

衛星搭載テレメトリ・コマンド処理の高度化

Advanced Onboard Processing of Telemetry and Command

総合技術研究本部 通信・データ処理技術グループ

笹田武志, 白倉政志, 谷島正信, 高田 昇

Telecommunications and Data Handling Engineering Group, IAT

Takeshi Sasada, Masashi Shirakura, Masanobu Yajima, and Noboru Takata

Abstract

A remote terminal converts signal protocols and relays house-keeping telemetry and command data between onboard data handling system and each non-intelligent sub-system. However, existing remote terminals cannot judge the contents of telemetry and generate suitable sequence of commands by themselves. Thus, remote terminals are unable to control sub-systems intelligently without the assistance of the data handling system. To improve the onboard processing of telemetry and command data, the next generation RT has been studied. This paper describes the concept and system design.

1. はじめに

衛星のバス系及びミッション系サブシステム (S/S) 間でテレメトリ (TLM), コマンド (CMD), ユーザタイミング信号等をデータ交換する機器としてリモートターミナル (RT) がある. RT はデータハンドリングシステム (DH 系) と各 S/S 間で交換する TLM/CMD データをプロトコル変換・中継するが, RT 自身では TLM 判定及びそれに対応する適切な CMD 群を発行できない.

現状では, 姿勢軌道制御系 (AOCS) 及び一部のミッション系 S/S (ペイロード) を除き, 殆どの S/S は高度な TLM/CMD データ処理を行うためのプロセッサを搭載しない. これらプロセッサを持たないアンインテリジェントな S/S の自動・自律運用は, 現行の RT との組合せでは不可能であり, DH 系の中央制御を行うデータハンドリングユニット (DHU) の指令を受ける必要がある.

本研究では, DH 系のアーキテクチャの高度化に関して, RT の機能向上の観点から検討を進めた. すなわち, 自動化・自律化機能を備えるインテリジェントな次世代 RT のシステム検討と, これを実証するための試作品の開発及び評価である. 試作は汎用 CPU ボードに, 筑波宇宙センター (TKSC) で運用中の第 3 世代衛星管制システム (SMACS) の機能を一部実装し DH 系の高度化を検証した[1]. その結果, DHU を使用せずに S/S と RT にて自動・自律運用を実現し, アプリケーションソフトウェア (S/W) 搭載時の課題を抽出できた.

本研究の試作・評価は 2005 年度に実施したが, 検討は 2003 年頃から実施している. 本稿では, 紙面の制約から TLM/CMD 処理高度化の全体概要, 現行 RT の課題とその分析, 及びシステム設計について述べ, CPU ボード等を用いた試作システム開発とその評価結果[2]は省略する.

2. RT の現状と課題

RT の衛星システム内の位置付け, 機能・役割について既存の衛星搭載機器を例に説明する. また現行の RT が抱える課題を抽出し, 次世代 RT に必要な機能要求をまとめる.

2.1 RT の位置付け

Fig.1 に物理的観点から見た RT の位置付けを示す. RT は物理的には各 S/S の近傍に配置されることが多いが, 衛星システムとしては DH 系の一部である. 衛星内の状態・制御信号伝送路であるオンボードデータバス (以下, データバス) を経由して DHU と密接なインタフェース (I/F) を取る. TLM/CMD データは最終的には地上局と交換するため, 通信システム (COM 系) との親和性が高く, DH 系と合わせて Telemetry Tracking and Command (TT&C) システムと表現される. Fig.1 の網掛け部は TT&C の範囲を示す. RT と S/S は, システム要求や S/S の用途に応じて 1 対 1 または 1 対多の接続形態をとる.

2.2 現行 RT の機能・役割

陸域観測技術衛星「だいち (ALOS)」/技術試験衛星 VIII 型 (ETS-VIII) は, 同等の機能を持つリモートターミナルユニット (RTU) /リモートインタフェースモジュール (RIM) を搭載する. これらを例に現行 RT の機能・役割を示す.

TT&C の構成要素である DHU は, COM 系 (S 帯トランスポンダ) より入力される CMD データを

解読後、各 S/S (各 RT) へ分配する。また各 S/S が出力する TLM データの収集・編集・記録制御、ペイロードコレクションデータ (PCD) の分配、軽負荷モード制御、及び衛星の自動・自律運用を行う。

RT はデータバス経由で送信された CMD データ、ユーザタイミング信号、時刻情報、補助データ等をパルス信号であるディスクリット (DC) CMD やシリアルデータ (EIA-422 等) に変換し S/S 内の各デバイスに伝送する。またデバイスから送信される状態データや観測データを、宇宙データシステム諮問委員会 (CCSDS) フォーマットに準拠したパッケージ化 (以下、CCSDS パッケージ) し、TLM データとして DHU に伝送する。RT は S/S 単一故障点になりうるため、S/S とは別に RT 自身で冗長構成を取ることが多い。Fig.2 に現行 RT の機能ブロック図を示す。

2.3 現行 RT の課題

現行 RT には下記に示す課題がある。

- ① RT にて自動・自律運用が行えない。すなわち全ての TLM 判定及び CMD 群の発行を DHU に依存しており S/S の独立性が低い (DHU 及び追跡管制システムの負担増)。その結果、故障検知分離再構成 (FDIR) 機能の自由度・応答性が低い。
- ② S/S の仕様 (設計) が決まるまで、もしくは DHU 及びデータバスの仕様が決まるまでは、RT の I/F 仕様確定しない。逆に、既開発の RT 使用を前提にすると、S/S の I/F を RT に合わせる形になり設計の自由度が減少する。いずれの場合も設計変更時の他方への影響が大きい。
- ③ RT や S/S の組み合わせ・衛星筐体内の配置によっては、ワイヤハーネスやコネクタ等が増加し、設計・製造の複雑化、作業性低下、コスト高、搭載質量増加等の原因となる。

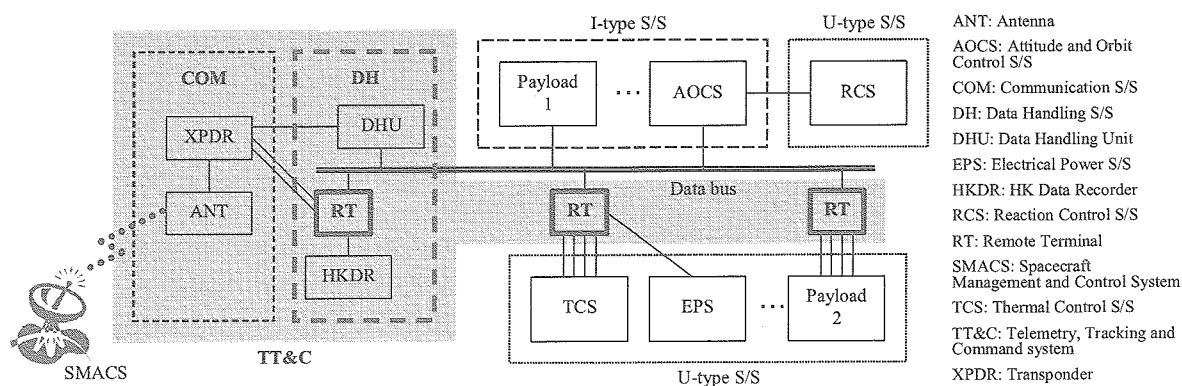


Fig. 1 Configuration of the existing RT in the satellite system

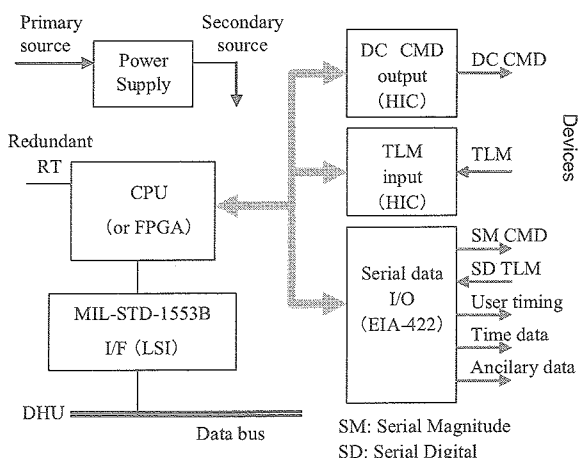


Fig. 2 Block diagram of existing RT

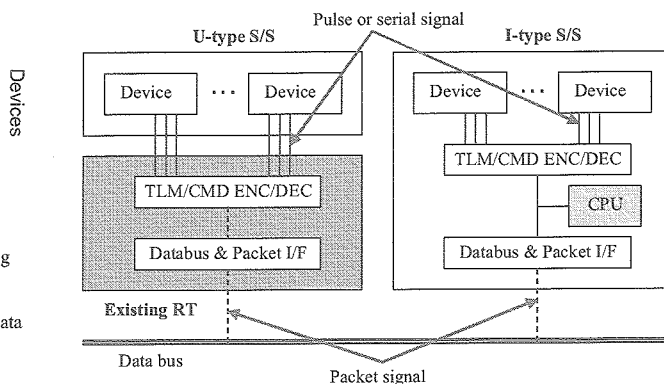


Fig. 3 Subsystem classification based on DH capability

3. 次世代 RT のシステム検討

現行 RT の課題を解決し、かつ次世代の宇宙機用データバスと親和性の高い RT についてシステム検討を行った。本章では、次世代 RT の機能分析、システム要求、及び現行 RT との比較検討を述べる。

3.1 機能分析

2.3 で抽出した課題に対し各々検討した。初めに、被制御側の S/S を、DHU 相当の TLM/CMD 処理を自ら行えるインテリジェント型 (I 型 S/S) と、その機能を持たないアンインテリジェント型 (U 型 S/S) の 2 つに分類する (Fig.3)。

AOCS に代表される I 型 S/S は、自らデータベースのデータリンク層と I/F する回路 (MIL-STD-1553B データバス用 LSI)、CCSDS パケットを解釈しシリアルデータ等の制御信号に変換するプロセッサ (CPU)、S/S 内で保有するデータベース (DB) を参照し TLM 判定及び CMD 群を発行できるアプリケーション S/W 等を有する。これは DHU の機能を一部実現しており、DH 系の観点からはインテリジェントな S/S である。

電源系 (EPS) や熱制御系 (TCS) のような U 型 S/S は、データベースと直接 I/F を行わずその部分を RT に中継してもらう必要がある。CPU やアプリケーション S/W を持たないため、DHU 無しでは自動・自律運用は行えない。

(1) 自動・自律化機能

2.3①の検討では、U 型 S/S に次世代 RT を適用し、I 型 S/S 相当の TLM/CMD 処理機能を有することを目指した。すなわち、アンインテリジェント機器の自動化・自律化、DHU の負荷低減・機能分散、DHU を制御する追跡管制システムの運用性向上を実現させ、宇宙機運用管制 (SM&C) システム全体の向上を図る。Table 1 に I 型及び U 型の S/S 機能比較を掲げる。

Table 1 S/S comparison chart based on DH capability

	I-type S/S	U-type S/S
FDIR	○	×
Packet I/F	○	via RT
Physical I/F	○	via RT

(2) 標準化・再利用性の向上

2.3②は I/F 標準の問題と見なせる。RT から見た場合、データベース側の I/F 部は概ね標準化されている。しかし S/S 側はデバイス毎に I/F が異なるため標準化が難しい。よって RT の開発時は、相手先 (U 型 S/S) の I/F 仕様 (ワイヤハーネスや信号種別) が決まらなると設計が確定しない。S/S 側で設計変更が生じると、それに応じて RT でも改修が必要となる。

上記に対し、既開発の RT を優先して S/S 設計を行う場合もある。この場合 RT の I/F 部の変更を極力避けるため、S/S 側の I/F を RT に合わせることになる (S/S 設計の自由度が減る)。その結果、S/S の機能・性能は向上しても、使用できる TLM/CMD データは従来と変わらず発展性が少ない。

これらの解決案としては、次世代 RT を部品化し S/S に組み込み DH 系～S/S の I/F 分界点を明確にする。その結果、I/F 部が標準化でき開発成果 (回路設計、S/W 等) を他 S/S 開発や次期開発で再利用することが可能となる。DH 系との I/F 試験は標準化された試験治具 (DH シミュレータ等) を用いて S/S 単体で実施できるため工期の短縮になる。

(3) 信頼性向上・低コスト化・軽量化

2.3③はワイヤハーネスやコネクタ等の増加の影響である。Fig.1 及び Fig.3 の通り、RT と接続する S/S 数またはデバイス数に比例してワイヤハーネスは増加する。特に DC CMD (並びに DC TLM) で使用するパルス信号は、1 信号 1 伝送路を占有しデータ伝送効率が悪い。JAXA の 1 トン級周回衛星は RT からの S/S までのハーネスは数千～1 万本程度である。ハーネス増加は衛星の製造、システムインテグレーション、及び I/F 試験時に煩雑な作業を伴い、信頼性低下 (ワークマンシップエラー) やコスト高の要因となる。

余剰の RT のチャンネル共有化などの理由から複数の S/S で RT を共通利用する場合、RT の個数は削減できる。しかし、物理的制約から RT と S/S 間の伝送距離が離れると、ハーネス長が延びるため上記と同様の問題が発生する。加えて RT と S/S の関係が 1 対 1 で完結せず S/S 間を跨る I/F 調整が発生する。

搭載質量の観点では、衛星ドライ質量に対する計装系 (INT) の割合は約 10%あり、バス系で最も重い S/S である電源系 (EPS) に匹敵する。従ってハーネス削減は衛星リソース低減の効果が大きい。ハーネス削減方法としては、固有伝送路のデジタル化や多重化等で本数削減ができる。また RT と S/S 間を隣接 (または内蔵) することで線路長を短縮できる。これら実現に当たっては、各 S/S との I/F 調整が必要のため本稿では課題の抽出に留める。

3.2 システム要求

現行 RT の機能分析を基に、次世代 RT の機能・性能要求を導いた。既存の DHU でもこの中の多くの機能を実現可能だが、次世代 RT ではこの機能を共通化し U 型 S/S に独立的に適用する。下記に次世代 RT への機能要求を示す。

(1) 機能要求

- ① U 型 S/S との I/F 機能 (各レイヤ)
- ② DH 系 (DHU) との I/F 機能
- ③ CCSDS パケットのエンコード/デコード機能
- ④ 衛星運用手順 (SOP) の実行機能 (TLM 判定, CMD 群発行)
- ⑤ S/S の状態データ (HK-TLM) の記録機能
- ⑥ S/S の冗長切り替え機能
- ⑦ RT 自身の冗長切り替え機能
- ⑧ RT 搭載アプリケーション S/W の書き換え機能 (ファームウェア更新)
- ⑨ 追跡管制システム (地上) DB との同期機能

(2) 性能要求

H/W の性能要求では、TLM/CMD データ処理時間、I/F 速度、HK データ記録容量等を考慮する必要がある。具体的な数値は S/S によって要求が異なるため、I 型 S/S を参考にして今後決定する。システム I/F 条件 (質量、消費電力等) は次世代 RT が多くの S/S で利用されるため低いリソース消費が望まれる。

CPU は信頼性・性能・入手性から、JAXA 認定部品の宇宙用高速 64bit MPU (HR5000) [3] が有力だが、小型化や低消費電力の理由により他の宇宙用高信頼性部品 (FPGA 含む) も選択肢となる。主メモリは CPU と同じく高速同期式 (バースト) SRAM を適用する。この場合、記録容量はプログラム及びワーク用で 4~数 10MB となる (大容量時は民生部品を選択)。また、SOP や状態 (HK) データ保存のため書き換え可能な不揮発メモリを搭載する。

データバス I/F は実績のある MIL-STD-1553B を第一候補とし、欧州宇宙機関 (ESA) で標準化された SpaceWire (ECSS-E-50-12A) [4]、民生規格の USB (Universal Serial Bus) や IEEE1394 等に対応可能なように、OSI 参照モデル/CCSDS プロトコルスタックに対応した階層化構造とする。デバイス I/F はパルス信号やシリアル I/F のような固有伝送路に対応する必要がある。搭載 OS は、実時間性、カーネルサイズ、実績等から ITRON や VxWorks 等の組み込みリアルタイム OS が候補となる。

(3) 次世代 RT 案

前述までの検討から、次世代 RT の機能ブロック案を Fig.4 に示す。ここで RT Cntl. は次世代 RT の全体管理を行う。データベースとの I/F は MIL-STD-1553B の LSI を用いるが、今後データリンク層プロトコルが変更 (SpaceWire や IEEE1394) になる場合、対応する IP コアをプロセッサに組み込む (または外付けする) ことで対応可能である。A/D-D/A 変換器を含む ENC/DEC は各デバイスとの I/F 部であり S/S 固有設計となる。自動化・自律化機能は TLM 判定部及び SOP 実行部 (SOP データベース (DB) を含む) にて実現される。

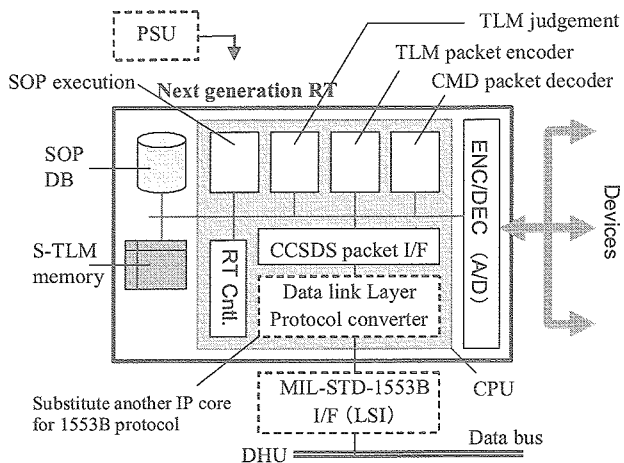


Fig.4 Block diagram of next generation RT

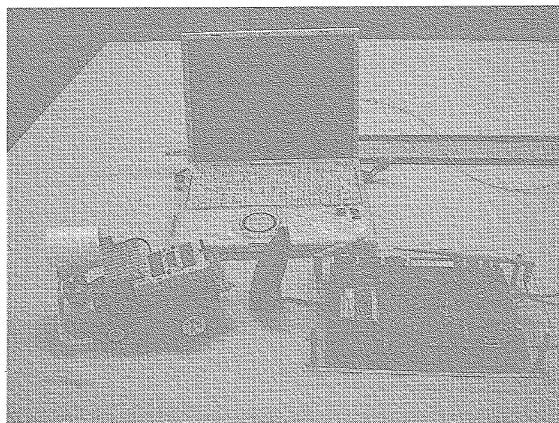


Fig.5 Overview of prototype system

3.3 現行 RT との比較

Table 2 に次世代 RT を現行 RT と比較した時のトレードオフを示す。現行 RT に対し有利：◎，やや有利：○，やや不利：△，不利：×，どちらでも無い／要検討の場合：－で表す。次世代 RT はアプリケーション S/W を動作させるプロセッサが必要であり，RT 単体ではシステムの複雑化，部品数の増加（質量・消費電力，コスト増加）となるが，DH 系及び衛星システムの観点からは利点が多いことが分かる。

Table 2 Evaluation of next generation RT against existing RT

Items	Results	Remarks
Processing load		
RT	×	Required for AP software operation
S/S	－	
DHU	◎	replaced by RT
SM&C (ground system)	○	Operation simplification, CMD reduction
System I/F conditions for satellite resources		
Mass	○	◎: Reduction of wire harness, △: Increase of RT mass
Power consumption	－	○: Transmission loss reduction, △: CPU increase
S/S development		
Design to manufacture	○	I/F standardization, Reusable designs and modules
Module and I/F tests	◎	Reduction of I/F controls
Development period	○	Improvement of reusability
Costs	○	Depends on development period
Flexibility	○	Flexible to design modification
Reliabilities of satellite system		
Manufacture	○	By standardization
S/S operation	◎	FDIR available
Recovery	○	Firmware upload available

4. 試作システムの開発

4.1 試作の目的

次世代 RT の実現可能性を検討するため，汎用 CPU ボードを用いて試作品を開発した。また市販の装置を組み合わせ，衛星システムを模擬する試作システムを構築した (Fig.5 に外観写真)。本試作の目的を下記に示す。

- ① 現行 RT の高度化を民生機器上で実現し必要な機能選定を行う
- ② 搭載機器としての H/W 及び S/W の機能・性能要求を抽出する
- ③ 試作システムを動作させ，追跡管制システム～衛星システムの一連の運用を模擬し，次世代 RT の有効性を検証する

4.2 試作システム概要

(1) 前提条件

試作は機能確認を主体とし，物理層・データリンク層の方式や部品の信頼性は問わない（宇宙用部品は未使用）。また冗長構成は考慮しない。コスト削減及び開発期間短縮のため，アプリケーション S/W は既開発のモジュールを流用する。

(2) 試作の概要

試作品のシステム構成図を Fig.6 上段に，対応する衛星システムを下段に載せる。試作システムは 3 つのパートに分類する。(A) は市販のノート PC (PC/Linux) であり，ここで SMACS の衛星運用管制サブシステム (SPOC) を模擬する。

(B) は汎用の CPU ボード (AMD 社 Alchemy Au1550 プロセッサ 400MHz, メモリ: 64MB) を使用した次世代 RT の試作品であり，DH 系 (RT を含む) の動作を模擬する。UNIX 互換 OS の Linux 上に Java 仮想マシン (JVM) 及び OSGi フレームワーク [5] を構築し，TLM/CMD 処理を行うアプリケーション S/W として SMACS のプログラムを移植した。この理由は，1) DH 系に必要な機能を満足する，2) 追跡管制システム (地上) との親和性が高い，3) 設計資産の活用，などである。しかし JVM 搭載

により従来よりも高い S/W 処理能力が要求される。

(C) は衛星内の U 型 S/S を模擬する。実機 (またはエンジニアリングモデル) の S/S は入手困難のため、LEGO 社の教育用玩具である MINDSTORMS を用いた[6]。これは CPU モジュール、センサ (照度センサ及び接触センサの 2 種)、モータ、及び赤外線タワー (CPU モジュールを遠隔制御) から構成される。

I/F として (A) ~ (B) 間は LAN (Ethernet) で接続し、この区間は地上 (SMACS) ~ 衛星 (DH 系) 間の CCSDS スペースリンクを模擬する。(B) ~ (C) 間は USB で接続し、この区間は次世代 RT ~ U 型 S/S の固有伝送路を模擬する。

5. まとめ

本稿では、JAXA 衛星に搭載している現行 RT の機能分析を行いその課題を抽出した。そして次世代 RT の機能分析、システム検討、現行 RT とのトレードオフを行った。その結果、DHU 相当のインテリジェントな TLM/CMD 処理機能が、プロセッサ内蔵の次世代 RT を用いることで U 型 S/S でも実現でき、DH 系の機能向上及び衛星システムの運用性・開発効率・信頼性等の向上に寄与することを示した。

検討では次世代 RT と U 型 S/S を H/W 的に分離して述べたが、固有機能部の識別・分離やプロトコルの階層化により、将来的には次世代 RT の共通機能を部品化し各 S/S に配布できる。すなわち、全ての S/S を RT 無しで自動化・自律化し DH 系全体の高度化を図ることができる。搭載機器としての要求を満足するには幾つかの課題があるため、H/W の観点からも検討を進める予定である。

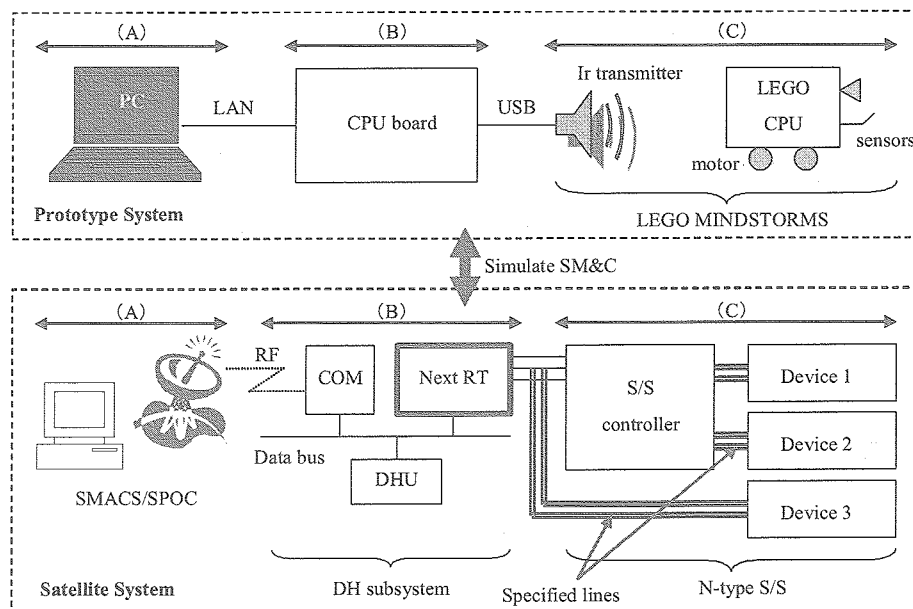


Fig.6 Simulation experiment of next generation RT prototype system

[参考文献]

- [1] 伊藤寛行, 川井淳, 山本勝令, 村田祐介, 山口由仁: 第三世代の衛星管制システムと将来構想, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, November 2005.
- [2] 杉野正明, 山本勝令, 村田祐介, 笹田武志, 白倉政志: 衛星搭載テレメトリ・コマンド処理の高度化 (その 2) - 試作品の開発・評価 -, 第 50 回宇宙科学技術連合講演会, November 2006.
- [3] HR5000 Users Manual, Rev. 0.2d (HIREC-TD-E05020), July 2005.
- [4] European Cooperation for Space Standardization: SpaceWire - Links, nodes, routers and networks (ECSS-E-50-12A), January 24, 2003.
- [5] Open Service Gateway Initiative (OSGi) Alliance: Technical Whitepaper "About the OSGi Service Platform Rev. 3.0," July 12, 2004.
- [6] LEGO MINDSTORMS web site: <http://mindstorms.lego.com/>