

近年、宇宙機は、一つの衛星でさまざまなミッションセンサを搭載する、また搭載するセンサからの指向制御精度要求が高い、さらに多種多様のセンサを搭載しているのでその運用も複雑となるなど、大型化、高機能・高性能化、複雑化が急速に進んでいる。これに伴い、大型柔軟制御対象を安定に制御できかつその制御精度が高精度となる方式、宇宙機を総合的に管理し適切な判断の基に運用を行う方式（この中には、異常発生時の自律的復帰もある）などの制御技術開発が必要となる。これはまさに、システムインテグレーション技術そのものであり、総合電機メーカとしての利点を生かして、この技術開発を進めている。

Spacecraft have recently grown larger and more complex. This is due to increasingly variegated requirements such as the need for high-accuracy attitude control or antenna orientation, the use of large solar array paddles to supply more solar energy, and operational management for spacecraft on which several mission sensors are mounted. These spacecraft necessitate the use of a control method for flexible structures and the use of a fault-tolerant system design.

This paper describes the design concept of a control system for a large spacecraft with a large flexible structure (for example, a large-scale solar array paddle), and that of self-operational management systems for spacecraft such as an onboard fault correction system. In addition, a computer system which implements the above systems is introduced.

1 まえがき

1957年、世界初の人工衛星“スプートニク”が打ち上げられてから、はや40年近くの歳月が過ぎようとしている。この間、米国・旧ソ連を中心に、1969年のアポロ計画に基づく月面着陸の成功、1981年のスペースシャトル打上げ成功と着実に宇宙実利用時代に突入してきた。

わが国でも、“きく6号”、“みどり”に例をみると、10年寿命の放送衛星・通信衛星を可能にする2t級静止衛星の開発、多数のミッションセンサを搭載し地球をさまざまな角度から観測できる軌道衛星の開発と、世界的トップレベルの大型化、高機能・高性能化および複雑化された衛星開発が、ここ10年あまりの間で急速に展開されてきた。図1にきく6号軌道上コンフィギュレーションを示す。

これらの衛星システムを構築するためには、以下の開発が必要となる。

- (1) 数10mもある柔軟な太陽電池パドルを搭載した状態でも安定に制御できる柔軟構造制御技術
- (2) 100分の数度を実現させる高精度姿勢制御技術
- (3) 異常発生時の自律的復帰および運用正常を自律的にチェックしながら運用進行を行う自律的自動運用・管理システム技術

そして、これらの制御・運用を実現するためには、ロケット打上げ環境条件を満たしつつ軌道上での熱環境条件・放射線環境条件を満たす、高信頼性・高性能な宇宙用制御

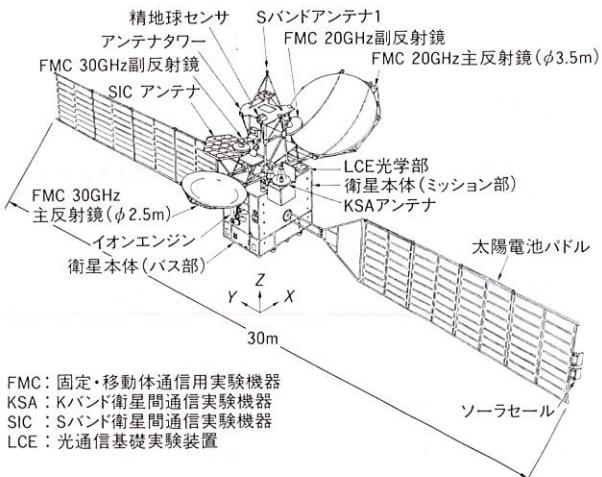


図1. きく6号軌道上コンフィギュレーション 全長約30mの大型衛星。太陽電池パドル、各種アンテナなど柔軟構造物を備えている。
Configuration of Kiku-6

計算機の採用が不可欠となる。

ここでは、最近の宇宙機がどのような制御ダイナミクスであるのかについて簡単に述べ、上述した各制御技術およびそれに必要な制御用計算機について紹介する。

2 制御ダイナミクス

宇宙機の大型化は、制御対象の柔軟構造物化そのもので

あるが、図1に示したように全長30mに及ぶ衛星には、非常に大きい太陽電池パドル、おわん型の大型アンテナ、細いブームの上に小型衛星がついたような形のKSA(Ku-band Single Access)アンテナなど、柔らかい構造をもつダイナミクスがあらゆる方向に取り付けられている。この構造を簡略化した数学モデルで表すと、次のようなになる。

$$\frac{\theta}{T} = \frac{1}{IS^2} + \sum_i \frac{\phi_i^2}{S^2 + 2\xi_i\omega_{fi}S + \omega_{fi}^2} \quad (1)$$

ここで、 θ は姿勢誤差、 T は制御トルク、 I は慣性モーメント、 ϕ_i 、 ξ_i 、 ω_{fi} (i は柔軟モード次数)は柔軟構造パラメータ、 S はラプラス変換パラメータである。(1)式の右辺第1項は、制御対象がすべて剛体と考えたときの運動を表しており、第2項は柔軟構造物により付加される運動を表している。制御トルクが働くと、柔軟構造物による振動が剛体運動に加わった形で動作し、姿勢が振動的に揺れることになる。このような系を安定かつ高精度に制御するのが最近の要求である。なお、ここでは、簡単にするために制御軸1軸だけのダイナミクスの記述で説明したが、この章の冒頭で述べたように、これらの柔軟構造物は制御軸のあらゆる方向に取り付けられているので、(1)式で示した制御ダイナミクスは、3制御軸(ロール、ピッチ、ヨー)に対して複雑に絡みあっている。このため、制御を非常に複雑にしている。

3 制御技術

3.1 柔軟構造制御技術および高精度(姿勢)制御技術

この二つの制御技術は、互いに相反する要求のため、両者の要求をうまく調理するということが必要になる。

柔軟構造物の制御は、(1)式で示した制御対象のうち剛体モードに加えてどの柔軟モードまでアクティブに制御するのかを適切に決めることがある。すなわち、ローパスフィルタで適切な制御帯域を設定し、第 n 次の柔軟モードまでは位相安定という形でアクティブに制御し、第 $n+1$ 次の柔軟モードからは、ゲイン安定という形でパッシブに制御するという n を決めることがある(図2)。ところが、これを行うためには、この制御対象の把握、すなわち(1)式の制御ダイナミクスの把握が必要であるが、宇宙機自体が大型化されたため地上試験などが難しく、制御系設計を実施する段階で正確なパラメータを同定することが難しいのが現状である。また、太陽電池パドルのように柔軟構造物が宇宙機本体に関して回転しているようなものもあり、この場合、柔軟モードが制御軸に対して時々刻々変化していき、ますます制御対象の把握を難しくさせてしまう。このため、できる限り制御帯域を下げる、よくわからない柔軟モードを制御系に取り込まないことが柔軟構造制御という立場からは望まれる。

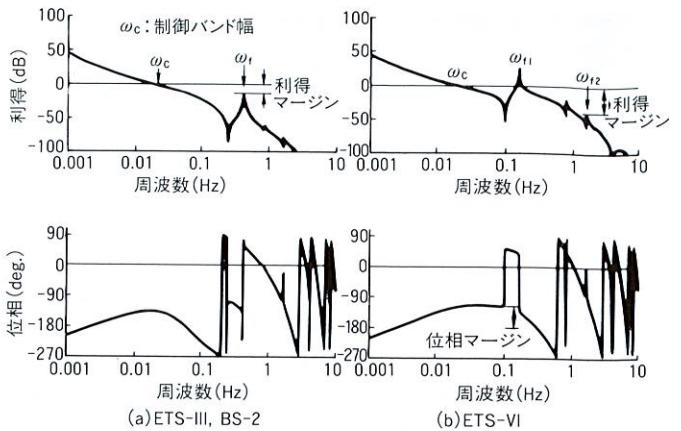


図2. 柔軟構造制御　制御系を安定にする方式として、ゲイン安定と位相安定の二つの方式がある。
Control method for flexible structure

一方、高精度に制御するという立場からは、姿勢制御誤差が制御帯域の自乗に反比例することから制御帯域を高くすることが必要になる。これは、前述の柔軟構造制御と相反する要求となり、この二つをうまく取り込むことが、大型化された宇宙機の制御には要求されている。

図3は、柔軟性の高い太陽電池パドルが制御軸に対して回転するような制御対象のために開発された面内面外制御方式である。

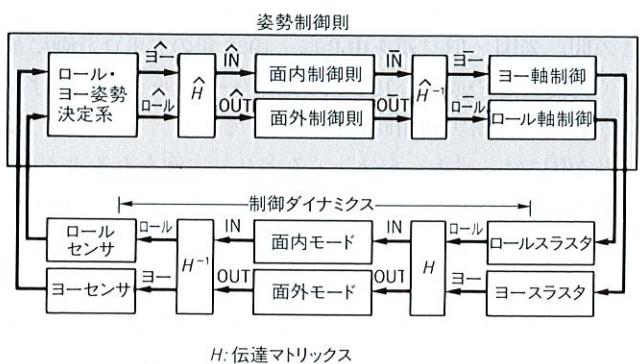


図3. 面内面外制御方式　柔軟特性をもちかつ制御軸に対して回転する制御対象に有効な制御方式である。
In-plane/out-plane control method

図に示したように、この制御方式は、制御系の設計を宇宙機に固定された制御軸で実施するのではなく、柔軟モードを決めているパドルに固定された制御軸(面内面外制御軸)で実施している。すなわち、姿勢誤差は、センサが宇宙機本体に取り付けてるのでこの座標系で取り込み、それをパドル座標系に変換する。そしてこの座標系で制御ロジックを動かし、導出された制御量を今度は宇宙機本体の座標系に戻し、宇宙機本体に固定されているアクチュエータ(ス

ラスター)を噴射することで制御する。この制御方式が開発されたことで、今まで困難とされていた大型衛星の軌道制御中の高姿勢制御精度を可能にした(例えば“きく6号”では、姿勢トランジエントを含み定常運用時と同じ制御精度を満たすことができる)。

3.2 自律的運用・管理システム技術

宇宙機は、部品レベルから品質・信頼性管理を行いかつ地上試験で十分に検証されてから打ち上げられるが、あまりにも多くの部品・多種システムの結集であるため、長いミッション運用期間の中で一部の機器が故障を引き起こす場合がある。このため、従来から基本的に冗長系をもち、軌道上で故障したときは冗長系に切り換えることができる設計となっている。この冗長系の切換えは、基本的には、地上運用と連携して実施されればよい。しかし、宇宙機の運用を考えると、この異常期間が短く、かつ宇宙機が自律的に冗長系への切換えを行うことができれば、例えば異常発生時の通信・放送中断などがなくなり、望ましいシステムとなる。また、軌道衛星のようにつねに地上とコンタクトの取れない宇宙機システムでは、このような自律的システムは運用の安心度を増す重要な要求となってくる。

図4が、このような自律的システムを構築するための基本構想である。ハードウェアの動作を含めた詳細は4章で述べるが、このシステムは、まず自律的システム論理を開発する計算機部分がつねに正常であるように構成し、そのうえで自律システム論理を動かす構造となっている。

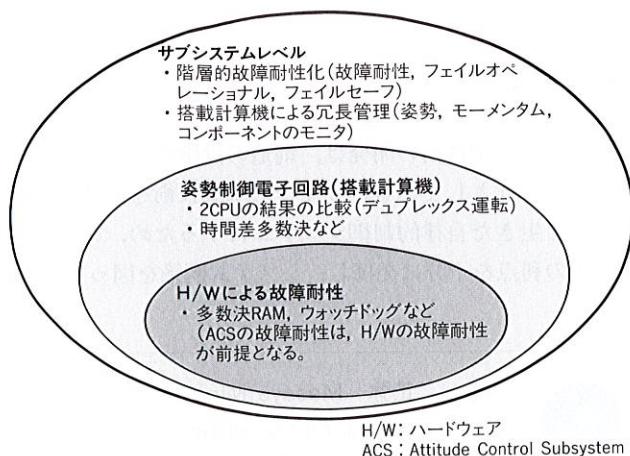


図4. 階層化した耐故障対策コンセプト 演算処理部分にまず耐故障性を設け、そのうえで全体システムのフォールトトレラントを構築している。

Fault-tolerant system concept

図5に自律的システムの構成例を示す。これは、異常状態のレベルに応じて、そのままミッション運用継続、機能は少し落ちるがある程度ミッション遂行可、宇宙機の安全

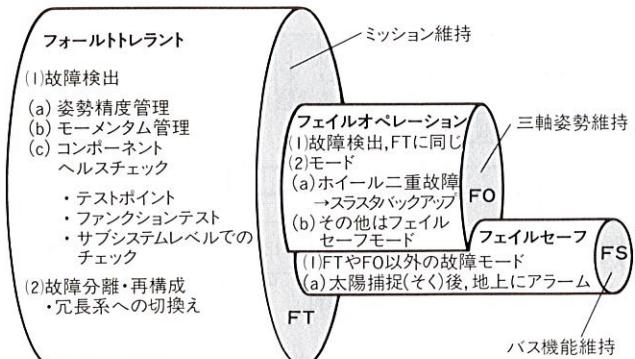


図5. 階層化した耐故障システム フォールトトレラント機能のレベルを定義し、階層的にシステム構築している。

Fault-tolerant system

は確保、などの運用レベルに分けています。

ここで紹介した自律的システムは、主に姿勢制御に関連したところの運用の自動化・自律化であるが、宇宙機全体の健康状態(例えば電力供給能力)をチェックし、それに対応した宇宙機熱制御の実施、ミッションセンサの立上げおよびデータ取得・データ配信の制御、などを実行するという総合的管理・運用システムの構築が今後の発展のために必要である。これについては、現在統合制御系という形で開発を進めている。

4 制御用計算機

当社が開発した制御計算機の代表的な事例として“きく6号”姿勢制御エレクトロニクス(ACE)およびETS-VII(1997年11月打げ上予定)ロボット制御搭載計算機(RMOC)を紹介する。

4.1 “きく6号” ACE

ACEは、姿勢制御系の中核となり10年ミッションの要求にこたえる高信頼性、耐故障性、運用の自在性などを主眼に開発された機器である。高信頼性とするため内部の機能要素はすべてクロスストラップ冗長構成とし(図6)、かつ故障耐性を図るために図4で示す概念を導入してシステム化している。

計算機ハードウェアが軌道上で遭遇する故障として、部品の永久故障、シングルイベント(宇宙線など)により引き起こされるラッチアップ、ソフトウェアエラーがある。これらの検出、分離、再構成、回復動作をハードウェアですべて実行することはハードウェアの複雑化を招くため、このシステムでは、ソフトウェアとの協調によりバランスよく実現している。

このシステムは、図4で示すように3階層から成る。

第1層目はハードウェアレベルの対応であり電源部の並列運転、三重多数決メモリ、クロック停止時の自動切換、

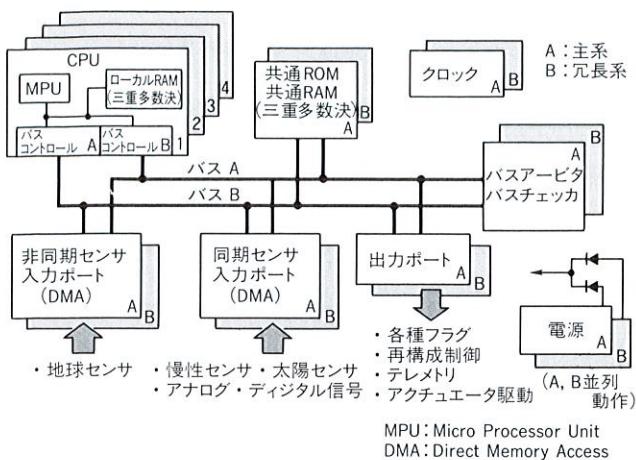


図6. きく6号ACE構成 フォールトトレラント機能のある姿勢制御エレクトロニクス。複数のCPUで互いに答えをチェックしながら動作する。

Configuration of Kiku-6 ACE

二重システムループバス、バスチェック自動切換による再構成機能をもつ。

第2層目ではハードウェア、ソフトウェアが協調した故障耐性化が図られている。すなわち、まずハードウェア機能として各構成要素ごとに過電流検出回路付のスイッチをもち、過電流発生時に自律的に再構成を実施できる構造としている。そのうえで、ソフトウェア機能として故障耐性機能を分担するFMOS (Fault-tolerant Multi-processing Operating System) が実行する。FMOSの管理下で4台のうち任意の2台のCPU (16ビット) が運転され、演算結果を相互比較する。このとき異常が検知されると、ロールバック^(注1)および時間差多数決^(注2)で故障個所の特定、分離、再構成が行われる。

第3層目は、姿勢制御系サブシステムレベルでの故障耐性化である。FMOSの管理下で動作する姿勢制御アプリケーションソフトウェアが姿勢異常などを検出し、センサ、アクチュエータを含めハードウェアの切換えを実行する。

以上述べてきた故障耐性化の考え方たは、“みどり” AOCE (Attitude Orbit Control Electronics), ETS-VII AOCEに受け継がれている。また、制御対象も姿勢制御だけでなく熱制御 (“みどり”), アンテナポインティング (ETS-VII) と

(注1) ロールバック：ソフトウェアエラーに類する一過性の演算異常は、もう一度演算のやり直しにより除去できるためこれを実行する。ソフトウェアは3重多数決RAMに格納されているため単一故障として誤りがない。

(注2) 時間差多数決：ロールバックを行っても再びデータの不一致が発生した場合は、ハードウェアに永久故障かラッチアップが発生したとして多数決処理を行う。待機CPUを起動し、不一致であった2台のCPUのON/OFFを順次行うことでき正常CPUを探し、再構成する。

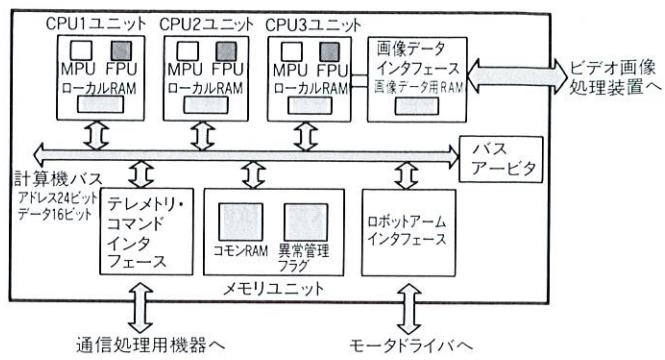


図7. ETS-VII RMOC構成 高速演算を行うため、マルチCPUにより動作している。

Configuration of ETS-VII RMOC

拡大されてきている。

4.2 ETS-VII RMOC

ロボット制御実験のため高性能化を目的として開発された搭載計算機である。三つの32ビットCPU, FPU (Floating Point Unit) と通信制御用(8ビット), アームインターフェース用(16ビット)と合計5個のCPUを搭載したマルチCPU方式を採用し、宇宙用としてはわが国で最速の計算機である(図7)。

代表的な二つの例を紹介したが、制御対象の拡大と高速処理要求(小型・軽量、省電力化は言うまでもない)にこだえるため現在計算機の統合化の検討を進めている。これには、民生素子の宇宙への利用(例: R3900)を検討している。

5 あとがき

宇宙機の制御技術の開発は、創造の段階から発展の段階に移行しようとしている。今までの基盤技術を有機的に結合させて生きた自律的制御システムにするため、総合電機メーカーの利点を十分に發揮し、システム構築を図っていく。



峰 正弥 Masaya Mine

小向工場将来宇宙プログラム開発担当参事。
宇宙機制御システムの開発に従事。電子情報通信学会会員。

Komukai Works



城谷 俊彦 Toshihiko Sirotani

小向工場宇宙機プログラム開発担当参事。
宇宙機制御用エレクトロニクスの開発に従事。
Komukai Works