

解説

H-II A ロケット用 誘導制御計算機について

宇宙開発事業団

鈴木 裕介

suzuki.yuusuke@nasda.go.jp

宇宙開発事業団

小林 渉

kobayashi.wataru@nasda.go.jp

日本電気 (株)

林 伸善

n-hayashi@ak.jp.nec.com

日本電気エンジニアリング (株)

橋本 和孝

k-hashimoto@pz.jp.nec.com

H-II A ロケットは、昨年8月の初号機打ち上げ成功につづき、2月4日の2号機の打ち上げも成功した。H-II A ロケットは、H-II ロケットの後継ロケットとして、国際打ち上げ市場参入を目的に、これまでの日本で培ってきたロケット技術の粋を結集し低コスト化と高機能・高信頼化を両立させるべく開発されたものである。

本稿では、H-II A ロケット用の搭載計算機である誘導制御計算機 (GCC: Guidance Control Computer) について、その役割、技術的特徴、開発経過等を、ロケットの誘導制御システムの概要とともに紹介する。また、これまでのH-I, H-II ロケット用の搭載計算機からの変遷についても併せて記述する。

ロケット用搭載計算機とは

ロケット用搭載計算機は、ロケットが自律して機体の制御を行うための頭脳の役割を果たす機器である。機体状態を示す各センサのデータを取り込み、搭載計算機内の搭載ソフトウェア (OBS: On-Board Software) により、ロケットの航法・誘導制御・姿勢制御計算を行う。その結果を個々の制御機器を通じ機体に伝達することで、ロケットを予定の軌道に飛行させ、衛星などのペイロードを目標軌道に正確に投入することを実現している。

また、ロケット用の搭載計算機には、「ロケット打ち上げ時の振動、衝撃、温度環境および宇宙空間での放射線環境においても誤動作することなく確実に機能し続ける」ということが要求される。このため、図-1 に示すような、BOX 状の頑丈な筐体になっており、各種セン

サおよび機体との接続のための専用インタフェースコネクタのみを持つ構造となっている (キーボード等、人が直接操作する部分はない)。

ロケット用の搭載計算機は、ロケットのミッション

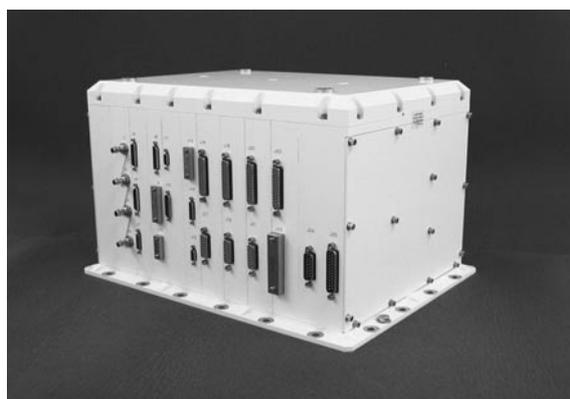


図-1 H-II A ロケット用誘導制御計算機の外観

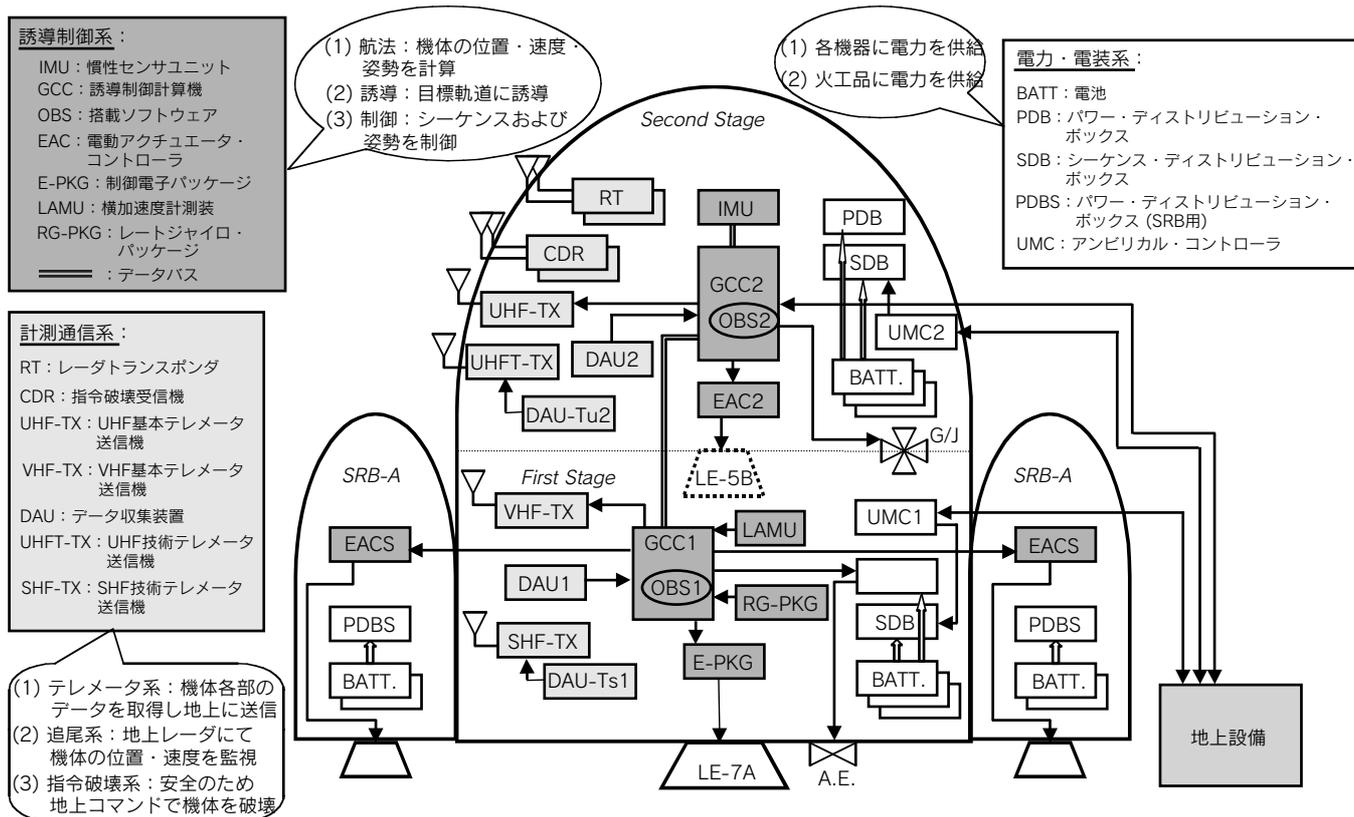


図-2 H-II Aロケットのアビオニクス系構成

達成に与える影響が大変大きい余分なものを極力排除し、耐環境性を保証する高信頼設計・製造技術により、開発・製造が行われている。

H-II A用GCCの概要

【GCCの役割】

H-II Aロケットは、地上からの誘導制御コマンドを受けずに自律飛行を行う。つまり、ロケットに搭載されている電子機器とソフトウェアにより、自らの位置と加速度を感知し、予定された飛行経路を正しく進むように自動修正を行いながら飛行する。

図-2にH-II Aに搭載されているアビオニクス系の構成を示す。GCCは、この中の誘導制御系の中心に位置し、ジャイロと加速度計を持つ慣性センサユニット (IMU: Inertial Measurement Unit) からの情報をもとに、搭載ソフトウェア (OBS) により、位置、速度、姿勢を計算し、誘導制御アルゴリズムに従い、エンジンやガスジェットへ必要な制御コマンドを送出したり、ロケット分離などのイベントコマンドの出力を実施する。また、地上モニタ用のテレメータデータの編集、符号化出力も

行う。

図-2に示したように、GCCは、2段、1段、に各1台ずつ搭載されており、2段に搭載されているGCC2がインシアチブをとりながら、各GCCが、それぞれ各段の制御を分担して実施する。各段に計算機が搭載され各GCCがデータバスで接続されているのが、H-II Aロケットの誘導制御システムの大きな特徴である。これにより、ロケットの制御能力の向上、ロケット組立整備点検作業の効率化、段間をまたがる信号が削減されることによるロケット全体の信頼性の向上を実現している。

【H-I, H-II用搭載計算機からの変遷と

GCCの機能性能】

日本の実用衛星打ち上げロケットの歴史はNロケットより始まるが、Nロケットの大部分は米国からの技術導入により製作され、搭載計算機においても、米国製の完全なブラックボックスとして運用されていた。

日本技術者の悲願であった実用衛星打ち上げロケット



項 目	H-I用IGC	H-II用IGC	H-II A用GCC
主要機能	・演算機能 ・デジタル装置間インタフェース機能	・演算機能 ・デジタル装置間インタフェース機能	・演算機能 ・デジタル装置間インタフェース機能 ・機体インタフェース機能 ・計測通信制御機能
マイクロプロセッサ	ビットスライス型マイクロプロセッサ	ビットスライス型マイクロプロセッサ	32bitマイクロプロセッサV70
語 長	16bit	16bit	32bit
演算速度	0.26MIPS (H-I使用率計算)	0.34MIPS (H-II使用率計算)	2MIPS (ドラフトストーン)
演算方式	固定小数点	固定小数点	浮動小数点
OS	なし	なし	リアルタイムOS (RX616)
記憶容量	RAM : 32Kbyte	RAM : 64Kbyte	RAM : 2Mbyte ROM : 128Kbyte
インタフェース機能 (電源インタフェースを 除く)	4種 (デジタル回路) ・装置間インタフェースのみ	3種 (デジタル回路) ・装置間インタフェースのみ	11種 (アナログ回路, ディスクリフト 回路) ・装置間インタフェース ・機体インタフェース
寸 法	300mm×450mm×180mm	296mm×370mm×205mm	270mm×360mm×220mm
質 量	16kg	14kg	21kg
消費電力 (ノミナル)	60W	45W	52W

表-1 各ロケット用搭載計算機の機能性能

トの国産化開発は、Nロケットで培ったロケット運用技術をもとに、1970年代に開始され、最初のH-Iロケットで国産化率60%、後継機のH-IIロケットで100%の国産化を達成した。そして、H-II Aロケットでさらなる高機能化と低コスト化を実現した。

その中で、搭載計算機も、1977年以降H-Iロケットへの搭載を目指し、初の国産化への挑戦が開始された。H-I, H-IIから、H-II A用の搭載計算機の機能性能概要を表-1に示す。

■ H-Iロケット用搭載計算機 (H-I IGC : 慣性誘導計算機, Inertial Guidance Computer)

世界レベルの性能を目指した我が国初のロケット搭載用慣性誘導計算機の開発は、H-Iロケット用として、1977年より開始された。

開発過程において、これまで経験のない宇宙ロケット用搭載用計算機を実現するため解決しなければならなかった主な課題は以下の通りであった。

- ①誘導制御計算を行う演算機能アーキテクチャの実現
- ②宇宙環境 (振動・衝撃・温度・熱真空・EMC・宇宙放射線) に耐え、ロケットに搭載可能な小型構造の実現
- ③宇宙環境下で安定に動作する部品の選定
- ④信頼度計算・ストレス解析・デレレーティング基準等の高信頼設計手法の確立
- ⑤製造・検査工程の確立

これらの課題の解決にあたっては、日本初の宇宙用搭載計算機開発のリスクを少しでも低減するために、

- I. 搭載ソフトウェア開発の容易性を考慮し、実績あるミニコンピュータのアーキテクチャ仕様をエミュレート
- II. NASAのアポロ計画等から流用可能な基準や手法の調査
- III. 防衛機器の搭載装置のノウハウを最大限に活用等を行った。

試行錯誤の中、開発を行った我が国初の宇宙ロケット用搭載計算機は、1987年8月の初飛行において、その役割を無事遂行し、日本の宇宙ロケット用計算機の先駆けとなった。

■ H-IIロケット用搭載計算機 (H-II IGC)

H-Iロケットの後継機として、国産化率100%のH-IIロケットの開発が1980年代に開始された。搭載計算機も1985年より、H-I IGCを超える機能性能と部品レベルからの純国産化、さらにそれを踏まえた上での低コスト化を実現するべく開発を開始した。

H-II IGCへの主要な要求項目と開発方針は以下の通りである。

[主要な要求事項]

- ①高性能リングレーザジャイロ方式を可能にする演算速度と記憶容量の実現 (機体に固定されるリングレーザジャイロ方式の場合は、データを慣性座標系に変換する処理が必要になる)
- ②ロケット運用の自在性確保のための完全国産部品化

への挑戦(自在性とは、日本が独自技術でロケットを実現することにより、独自の判断で、他国の衛星の打ち上げなどを含めたロケット運用が可能となることを意味する)

- ③小型軽量化
- ④低コスト化

[開発方針]

- I. 搭載ソフトウェアの命令を考慮した高効率専用アーキテクチャの開発
- II. 可変クロック方式等による演算機能の高速化
- III. G/A等の高集積化部品の採用と部品品種削減による低コスト化
- IV. メモリ部ECC機能による信頼性向上
- V. H-II IGCの開発技術を活用した低コスト化

■H-II Aロケット用搭載計算機(H-II A GCC)

1990年代に、国際打ち上げ市場への参入を目的とした高機能かつ低コストロケットの開発が開始された。GCCも1996年より高機能化と低コスト化を目指し、開発を開始した。

H-II A GCCへの主要な要求項目と開発方針を以下に示す。

[主要な要求事項]

- ①国際市場において競合できる低コスト化
- ②並列計算によるロケット制御能力の向上、組立整備点検作業の効率化
- ③搭載ソフトウェア処理向上のための演算性能と記憶容量の向上
- ④小型軽量化
- ⑤短期開発

[開発方針]

- I. 冗長化、ECC、自己故障検出機能による高信頼化
- II. G/A、FPGA、ハイブリッドICの高集積部品開発による小型軽量・低消費電力化
- III. 高信頼・低コスト部品の効果的な採用による低コスト化
- IV. 他の搭載制御機器および計測通信機器の機能を統合した多機能化
- V. 多機能化と高集積化を実現する耐環境性構造の開発
- VI. OSを使用可能とする計算機の実現

表-1に示すように、GCCは、H-I、II IGCと比べ、大幅な機能増加と性能向上を図っており、多種類のインタフェース機能の追加と自己診断機能の充実が特徴的で

ある。演算機能部には、マイクロプロセッサとしてNEC製32ビットMPU V70の宇宙仕様品が採用されている。V70は、インテル社製の80386と同世代のMPUである。GCCは、演算仕様の相違からH-II IGCと単純には比較できないが、約6倍以上の演算性能向上となっている。

演算機能については、現在の最新PCに使用されているMPU性能と比べると、かなり低いと感じられるかもしれない。これは、宇宙搭載用として高信頼性機器を開発するには、部品選定開発評価から、機器開発・評価試験を経て、最終的なフライト品の製造までに数年の時間が必要となり、部品選定開発評価時点では、最新の技術水準のものであっても、実際のフライト段階になると、数世代前のものになってしまうということが一因として挙げられる。V70は、宇宙ステーション、宇宙輸送プロジェクトで使用するため宇宙用として評価開発されてきたものである。後述するように、組み込み用の高信頼システムにも対応できる冗長構成構築のための機能を有しているなどの優れた特徴を持っている。また、性能的にも必要性能を満たしている。これらのことから、H-II A用として採用された。

【技術的特徴】

■GCCの構成

GCCの内部の機能ブロックを図-3に示す。GCCの内部は大きく演算部、インタフェース部、電源部の3つの機能部分からなっている。図-3は2段目に使われているGCC2の図であるが、1段目のGCC1もほぼ同じ構造である。

演算部は、MPU部、メモリコントロール部、システムコントロール部、メモリ部からなり、高信頼化と放射線のシングルイベント対策のために3重冗長やメモリ部のECCを有している。ロケット用の搭載計算機はリアルタイム性が要求されるため、冗長系を構成する場合、処理を中断することなく、切り替えられる方式か、切り替えの必要のない3重多数決方式が採用される。GCCのMPU部の3重FRM (Functional Redundancy Monitor) と呼ばれる方式は、3個のMPUがまったく同じ処理をしており、そのうち1個が通常モード、残りの2個が監視モードとなっている。演算結果は通常モードだけが出力し、監視モードの2個は、通常モードの演算結果を入力し比較チェックする構成となっている。監視モードの2個が同時に不一致を検出した場合、通常モードのMPUを分離



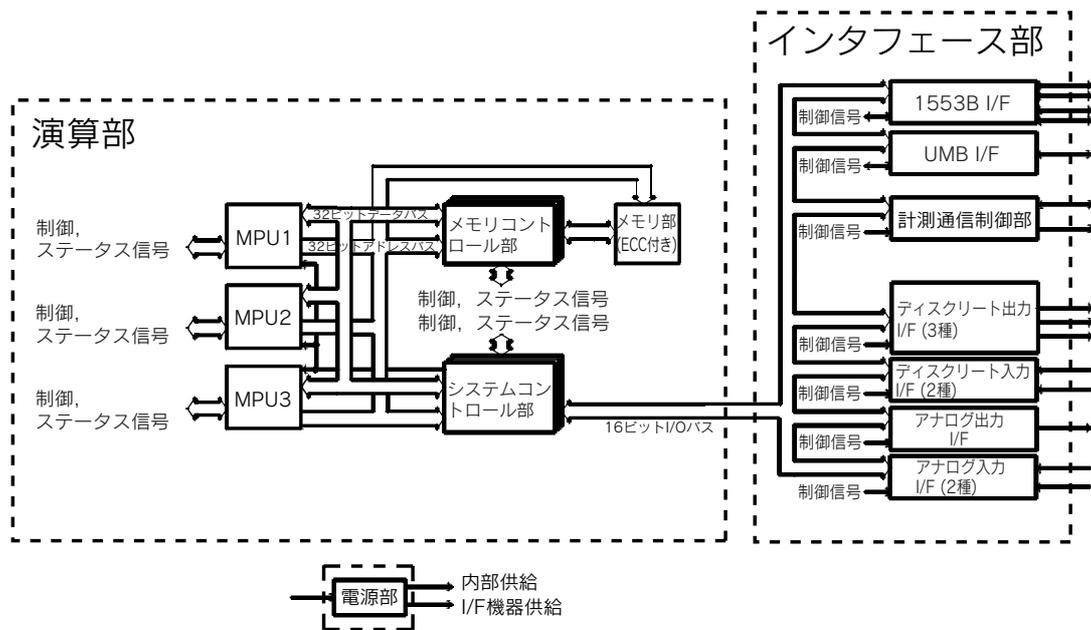


図-3 GCCの内部機能ブロック図(1段目, 2段目ともほぼ同じ)

し、監視モードのうちの1個が通常モードとする再構成をリアルタイムで行い、処理を継続する。

インタフェース部は、GCCが接続される機器、センサに応じて11種類ものインタフェースを備えている。1553B I/Fとあるのが、H-II Aから採用されたデータバスインタフェースである。これは、コマンド・レスポンス方式のデータバスで、A系、B系の冗長系を持ち、1系統でエラーとなった場合、リアルタイムで切り替えて通信できる信頼性の高いものとなっている。戦闘機や航空機では広く使われており、ロケットでは、欧州のアリアン5ロケットで採用されている。

計測通信制御部は、テレメータデータを集め編集、符号化する機能部である。UMB (UMBlical) I/F部は、打ち上げ前に地上装置との通信を行うインタフェースであり、双方向のシリアル転送インタフェースである。UMB I/F方式は、H-I, H-IIからの方式を踏襲しているが、H-II Aでは、射場での整備作業の効率化の観点から伝送速度を約50倍に向上させている。

電源部は、外部からの28VDC電源電圧からGCC内部で必要な安定な2次電圧(5V, 15V系等)を作り出す機能を持つ。

■高信頼性設計

ロケット搭載計算機は、ロケットの機体の運動を制御する頭脳にあたる部分であり、ミッション時間中に一瞬たりとも誤動作が許されない機器である。このため、GCCには、ミッション信頼度0.999以上という高い信頼度が要求され、それを実現するために、さまざま

な高信頼設計手法がとられるとともに、入念な評価試験が実施される。

主要な高信頼設計手法としては、以下のものがある。

- 部品選定評価技術
- デイレーティング設計技術
- 冗長化設計技術
- シミュレーション設計技術

部品選定評価技術では、ロケット用として、必要な機能性能を持つ候補部品を選定し、これらの部品に対して必要な構造評価解析や各種評価試験を実施し、その結果により使用できる部品を決定している。評価試験内容の設定には、宇宙用途の部品に対する経験、ノウハウが必要とされる場所である。

デイレーティング設計技術とは、各部品の定格スペックに対して、規定の余裕度を満足した設計を行うものであり、これにより、部品の負荷を軽減し、故障、誤動作の発生率を低減するものである。ロケットの環境条件やコストを考慮した、H-II Aロケット搭載機器用の基準を制定し、GCCに適用した。

冗長化設計技術については、信頼度の向上、放射線対策のために、必要な部分を3重あるいは2重化するもので、多数決方式、不一致検出方式などを用いている。

シミュレーション設計技術については、電気設計では主にG/A, FPGAといった高集積回路の設計に使用され、飛行時の温度環境や部品の特性変化を模擬した動作シミュレーション確認を実施している。構造設計では、強度振動解析、熱解析などを実施し、飛行時における構造面での耐環境性能を事前に確認することで、開発

開発項目	1996年度	1997年度	1998年度	1999年度	2000年度	2001年度
H-II Aロケット開発試験					初号機	打上△
誘導制御システム試験		←→	←→		←→	
GTV試験			←→	←→	←→	
GCC開発試験						
部分試作試験	←→					
EM試作試験(*1)	←→	←→				
PM試作試験(*2)			←→	←→		
GCC FM製作				←→	←→	←→

図-4 H-II A GCC開発スケジュール

リスクの低減を図っている。

高信頼設計技術は、ロケット用搭載計算機設計に必要な不可欠の技術であり、経験により蓄積された技術とノウハウが最も要求される場所である。

■小型軽量，低消費電力化

ロケットの打ち上げ能力を向上させるため、搭載用機器は、極力小型軽量、低消費電力化に努めている。GCCは、前述したようにH-I, II用のIGCとくらべて、多機能、高機能化されたため、IGCと同じ設計手法では、非常に大きく重いものになってしまう。

GCCでは、電気設計において、宇宙用のG/A、ハイブリッドIC、FPGA、メモリなどの高集積部品を開発・採用することにより、小型・低消費電力化を図り、さらに構造設計においては、新モジュール構造、高密度実装技術採用により大幅な小型化を実現している。このため、GCCの機能がIGCに比べて約4倍相当になっているにもかかわらず、重量は、表-1に示すように1.5倍程度に抑えられている。

■耐環境性能

打ち上げ時および宇宙空間飛行時にさらされる振動、衝撃、熱真空などの過酷な環境下においても、GCCは、安定確実に動作し、常に高い信頼性を保証しなければならない。

そのため、実飛行環境よりもさらに厳しい以下の条件でも動作する設計としている。

- 温度 : -11℃～65℃
- ランダム振動 : 16.8Grms (実効値)
- 衝撃 : 500G (衝撃応答加速度)

上記の条件は、一般PCでは、とても耐えられないレベルである。温度条件で、2倍以上(一般PCは、5℃～35℃程度)、振動、衝撃にあっては、桁違いの差があると考えられる。

GCCの開発経過

【開発スケジュール】

GCCは、1996年から開発に着手し、単体試験及び搭載機器間の整合性試験による機能確認を実施した後、1999年よりFM (Flight Model) の製作を開始した。

開発スケジュールを図-4に示す。

【開発ステップ】

宇宙用搭載機器は、実際に飛行環境や宇宙空間で使用するFMを製作するまでに、いくつかの試験モデルを製作し、幾多の地上試験による動作確認を行い、段階を追って完成度を高めていく。具体的には、BBM (Bread Board Model)、EM (Engineering Model)、PM (Proto-type Model)、FMというステップを踏む。

GCCにおいても、この開発ステップを踏襲し、BBM、EMと並行して部品開発も行った。以下に、各モデルの概要を紹介する。

[BBM試作試験]

BBM試作段階では、GCCに要求される高性能化、多機能化に必要な個々の構成要素の試作評価を実施した。具体的には、演算部の冗長構成部分、各種インタフェース部等の試作評価を行い、EM設計に向けてそれぞれの性能確認や基礎データの取得を行った。

[EM試作試験]

EM試作段階が、機器開発の大きな山場であり、BBM試作試験フェーズで評価した各要素技術を1つの搭載機器としてまとめあげるフェーズである。

GCCでは、演算機能以外に多種類の毛色の異なるイン



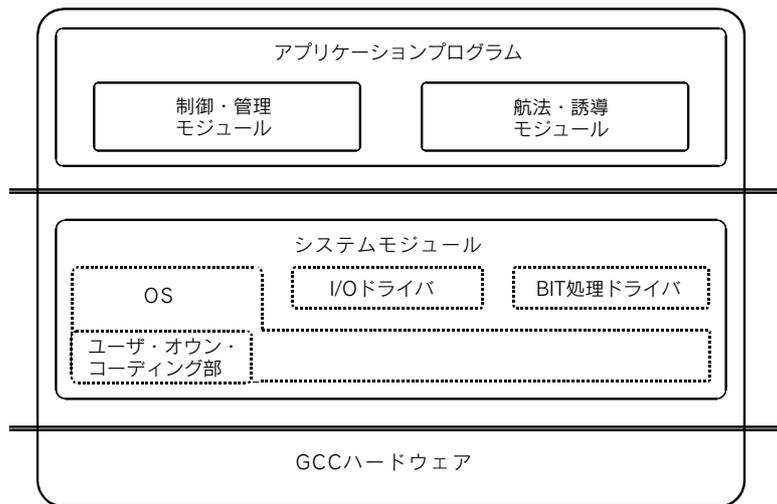


図-5 H-II A GCC搭載ソフトウェアの構成

タフェース機能を実現する必要があった。これら個々に要求される機能性能を損なうことなく、1つの機器としてコンパクトにまとめあげることが課題となった。ノイズ対策、熱・機械環境対策など、さまざまな解析、シミュレーションを行い、基板構成、レイアウト、部品実装方法などを決定していった。

EM試作段階では、機能性能を確認するための幾多の試験が実施された。主要な試験内容を以下に示す。

①技術試験（環境試験）

振動・衝撃・温度・熱真空・EMCの各試験を、ロケットが飛行する際の環境を超えた条件下で実施し、マージンを含めた性能確認を行った。

②誘導制御系システム試験

誘導制御系を構成する搭載機器、搭載ソフトウェアを実際に組み合わせて、機器間のインタフェース動作と誘導制御系としての機能動作の確認を行った。

③GTV（Ground Test Vehicle）試験（ロケット搭載地上試験）

①②項の試験結果や開発中における追加機能要求をもとに、必要な改修を実施し、ロケット搭載環境での全体地上試験が実施された。また、ロケット打ち上げまでの運用手順の確認も行われた。

システム試験やGTV試験の結果、機器単体での技術試験では出てこなかった、インタフェース上の改善事項が明らかになった。

[PM試作試験]

EM試作段階からの反映事項をもとに、すべての電気部品を信頼性部品としたPMを製作し、最終設計の認定試験（環境試験）を実施した。

環境レベルは、EMの環境試験と同レベルであり、実

飛行環境に対してマージンを含んだ試験レベルで、最終設計の確認を実施する。

PMは、FMと同一の設計および製造工程で製作される。つまり、FMと同一仕様のPMに実飛行環境以上の試験を実施することで、以後のFMの安定性を保証するものである。PMは、FMと同一仕様であるが、環境試験でのストレス印加を考慮し、飛行には使用しない。

[FM製作試験]

ロケットに搭載し実際に打ち上げに使用するモデルであり、電気性能試験とワークマンシップエラーを抽出する目的で実施される環境試験を実施した後、ロケットに搭載される。

搭載ソフトウェアについて

最後に、H-II A用搭載ソフトウェアについて簡単に紹介する。H-II A用の搭載ソフトウェアについても、短期間、低コスト開発ということが要求された。これを実現するため、開発言語に高級言語のC言語を採用した。また、汎用のリアルタイムOS（RX616）を採用した。汎用PCの世界では、C言語やOS採用といっても何も目新しいことではないが、ロケット用の搭載ソフトウェアでは、従来アセンブラやスケジューラが使われてきた。そのため、従来は、航法・誘導・制御機能を実現するアプリケーション側で、計算機のハードウェアの詳細仕様までを熟知して、プログラムの設計を行う必要があった。H-II Aからは、C言語とリアルタイムOSを採用することにより、搭載ソフトウェアの開発効率が大幅

に改善された。

H-II A GCCの搭載ソフトウェアの構成を図-5に示す。H-II Aの搭載ソフトウェアは、システムモジュール、航法・誘導モジュール、制御・管理モジュールで構成されている。

システムモジュールが、GCCハードウェアとアプリケーションプログラムとの仲介の役目を果たし、アプリケーションプログラム側が、GCCハードウェアを直接アクセスする必要がなくなっている。

システムモジュールは、リアルタイムOS、GCCの各インタフェースに対応したI/Oドライバおよび、GCCのハードウェアの故障検知を行うテストプログラム(BIT: Built-In Test program)からなっている。

航法・誘導モジュールは、IMUからの情報をもとに、機体の位置、速度、姿勢を計算し、予定の軌道に誘導するコマンドを生成する機能を持つ。

制御・管理モジュールは、航法・誘導モジュールからの情報をもとに、ロケットの姿勢制御、シーケンス制御、誘導制御システム全体の管理を実施する。

搭載ソフトウェアの開発についても、ハードウェア開発と同様に、確実なステップを踏んで行われた。

[各モジュールの設計製作・検証]

各モジュールの設計フェーズにおいては、要求仕様に対して、基本設計、詳細設計の段階を踏み、各段階でインタフェース調整確認を入念に行い、開発が進められた。品質の高いソフトウェアの開発においては、きちんとした設計資料の整備・管理が重要となる。

検証試験では、プログラム処理フローをもとに、全パス検証を行うために検証ケースを入念に検討設定し、十分な時間をかけて検証作業を実施した。

[システム試験による実ハードウェアでの組合せ検証]

各モジュールをすべて統合してのシステム試験では、実際のGCCハードウェア、各機器と機体の運動を模擬する試験装置を用いて、ロケットの全ミッションを通して、ノミナルケースから異常ケースまでのさまざまなケースを設定して試験評価が行われた。

このシステム試験がソフトウェア試験の山場であり、ここで初めて、本当の意味での実運用と同じダイナミックな動作検証が行われることになる。想定していなかったタイミング動作の発生によるインタフェース上の問題・改善事項が明らかになり、各モジュールへのフィードバックが行われた。

[フルソフトウェアシミュレーション検証]

実ハードウェアを使ったシステム試験の構成では、実現できない(実ハードウェアを使用するシステム試験では、ハードウェア故障等の異常ケースを試験の目的のために発生させることが不可能)より詳細なケースについての検証評価をするために、GCCハードウェアまでもソフトウェアで実現したフルソフトウェアシミュレーション検証とよばれる試験評価を行った。この検証により、各機器のハードウェア異常ケースや、センサ系誤差が大きいケースなど、より詳細な検証試験を実施した。

これらの検証試験を経て、ロケットの各号機の組立段階では、号機にあわせて定数を設定しての検証試験が行われ、その号機用の最終の搭載ソフトウェアとして完成する。

ま と め

H-II Aロケット用誘導制御計算機の概要について、H-II A用搭載計算機からの変遷、開発経過とともに紹介した。

H-II IGCが、H-I IGCの延長上で開発されたのに対し、H-II A GCCは、多機能・高性能化、小型化、低コスト化、OS採用等の新たな技術課題があった。これらを航空宇宙機器開発の専門技術、ノウハウを最大限に活用し、これまで以上の短期開発で実現した。また、そのFM製造にあたっては、宇宙用機器としての非常に高い製造技術・品質管理技術と作業員1人1人の高度な技能に支えられて、安定した高い信頼性を実現している。

H-II Aロケットは、国際市場に参入し、今後さらに競争力のあるロケットにしていく必要がある。GCCについても、さらなる高性能化と高信頼化にむけて、改良を図っていく計画である。

参考文献

- 1) 小林 渉: H-II Aロケットの誘導制御機器, 電子情報通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会 SANE98-14.
- 2) 宇宙開発事業団: H-II A解説シート.
- 3) 三戸, 清水, 江村, 佐藤, 白井, 増原, 中村: H-Iロケット用慣性誘導計算機, 電子情報通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会 SANE88-37.
- 4) 綾部, 中安, 鈴木, 増原, 佐藤, 小野沢, 橋本: H-IIロケット用慣性誘導計算機の開発, 電子情報通信学会宇宙航行エレクトロニクス研究会 SANE91-8.

(平成14年1月2日受付)

