

## 위성 원격 장비의 효율적 데이터 접속을 위한 위성 온-보드 디지털 베이스 밴드 개념 설계

구철희<sup>1†</sup>, 양군호<sup>1</sup>, 최성봉<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단 통해기체계팀

<sup>2</sup>한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단

### CONCEPTUAL DESIGN OF ON BOARD DIGITAL BASE PART ON SATELLITE TO EFFECTIVELY INTERFACE THE DATA UPON SATELLITE REMOTE DEVICES

Cheol-Hea Koo<sup>1†</sup>, Koon-Ho Yang<sup>1</sup>, and Seong-Bong Choi<sup>2</sup>

<sup>1</sup>COMS Systems Dept., COMS Program Office, KARI, Daejeon 305-333, Korea

<sup>2</sup>COMS Program Office, KARI, Daejeon 305-333, Korea

E-mail: chkoo@jdtcoms.completel.fr

(Received October 17, 2006; Accepted November 11, 2006)

#### 요 약

이 논문은 OBC와 위성 서브 컴포넌트와 같은 원격장비 사이의 데이터 접속을 근간으로 하는 위성 디지털 베이스 밴드의 개념설계를 기술한다. 본 개념설계에서는 OBC와 위성 원격장비 사이의 데이터 접속을 단일화하고 그 접속 단계를 계층화한 결과를 제시한다. 다른 형태의 시스템과의 비교를 수행하였으며, 이 개념에 의한 디지털 베이스 밴드의 장단점을 고찰하였다.

#### ABSTRACT

In this paper, the conceptual design of satellite digital base part which is based upon data interface between satellite on-board computer and remote devices like satellite sub-components is presented. This conceptual design shows the unification of the interface between on-board computer and satellite remote devices and the hierarchical results of the interface level. A comparison of different system and merits and demerits of digital base part coming from this conceptual design is performed.

*Keywords:* data handling, baseband, data interface, MIL-STD-1553B

#### 1. 서 론

지상에서 수백 km ~ 수만 km 떨어진 공전궤도를 돌고 있는 위성의 임무는 그야말로 각양 각색이라는 말이 딱 들어맞을 정도로 통신, 기상, 관측, 군사, 감시 등으로 다양하다. 근래에 들어서는 위성의 수명이 길어져서 여러가지 임무를 동시에 수행하는 복합 위성이 비용 효율적인 장점으로 인해 각광을 받고 있다. 이 모든 위성들의 동작을 크게 구분하면 탑재체부와 탑재체를 제어하는 위성 컴퓨터를 포함하는 디지털 베이스 밴드로 나눌 수 있다.

<sup>†</sup>corresponding author

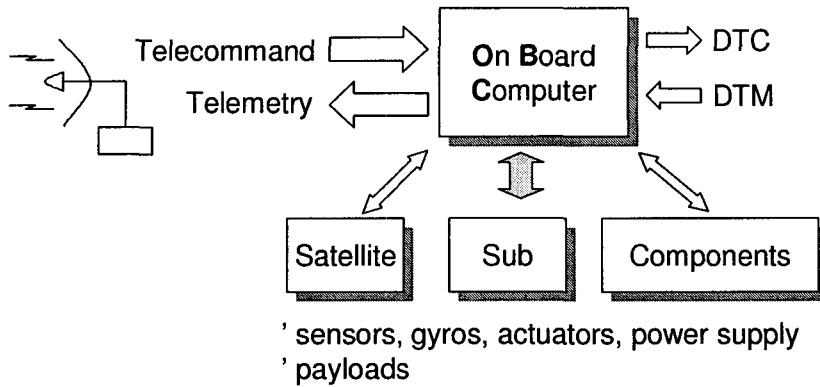


그림 1. 통합기능 디지털 베이스 밴드 아키텍처.

위성 디지털 베이스 밴드는 태양 또는 지구센서, 추력기, 자이로, 휠, 전력공급기 등의 위성 서브장치를 포함하고 있으므로 탑재체부로부터 오는 데이터와 이들 위성 서브장치로부터 오는 데이터를 효율적으로 관리할 수 있어야 한다. 어떠한 상황에서도 정확한 성능이 보장되어야 하는 위성 시스템의 특성 때문에 위성 내부에서 오고가는 데이터는 미리 계산된 통신 체계로 일사불란하게 관리된다. 위성 제작사가 인-하우스(In-house)에서 OBC(On-Board Computer; 위성탑재컴퓨터)를 개발할 경우 인터페이스 복잡성을 줄이고 위성 장치의 수를 줄이기 위해 위성 컴퓨터에 컴퓨터 기능 뿐만 아니라 위성 원격측정명령 처리 및 위성 서브장치로부터의 데이터 처리 기능을 포함시킨 복합 기능의 컴퓨터로 개발을 하는 추세로 가고 있다. 이 구조는 위성 컴퓨터에서 대부분의 위성 서브장치의 데이터를 관리하기 때문에 별다른 인터페이스가 불필요하다는 장점이 있으나 위성 제작사에서 OBC 제작 시설을 계속 유지하여야 하고 OBC의 성능 향상이 필요할 때마다 포괄적으로 재 설계해야 하는 부담이 뒤따른다. 반면 위성 컴퓨터를 인-하우스가 아닌 third-party company로부터 도입할 경우에는 위성 컴포넌트를 모듈화하여 위성 아키텍처의 변경 및 성능 향상이 용이하다는 이점이 있다. 하지만 이 때에는 third-party company의 컴퓨터와 인-하우스에서 제작한 위성 컴포넌트를 연결하기 위한 원격 접속 장치가 반대로 추가적으로 요구된다. 이 논문에서는 third-party company에서 제작된 컴퓨터를 위성에 도입할 경우를 대비해 위성 서브장치로부터의 데이터의 효율적 관리를 위한 위성 내부 디지털 베이스 밴드의 아키텍처를 제시하고자 한다.

## 2. 아키텍처의 변화

### 2.1 통합기능 아키텍처

위성 제작사에서 위성 내부의 컴퓨터를 비롯한 핵심 전장박스를 자체 개발할 경우 그 아키텍처는 자연히 하나의 전장박스에 가능한 많은 기능을 통합하여 최대한 전장박스의 수를 줄이는 쪽으로 발달한다. 왜냐하면 이 통합 구조가 초기 개발에는 어려움이 있을 수 있지만 장기적으로 보았을 때 비용대비 효율이 높기 때문이다. 전장박스의 수를 줄임으로써 환경시험 등에 따르는 비용을 절감하고 전장박스가 장착되는 위성 패널에 여유공간을 확보할 수 있다.

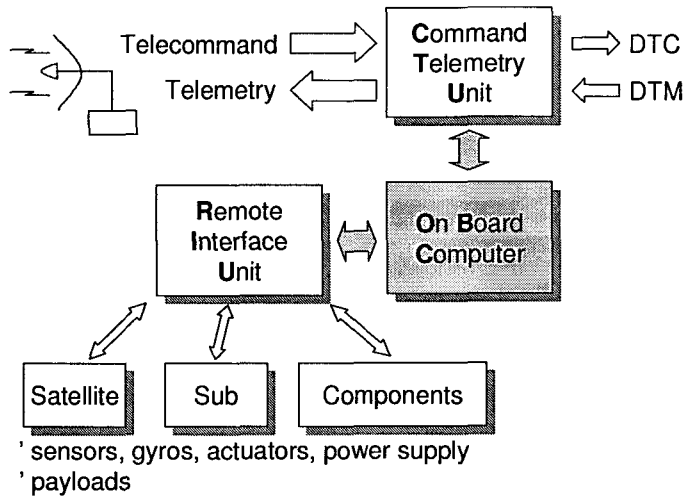


그림 2. 컴퓨터 중심 디지털 베이스 밴드 아키텍처.

만약 완전히 하나의 전장박스에 위성 데이터 처리부를 통합했다면 그 구조는 그림 1과 같이 나타낼 수 있을 것이다. 그림 1에서 DTC는 Direct TeleCommand를, DTM은 Direct TeleMetry를 나타낸다.

물론 이 아키텍처에도 단점은 존재한다. 일단 전장박스의 상대적 크기가 증가한다. 다양한 기능이 통합되어 있기 때문에 필수적으로 전장박스의 부피가 증가할 수밖에 없다. 그리고 검증이 완료되고 일단 한번 위성에 사용되기 시작하면 내부 기능의 일부분을 업그레이드 하기 곤란하다. 왜냐하면 내부 기능이 복잡한 만큼 한부분을 업그레이드 하면 다른 기능에 영향을 주기 쉽고 성능 검증이 복잡하기 때문이다. 이러한 경우 특히 마이너한 변경이 아니라면 기능 및 환경시험을 유닛 및 컴포넌트, 시스템 레벨에서 성능 검증 시험이 수행되어야 한다. 또한 전장박스에 많은 기능이 통합되어 있기 때문에 그만큼 전장박스의 Failure 경우의 수도 많아지고 그 Failure의 처리 로직도 복잡해짐은 물론이고 결함 극복의 한계도 존재할 수밖에 없다. 기능이 고도로 통합될수록 사소한 오류에도 치명적인 성능상의 영향을 받을 수 있다(구철희 2003a).

## 2.2 절충형 아키텍처

현재 대부분의 위성 제작사들은 디지털 베이스 밴드에 대해서 그림 2와 대동소이한 절충형 아키텍처를 가지고 있다(구철희 외 2002). OBC를 중심으로 지상으로부터의 통신을 담당하는 CTU(Comm and Telemetry Unit; 원격측정명령 처리기)와 위성 서브 컴포넌트와 OBC와의 인터페이스를 담당하는 RIU(Remote Interface Unit; 원격접속장치)가 배열되는 구조이다(구철희 2003b). 여러개의 전장박스를 사용함으로써 공간을 골고루 사용할 수 있으며 각 기능이 그 역할에 맞게 분포되어 있는 구조이다. OBC를 제외하고 나머지 전장박스는 대부분 위성 제작사에서 인-하우스 또는 전용 third party manufacturer가 제작하는 것이 특징이다. 이 부분은 위성이 개발되기 시작하면서 위성 제작사들이 자체적으로 이들 전장박스를 제작해 왔고 이에 따라 이런 목적으로 사용할 상용부품(Commercial Off

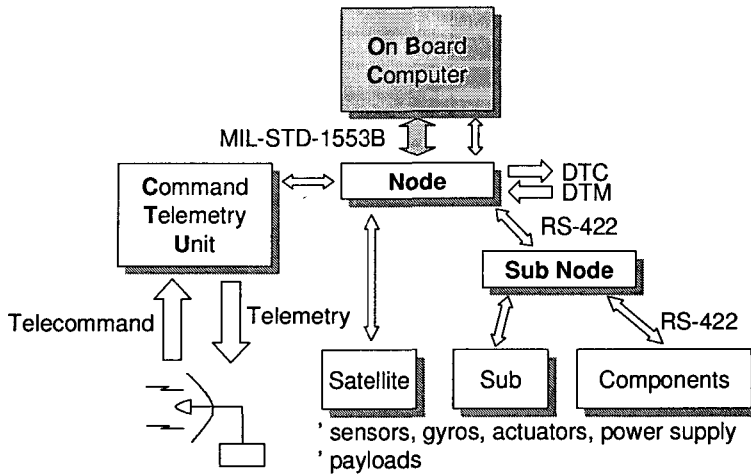


그림 3. 데이터 중심 디지털 베이스 밴드 아키텍처.

The Shelf; COTS)을 만드는 회사도 없었기 때문이다. 현재에도 위성에 사용되는 전장박스는 극히 일부분의 회사에서만 판매하고 있고 위성 관련해서는 대부분이 단품레벨의 위성 부품을 전문적으로 공급하는 회사가 대부분이다. 따라서 대부분의 위성 제작자들은 이들 단품레벨 위성 부품을 전문적으로 생산하는 회사로부터 위성 부품을 납품받고 그 위성 부품을 사용하여 자체적으로 전장박스를 제작하고 있다고 봐야 한다.

현재까지 위성 데이터 처리부의 핵심은 OBC였고 그 주변을 CTU와 RIU가 접속하여 위성 제어를 수행하던 아키텍처이다. OBC와 CTU와 RIU의 인터페이스는 MIL-STD-1553B 또는 ESA OBDH(On Board Data Handling) 버스 방식이 담당하고 있으며 OBC는 FSW(Flight Software; 비행 소프트웨어)를 구동시키고 FSW는 MIL-STD-1553B를 통해서 위성 서브 컴포넌트로부터 들어오는 위성 정보를 이용해 위성 제어 알고리즘을 동작시킨다. 한마디로 현재의 대부분의 위성 데이터 처리부는 OBC와 FSW를 중심으로한 아키텍처라고 말할 수 있다. 인체로 따지면 두뇌를 중심으로 한 관점이라고 비유할 수 있다.

### 3. 디지털 베이스 밴드의 개념설계

#### 3.1 데이터를 중심으로한 아키텍처

FSW는 위성 서브 컴포넌트로부터 입수되는 데이터를 위성 제어 알고리즘으로 처리하여 위성 제어 명령을 위성 서브 컴포넌트로 전달하는 역할을 수행한다. 이러한 과정에서 OBC와 같이 데이터를 처리하는 부와 CTU, RIU와 같이 데이터를 생성하는 부 사이에 간결한 데이터 인터페이스부를 두어 양측을 연결함으로써 인터페이스 관리에 따른 FSW의 복잡성을 크게 줄일 수 있다고 판단된다. FSW는 더욱 단순한 데이터 인터페이스를 사용할 수 있음으로 데이터 처리에 대한 관리를 용이하게 할 수 있고 데이터 처리에 대한 오버헤드를 최소화할 수 있으며 데이터 인터페이스부를 특화되고 독립된 기능으로 만들수 있으므로 향후 성능 향상이 필요하여 설계 변경이 될 때에도 다른 부에 대한

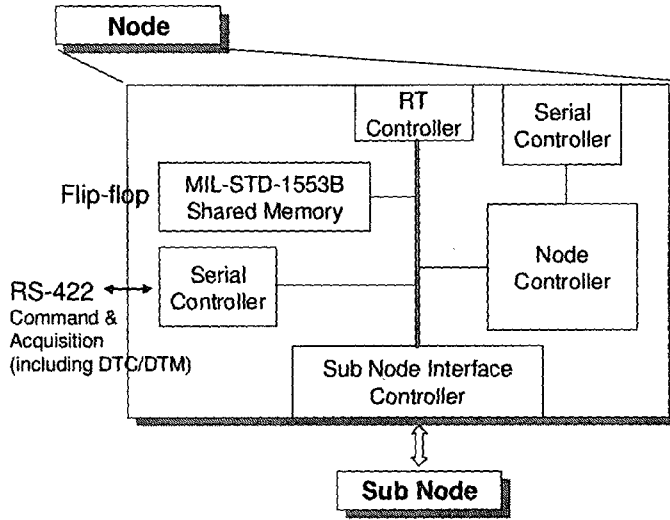


그림 4. Node의 기능 블록 다이어그램.

간섭의 영향이 적어지게 된다.

이 논문에서 제안하고자 하는 아키텍처는 그림 3에 나타나 있다. 즉 OBC와 FSW가 중심이 된 아키텍처가 아니라 데이터 인터페이스부가 중심이 되는 아키텍처이다. 이 아키텍처에서 OBC와 위성 서브 컴포넌트는 데이터 수집 및 관리를 목적으로 하는 하나의 Node에 의해서 연결되며 Node는 필요에 따라 1개 이상의 Sub Node와 연결될 수 있다.

그림 3에서 보듯이 Node는 하나의 전장박스로서 OBC가 접속하는 유일한 전장박스이고 MIL-STD-1553B 버스와 Node Configuration을 위한 RS-422 직렬 접속을 통해 OBC와 연결된다.

OBC는 위성 서브 컴포넌트와 Node를 통해서 MIL-STD-1553B 버스와 RS-422 직렬 접속을 통해서 연결되므로 통상의 COTS 위성용 탑재 컴퓨터로서 충분히 기능을 수행할 수 있다. 사실 본 아키텍처는 OBC를 인-하우스로 제작하거나 독자 개발을 하는 것이 어려울 경우 COTS 위성용 탑재 컴퓨터를 사용하여 위성 디지털 베이스 밴드를 구성하기 위해서 고려된 것이다.

MIL-STD-1553B 버스와 RS-422 직렬 버스는 COTS 위성용 탑재 컴퓨터가 기본적으로 가지고 있는 기능이므로 컴퓨터의 확보가 어렵지 않다고 판단된다. 이 경우 위성용 탑재 컴퓨터의 특별한 성능이 요구되지 않으므로, 나아가 위성용 탑재 컴퓨터를 향후 인-하우스로 제작을 한다고 하더라도 통합 기능형 아키텍처보다 복잡도가 훨씬 낮아져 상대적으로 단기간에 개발이 가능하게 된다.

### 3.2 Node에서의 통신

이 아키텍처에서 Node는 OBC와 위성 서브 컴포넌트들 사이를 연결하는 유일한 데이터 접속 전장 박스이다. 그림 4와 같이 Node는 OBC와의 데이터 접속에는 MIL-STD-1553B 버스가 사용되고 RS-422 직렬 버스는 OBC로부터 OBR(On-Board Reconfiguration; 온-보드 재구성) 명령을 받을 때 사용된다.

Node와 Sub Node는 기능적으로 거의 유사하다. Node와 위성 서브 컴포넌트 사이에 사이 간격

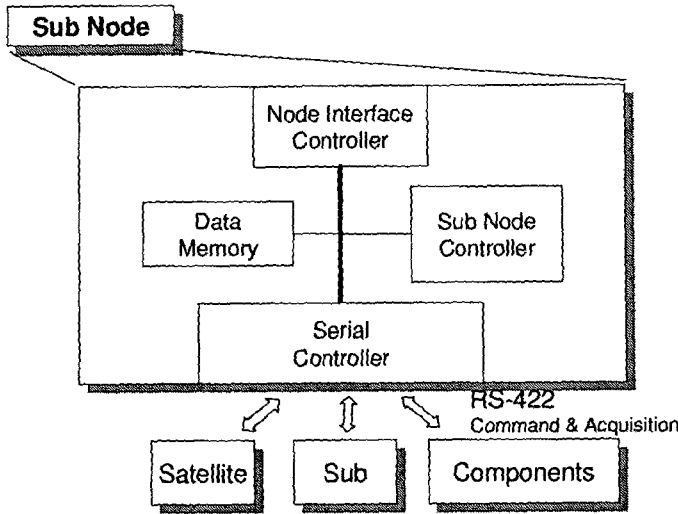


그림 5. Sub Node의 기능 블록 다이어그램.

또는 기능상의 이유로 Sub Node가 요구되어질 때 Node는 “Sub Node 연결 컨트롤러”를 이용해서 목적하는 위성 서브 컴포넌트가 연결된 Sub Node와 연결될 수 있다. 그렇지만 Sub Node와 연결된 위성 컴포넌트는 Node의 관점에서 Node에 직접 달린 다른 위성 서브 컴포넌트와 같이 취급될 것이다. 따라서 이들 사이의 차이점은 단지 Sub Node가 위성 서브 컴포넌트로부터 오는 데이터들을 Node에 중계하기 위해서 필요한 지연시간(Delay)이 전부이다.

Node는 위성용 탑재 컴퓨터와 위성 서브 컴포넌트 사이의 데이터 교환에 대한 브릿지 역할을 한다. Sub Node는 Node에 대해서 제 2의 브릿지가 된다. Node는 직렬 컨트롤러를 통해 위성 서브 컴포넌트와 명령 및 획득(Command and Acquisition)의 기능을 수행할 수 있다. 다른 위성 구성(Satellite Configuration)에 대한 중요 명령 및 획득도 Node에서 수행된다. 그림 2의 구성에서는 CTU에서 이들 위성 구성 명령 및 획득이 수행되었었다. 이 논문에서 제안하는 디지털 베이스 밴드의 아키텍처에서는 Node와 연결된 CTU는 지상과의 원격측정, 명령의 인터페이스만을 수행하고 실제 원격 명령의 수행 등은 Node가 수행하는 식이다.

Node가 위성 내부의 모든 데이터 입출력을 처리하는 용량으로 설계되었을 때 만약 Node의 크기가 비실용적으로 커지는 것으로 예측된다면 Sub Node가 일정 부분에 해당하는 만큼 Node의 데이터 입출력 기능을 담당하도록 함으로써 Node의 크기를 필요한 만큼 줄일 수 있을 것이다.

### 3.3 Sub Node에서의 통신

그림 5에 나타나는 바와 같이 Sub Node는 “Node 접속 컨트롤러”를 통해서 Node와 연결되며 Sub Node의 기능은 Node와 거의 유사하다. Sub Node는 Node의 거리상의 또는 제한된 채널의 확장을 목적으로 Node와 위성 서브 컴포넌트 사이에 위치할 수 있다. Sub Node는 위성 서브 컴포넌트와 Node 사이의 명령 및 텔레메트리를 중계한다.

“Node 접속 컨트롤러”는 Node와 마찬가지로 OBR 명령을 OBC 또는 직접 Node로부터 Sub

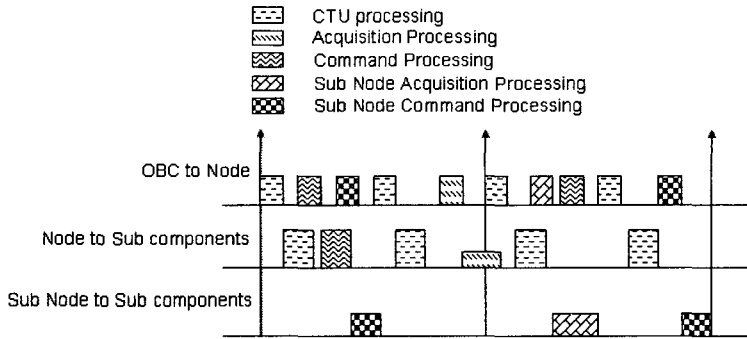


그림 6. OBC와 Node 및 Sub Node의 통신 메커니즘.

Node가 수신하도록 하는데 사용될 수 있다.

### 3.4 Node와 OBC 사이의 통신

Node와 OBC 사이의 데이터 인터페이스는 MIL-STD-1553B 버스만 존재한다. Node는 1개이므로 OBC는 1개의 MIL-STD-1553B 버스만 가지는 셈이다. 기존 아키텍처에서는 OBC에 여러 위성 서브 컴포넌트들이 터미널로 연결되었지만 데이터 중심형 아키텍처에서는 OBC는 Node와만 연결된다. 따라서 FSW는 하나의 터미널에 대한 하나의 1553B 버스 스케줄링 테이블을 가지게 되며 이것은 제어 통신 스케줄링에서 매우 신뢰성 있는 응답 특성을 보여주게 될 것이다. 그리고 하나의 스케줄링 테이블은 손쉽게 다른 통신에 구애됨이 없이 동적 또는 정적으로 수정이 가능하게 된다.

Node의 “Node 컨트롤러”는 MIL-STD-1553B 통신 및 “직렬 컨트롤러”와 “Sub Node 접속 컨트롤러”로부터 들어오는 데이터를 중재하는 기능을 주로 수행한다. “Node 컨트롤러”의 기능은 OBC로부터 OBR 명령을 받아 위성의 임무 기간동안 변경하는 것이 가능하다.

“Node 컨트롤러”는 MIL-STD-1553B 버스를 통해서 OBC로부터 받은 명령을 “직렬 컨트롤러”를 통해서 CTU 또는 위성 서브 컴포넌트에 전달하고, 이들 명령은 경우에 따라 Sub Node와 연결된 위성 서브 컴포넌트에 “Sub Node 접속 컨트롤러”를 통해서 전달된다.

CTU 또는 위성 서브 컴포넌트로부터 입수된 텔레메트리는 OBC로 전달되기 위해 MIL-STD-1553B 버스의 Flip 또는 Flop 공유 메모리(Shared memory)에 “Node 컨트롤러”에 의해서 저장된다. 그림 6과 같이 OBC는 Node와의 인터페이스만 관여하고 위성 서브 컴포넌트로부터의 데이터 수집 및 전달은 Node와 Sub Node가 담당하게 된다(Tindell et al. 1995). OBC는 Node를 통해서 원격 명령 및 데이터 획득을 처리하게 되고, 필요하다면 Node는 Sub Node를 통해서 역시 명령 및 데이터 획득을 처리한다. 따라서 Sub Node에서 일어나는 명령 처리 및 데이터 획득은 모두 OBC에서 순차적 스케줄링(Sequential Scheduling) 되어서 이루어지는 것이며, 처리 결과에 대한 반송 또한 OBC에서 의해서 처리가 되므로 데이터에 대한 제어의 충돌은 야기되지 않는다.

## 4. 통합기능 및 절충형 아키텍처와의 장단점 비교

데이터 중심형 아키텍처의 핵심 개념은 통합기능 및 절충형 아키텍처에서 가장 중요시된 위성

탑재 컴퓨터를 일반 COTS 위성용 탑재 컴퓨터로 대체할 수 있는 수준으로 낮춘 것과 Node 및 Sub Node를 통한 데이터의 관리에 있다.

위성용 컴포넌트 개발시 국산화의 필요성이 우선적으로 제기되었지만 개발 위험이 높아 꺼려왔던 위성 탑재 컴퓨터 위주의 아키텍처에서 COTS 위성용 탑재 컴퓨터를 사용하여 데이터 관리 컴포넌트 위주의 개발을 함으로써 위성 디지털 베이스 밴드의 국산화 가능성이 보다 현실적으로 다가올 것이다. 그러나 데이터 중심형 아키텍처에서 Node 외에 추가로 Sub Node가 필요할 수 있다는 점이 단점이 될 수 있다. Sub Node가 추가된다는 것은 좀더 시스템의 복잡도가 높아진다는 것을 의미하며 Sub Node가 추가되더라도 FSW의 수정이 필요없다는 점을 감안하더라도 “Contingency Plan” 수립 시 고려해야할 추가적인 결함 상황이 발생할 수 있다는 것을 시사하기 때문이다.

상황에 따라서 Node 만으로도 충분히 처리가 가능한 정도의 위성 사이즈라면 별 문제가 안되겠지만, 만약 Sub Node가 추가로 달린다면 신뢰도(Reliability) 평가에서 Node만 존재하는 위성 시스템보다 불리해 질 가능성도 있다는 점을 감안해야 한다. 단 Sub Node가 Node와 기술적으로 매우 유사한 구성을 가지고 있기 때문에 기술적인 문제로 발생될 위험성은 그만큼 적어진다.

상대적으로 박스의 개수가 늘어남에 따라서 초기 개발시 기능 시험, 통합 시험 및 환경 시험에서 시간 및 비용이 통합기능 및 절충형 아키텍처보다 추가로 요구될 가능성이 있으나, 많은 기능을 한 박스 내에 개발해야 하는 기술, 시험에 대한 부담이 이들 아키텍처에서 역시 존재하고 있으므로 이러한 단점은 상쇄된다고 전망할 수 있다.

## 5. 결론

위성의 디지털 베이스 밴드가 요구하는 성능 요구사항은 계속 증가하고 있다. 지금은 보편화되어 있는 위성 탑재 컴퓨터도 십여 년 전의 위성에서는 찾아볼 수 없었다. 높아지는 성능 요구사항을 만족하기 위해서는 모든 기능이 포함된 통합기능형 아키텍처의 위성 탑재 컴퓨터와 같은 구조에서 탈피되어야 한다. 왜냐하면 계속 변화해가는 컴퓨터 플랫폼에 의해 기존의 다른 기능들이 개발에 걸림돌로 작용하기 때문이다.

현재 위성 탑재 컴퓨터는 고성능의 컴퓨터 세대로 진입을 시도하고 있다. 위성 탑재 컴퓨터의 개발은 전문 위성 탑재 컴퓨터 개발사에 맡기는 것이 전략적으로 타당하며, 한편으로 위성 제작사에는 폭넓은 임무를 수행할 수 있는 유연한 데이터 중심의 아키텍처로 진화하는 것이 바람직한 변화라고 판단된다. 이 논문에서는 위성 탑재 컴퓨터를 다른 회사에서 도입할 시 위성 서브장치로부터 효율적 데이터 접속을 위한 위성 내부 디지털 베이스 밴드의 아키텍처를 제시하였다.

**감사의 글:** 이 논문은 과학기술부 “통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발사업”의 일부임을 밝히며 연구지원에 감사를 드립니다.

## 참고문헌

- 구철희 2003a, 대한전자공학회 하계종합학술대회 논문집, 26(1), 398
- 구철희 2003b, 한국항공우주학회지, 31, 95
- 구철희, 최재동, 김중표 2002, JC-SAT 2002 (Joint Conference on Satellite Communications), p.187
- Tindell, K., Burns, A., & Wellings, A. J. 1995, Real-Time Systems, 9, 147