터리 방전 레벨을 기준으로 하며 최종 단계의 FDIR 단계로써 해결되지 못한 치명적 고장에 대해서 별도의 생존 용 프로그램이 탑재된 PROM 상에서 생존모드를 실행시킨다.

22 FDIR 설계 원칙

FDIR의 구조는 일반적으로 프로젝트의 성격, 목적, 필요성에 따라 다양하지만 앞서 언급된 COMS FDIR 구조와 같이 미리 정의한 계층화 전략을 선호하고 있다. 표 1은 COMS FDIR의 기본 설계 원리를 요약하고 있다.

먼저 상향식 고장처리 원리에 입각하여 N 단계 이하의 FDIR 동작은 N 단계 고장이 감지된 후에 비활성화되며 N+1 단계 이상의 FDIR 동작은 N 단계에서 FIR 절차가 실행된 이후에도 활성화 상태를 유지한다. 두 번째는 직렬 고장 처리 원칙에 따라 오직 하나의 FIR 절차만이 실행될 수 있다. 말하자면 고장이 감지되는 순간 다

른 모드 FIR을 비활성화 시키고 저장된 검출횟수[3절]을 초기화시켜 동시 동작을 막는다. 이것은 첫 번째 FIR 동작이 고장을 해결할 수 있도록 다른 FIR을 중지시키기 위함이다. 첫 번째 FIR이 실행되는 중에 두 번째 고장 감지가 이루어지더라도 첫 번째 FIR 동작이 완료된 후 필터를 초기화시켜 다시 고장감시를 실행한다.

설계원리	요구사항
상향식 고장 처리	N 단계의 고장 발생 시 그 이하 단계의 고장 처리를 정지 N 단계의 고장 처리 후 N+1 이상 단계의 고장 감지를 유지
직렬 고장 처리	순차적인 단 하나의 FIR 처리
다중 고장 방지	2 중화로 인해 단 한번의 FDIR 동작 고장 시 대체될 예비자원 고장감지 정지

표 1 FDIR 설계 원리

세 번째 설계 원리는 다 고장을 불허하는 원리이다. COMS는 2 중화 구조를 기본으로 하여 고장 발생 후 한번 복구동작이 이루어진 이후 동일한 고장이 감지되어도 고장 대응 조치를 하

지 않는다는 것이다. 이 구속조건은 FDIR 계층을 혼란하게 하거나 추가적인 가용 자원 손실을 막기 위한 것이다. 이 원리에 따라 고장 후에 대체되어 동작될 예비자원의 고장감지 기능은 지속되더라도 최소한 FIR 동작은 금지되어야 한다. 변경된 예비자원의 금지된 FIR을 활성화하기 위해서는 지상의 판단과 결정에 의해 해당 원격명령을 통해 이루어진다.

한편 예외적으로 FDIR 동작이 동시에 처리될 수 있다. 예를 들어, 퓨즈, 바이메탈, 스위치 등의 1 단계 FDIR은 현 단계에서 고장이 발생하여 고장을 처리하는 중에 같은 단계의 FDIR을 정지시키지 않는다. 또한 급격한 파워강하와 같은 순간적인 이상상태를 처리하는 1 단계 FDIR과 독립 감시 하드웨어를 통하는 4, 5 단계 FDIR은 다른 단계에서 발생한 고장과 별도로 감시, 보호 동작이 이루어진다. 마지막으로 정상적인 운영모드나 생존모드 상에서 재구성 이후 SCU H/W 리셋은 항상 두 SCU에 가능하다. 물론 2 단계 이상의 FDIR 감시 항목은 각각의 감시주기와 검출횟수를 통해 고장 대응 시간이 결정되므로 계층화 구조는 일관성 있게 유지된다. 그 외에 임무 탑재체 용 FDIR도 독립적인 특징을 갖는다.

3. COMS FDIR의 고장 감시와 감지

COMS의 고장 감시 용 데이터 형태는 데이터의 종류에 따라 Fig. 4와 같이 정수값, 실수값, 마스크값, 비트값, 특정 데이터값 중의 하나로 선택된다. 이 값들은 지상 명령에 의해 수정될 수 있다. 각각의 데이터는 각기 다른 감시주기와 검출 횟수를 기준으로 일반 감시를 통해 자동 점검하며 여러 개의 일반 감시는 기능 감시 하에 그룹으로 묶여 있다. 이와 같이 고장 감시는 일반감시, 감시그룹, 기능감시 라는 3개의 감시 계층으로 구성된다. COMS 내에 고장 감시를 위해 사용되는 일반감시항목은 270여개, 기능감시항목은 100여개로 이루어져 있다. 말하자면

COMS에서 발생 가능성이 있고 사전 정의된 고장은 일반감시항목 270여개를 통해 처리되며 기능 감시 항목 100여개를 통해 해당 회복절차와 문제 상황 보고를 처리할 수 있다.

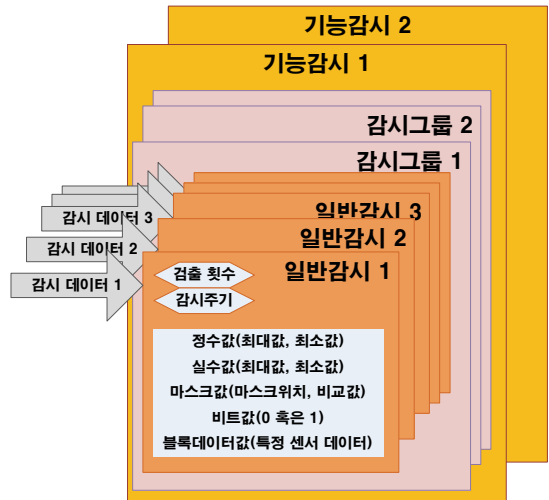


Fig. 4 고장 감시 구조

Fig. 5는 COMS의 3축 자세정보를 측정하기 위해 장착된 자이로 관성센서의 고장감시 형태를 나타내고 있다. 3축 자이로가 각 축에 대해 A, B 한 쌍의 2 중화 구조를 이루고 있으며 그림 상에서는 A부분만을 나타내고 있다. 각축에 대한 일반감시는 기능적으로 묶여 그룹을 이루며 다양한 그룹의 조합은 기능감시를 통해 최종 고장감지를 자동으로 판단한다.

일반감시, 감시그룹, 기능감시는 각각 활성화된 경우에 고장감지를 할 수 있다. Fig. 5에서 '건강상태', '출력차단', '보드온도'의 고장모드 3가지는 설계 단계에서 정의된 하위 51가지의 고장을 처리할 수 있는 소프트웨어 상의 고장 목록이다[2] 가령 관성센서 내에 장착된 다수의 하위 부품의 고장은 '건강상태'를 통해 고장 대응을 할 수 있으며 x, y, z 축의 3 축에 대한 감시그룹을 형성하여 유사한 고장에 대한 단일 고장 회복절차를 수행하도록 설계되었다.

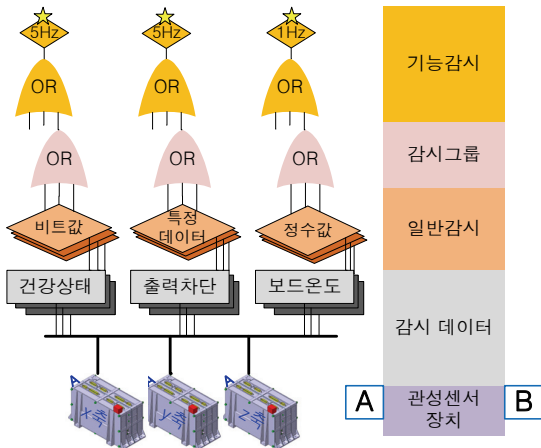


Fig 5. 관성센서의 고장감시 형태

4. 특정 모드 상의 FDIR의 구조

Fig. 2에서 보이는 5단계 FDIR 결과에 의한 생존모드는 독립적인 PROM 내의 소프트웨어에 의해 동작한다. 내부 FDIR 메커니즘은 근본적으로 안전하게 설계되어 FDIR 기능이 단순한 형태를 나타낸다. 구현된 FDIR 메커니즘은 하드웨어 보호를 위한 1 단계 FDIR 동작, SCU의 하드웨어, 소프트웨어 리셋 동작, 메모리 삭제 기능, 태양 지향과 관련된 AOCs FDIR 동작으로 구성된다. SCU의 소프트웨어 리셋은 프로세서의 와치독(watchdog)이나 기계적 에러감지, 데이터 버스 접속모듈 고장에 의해 발생되며 MIL-STD-1553B 통신 장치 상의 버스제어기나 원격터미널의 이상상태는 SCU의 리셋과 재초기화를 발생시키는 등 생존을 위해 필요한 FDIR 메커니즘이 구현되어 있음을 알 수 있다.

COMS에는 생존모드 외에 시험모드가 구현되어 있는데 독립적으로 구현된 생존 모드와는 달리 시험모드는 일반 FDIR 설계에 함께 구현되어 있다. 시험모드는 탑재소프트웨어에서 사용되지 않는 예비 장치의 동작이나 데이터 획득 경로를 시험하기 위한 모드이다. 시험모드는 데이터 획득 담당의 AOCs 장치 기능과 관련된 예비자원으로 한정된다. 지구센서, 관성센서, 반작용휠, 구동기 전자장치, 태양전지판 구동전자장치, 추

진시스템전자장치, SCU 등이 시험모드 상에서 점검될 수 있으며 추력기의 사용은 배제된다. 또한 기상탐재체 접속장치와 같이 예비장치를 동시에 작동시킬 수 없는 경우 시험모드에서 배제된다.

표 2는 시험모드의 설계 원리를 나타낸다. 시험모드 특성 상 시험 중에 다른 시스템에 영향을 주지 않기 위해서 설계에 고려되어야 한다. 예를 들어 사용되지 않는 SCU를 시험하기 위해서 관련 명령 접속 부분을 막는 조치가 필요하며, 데이터 획득 시험을 위해서 두 개의 MIL-STD-1553B 버스 상에서 하나의 원격터미널을 접속하지 못하도록 해야 한다.

원리	특징
위성의 내부 관리 기능 방해 방지	시험모드 상의 운용은 현재 사용되는 SCU와 센서, 구동기 등의 장치에 의해 수행되는 위성관리 기능을 방해하지 않음.
FDIR 간섭 방지	장치 재구성을 동반하는 FIR 절차 발생 시, 재구성 전 사용되지 않는 SCU의 시스템 버스를 금지
고장 전파 고려	사용되는 장치와 사용되지 않는 장치의 각기 다른 FIR 절차

표 2 시험모드의 설계 상 특징

시험모드는 사용되고 있는 SCU의 FDIR 동작을 방해해서는 안된다. 만약 사용되지 않는 SCU와 MIL-STD-1553B 접속을 통해 예비자원을 시험하는 중에 사용되는 SCU의 FDIR 동작에 따른 자동 재구성이 일어나는 경우, 시험되는 예비자원과의 충돌을 피할 수 없다. 반대로 예비자원 시험 도중에 FDIR 동작을 일으킬 수 있다. 가령, 시험 도중에 관성센서 전자부의 열적 고장이 정상 운용되는 관성센서로 고장이 전파되어 고장을 발생시킬 수 있다. 시험모드는 지상의 책임 하에 있으므로 예비자원의 시험 전에 지상에서 이 장치와 관련된 모든 소프트웨어 FDIR 감시를 비활성화해야 한다. 물론 사용되지 않는 SCU의 MRE는 이미 비활성화되어 있으므로 하나의 MRE만이 주어진 시간에 동작되도록 한다.

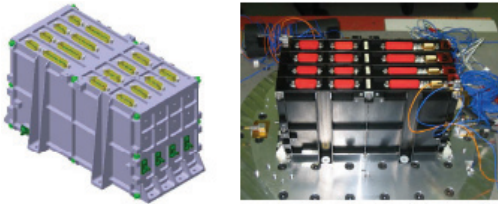


Fig. 6 COMS 관성센서[3]

관성센서에 민감한 영향을 주는 온도에 대해서 정상운용 중인 장치(A)와 예비용 장치(B)는 계속해서 Fig. 5에서 표시된 ‘보드온도’ 감시 항목을 통해 고장 감시를 실행해야 한다. 따라서 정상운용 중인 장치 혹은 예비용 장치인지에 따라 탑재소프트웨어 상에서 FDIR 감시와 관련된 FIR 절차가 각기 다르게 실행되도록 설계되었다. 정상 운용되는 관성센서의 경우 고장이 AOCs 전체 내에 일관된 FDIR 전략에서 AOCs 모드 관리자라는 상위 소프트웨어에 의해 처리된다.

예비자원인 관성센서의 경우 감지된 고장은 상위 수준에서 필요로 하지 않는 경우 자체적으로 관리된다. 고장 발생 시 즉시 전원을 차단하여 일련의 FIR 절차를 방해하는 위험을 없앤다. 따라서 시험모드에서 지상은 FDIR이 기본 구성이 이루어지지 않도록 관성센서를 켜야 한다. 기본적으로 전원을 켤 때 FDIR의 기능은 활성화된다. 이러한 동작의 목적은 FIR 절차를 위한 요구 반응시간을 고려하고 2중화 장치 사이의 고장 전파를 피하기 위함이다.

5. 서브시스템 FDIR 간의 영향

각 서브시스템의 FDIR은 다른 서브시스템의 동작에 미치는 충격을 최소화하도록 설계되었다. 일례로 Fig. 1에서 표시된 COMS의 기상 임무탑재체인 MI(Meteo Imager) FDIR과 MI를 SCU와 접속하기 위한 장치인 MI2U(Meteo Imager Interface Unit) FDIR 간의 영향은 Fig. 7과 같이 유기적인 재구성 절차를 통해 최소화된다.

MI2U와 MI는 각각 내부적으로 2중화 구조를 가지고 있으며 두 장치 간의 접속도 교차 연결

(Cross-strapped)된다. MI2U는 MIL-STD-1553B 시스템 버스를 통해 SCU와 TM/TC를 교환한다. MI2U의 고장은 MI의 정상적인 운용에 잠재적인 영향을 주며 MI와 MI2U 간의 TM/TC 연결이 순간적으로 중단된다. 따라서 강건성을 확보하기 위해 이 상태에서 MI를 비운용 상태를 안전하게 설정하도록 FIR 알고리즘이 설계되었다.

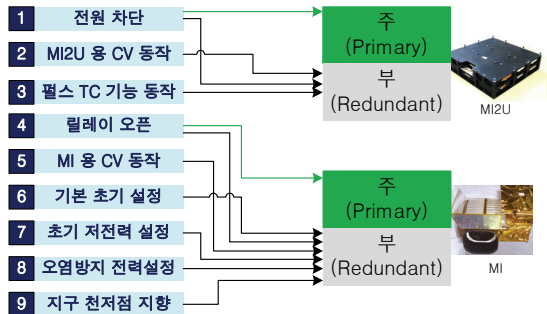


Fig. 7 MI에 미치는 MI2U FDIR의 영향

MI2U에서 고장이 발생되어 사용되고 있던 주(Primary) MI2U가 예비자원인 부(Redundant) MI2U로 변경되면, Fig. 7과 같은 순차적인 절차에 의해 MI의 임무를 중단시키고 궁극적으로 대기상태를 만든다. 구체적으로 살펴보면 MI2U 고장 발생 후, 두 MI2U의 전원을 차단하여 고장을 고립시켜 전파를 막은 후 부 MI2U의 동작을 위해 전원(CV)을 켜고 명령을 위한 펄스 TC 기능을 동작시킨다. 4번의 “릴레이 오픈”은 MI를 켜기 위한 동작이며 5번에서 MI CV가 한번 켜지면 모든 MI 릴레이는 열려져 있는 상태가 된다. 6-9번은 부 MI2U를 통해 MI를 안전한 상태로 만들어 대기하도록 한다. 이때 기상촬영은 금지된다.

전력모드는 궤도 천이 기동과 위성 임무 수행의 시작까지 8번의 오염제거 전력모드로 유지되어야 한다. 이 기간에 MI2U 고장이 발생하는 경우 FIR 절차에 따라 자동으로 오염제거 전력을 설정하고 9번과 같이 촬영용 반사경은 지구 천저점을 지향하도록 해야 한다. 임무궤도 상에서는 7번과 같이 저전력 모드로 설정하고 지향점은 9번으로 설정된다. 이와 같이 MI2U FDIR 동작은 MI와의 유기적인 동작을 통해서 MI를 안전한 상태에 놓고 MI2U를 복구함을 알 수 있다.

6. 결 론

고장 관리를 위한 자율기능은 상향식 고장처리, 직렬식 고장처리, 다중고장 방지의 원리에 입각하여 COMS FDIR 설계가 이루어졌으며 COMS를 구성하는 하드웨어나 소프트웨어를 통해 구현된 특징을 살펴보았다. 특히 5 단계로 이루어진 FDIR의 계층화된 고장처리와 실제화된 고장감지 구조를 분석하고 제한된 상황에서의 FDIR 동작을 고찰하여 고장 관리의 기본 개념과 원리를 설명하였다. 최종적으로 하위 서브시스템 간의 FDIR 영향이 최소화되어 유기적인 동작이 이루어짐을 보았다.

COMS FDIR의 5 단계 계층화 구조는 시스템 수준의 FDIR에서 하위 서브시스템에 이르기까지 작은 단위로 나누어 각기 다른 기능의 FDIR을 조직화하고 그룹화할 수 있는 강점이 있음을 보였다. 게다가 조각 설계된 FDIR은 하드웨어나 소프트웨어의 작은 단위로 구현되기 쉽다.

위성 자체의 자율 기능이 강화되면 그만큼 지상에서 운용 시 인력과 시간이 절약된다. COMS FDIR은 “고장 시 자율기능”을 하드웨어 부품 수준에서 시스템 수준까지 구현하여 지상 시스템의 고장 처리 업무량을 감소시킨다. 그럼에도 불구하고 다중고장 방지 원리와 예비장치 관리에 입각한 자율 기능은 지상의 권한에 의해 제한적이라는 양면성을 나타내고 있다. 지상 권한이 큰 예비장치 시험 중에 지상에서 수동으로 직접 FDIR를 활성화 혹은 비활성화하는 부분은 FDIR 계층화 구조에 따른 고장전과 가능성을 판단할 수 없는 지상 운용자에게는 위험한 것이다. 이를 위해서는 지상 시스템의 위성 시험 절차를 정교하게 개발하는 것도 좋은 방법이나 탑재소프트웨어에 구현된 FDIR 상에 예비장치를 위한 FDIR 자동 설정 기능을 추가하는 것이 계층화 원리에 더 충실하며 일관성을 확보할 수 있을 것이다.

감사의 글

본 논문은 “통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발사업”의 일부임을 밝히며 연구지원에 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

- [1] ECSS, “Space engineering(Space segment operability) in ECSS-E-ST-70-11C Standard”, ESA-ESTEC, 2008
- [2] 이훈희, “통신해양기상위성 자이로센서 FDIR 설계 및 검증에 관한 연구”, 항공우주기술 제 7권 제2호
- [3] Thomas Buret, “Fiber Optic Gyroscopes for Space Application”, IXSPACE, 2005
- [4] J. Ocón, E. Rivero, L. Strippoli, M.A.Molina, “Agents for Space Operations”, SpaceOps Conference AIAA, 2008
- [5] Tara Estlin, Rebecca Castano, Daniel Gaines, Benjamin Bornstein, Michele Judd, Robert C. Anderson, “Enabling Autonomous Science for a Mars Rover”, SpaceOps Conference AIAA, 2008
- [6] Nicolas COSTES, Pascal TRUSSARDI, Axel CAVIGNAC, “Enhancement of operational capability for In-Flight Eurostar E2000+ Spacecraft”, SpaceOps Conference AIAA, 2008
- [7] Jun Tominaga, José Demisio Simões da Silva, Mauricio Gonçalves Vieira Ferreira, “A Proposal for Implementing Automation in Satellite Control Planning”, SpaceOps Conference AIAA, 2008
- [8] 이훈희, “COMS FDIR 설계 소개”, KARI-CST-TM-2008-009, 한국항공우주연구원, 2008