

複合ミッションとイメージャの視線安定度

Image Navigation of Multi-functional Satellite

木 川 誠一郎 *
Seiichiro Kigawa

Abstract

The JMA concluded to adopt Multi-functional Transport Satellite (MTSAT) as a successor to the GMS-5. The MTSAT will be developed in cooperation with the Civil Aviation Bureau, Ministry of Transport.

The MTSAT will have two kinds of functions; one is for meteorological services and the other for civil aviation services. Meteorological functions will be basically the same as the GMS-5 but the MTSAT may be equipped with $3.7\mu\text{m}$ channel sensor.

The MTSAT will be able to save geostationary orbit, frequency of communications channel and cost. But the MTSAT will be beyond all precedents in the history of satellites boarding geostationary meteorological mission. The image navigation of the MTSAT is unknown, critical world because the MTSAT will be the biggest, hottest, most massive satellite of all weather satellites.

The MTSAT will have to be developed with the greatest possible care about the image navigation.

はじめに

現在調達作業が進んでいる運輸多目的衛星は、GMS シリーズ衛星が遂行している気象ミッションを継承すると共に、航空移動体通信ミッションを搭載することにより、衛星の複合化をはかり、開発コストの低減、静止衛星軌道位置の有効利用を目指している。平成 2 年度までの衛星メーカーによる調査では、運輸多目的衛星は実現可能と報告されているが、運輸多目的衛星は、気象ミッションを搭載した静止衛星として他に例を見ない大型衛星である。

『技術的に本当に実現可能か?』 この疑問に対する答えが本レポートである。

1 多目的衛星

多目的衛星とは、通信（固定・移動・衛星間中継）、放送、観測などのミッションを複数搭載した衛星である。多目的衛星の実現例を表 1 に示す。

静止気象衛星（日本の GMS、米国の GOES、欧州の METEOSAT）は、観測ミッションの他にデータ中継や宇宙環境観測、捜索救助信号中継ミッションを有しており、多目的衛星と分類することができる。

* 気象衛星センター システム管理課
(1994年 6 月 27 日受領, 9 月 6 日受理)

表1 多目的衛星の実現例
Table 1 Examples of Multi-functional Satellite

衛星名 Satellite (国又は機関名)	INSAT-1 (インド)	ARABSAT (アラブ諸国)	AUSSAT (オーストラリア)	L-SAT (BSA)	TELE-X (スウェーデン)	UNISAT (イギリス)
ミッション Mission	国内実用 ①通信 ②放送 ③気象	地域実用 ①通信 ②放送	国内実用 ①通信 ②放送	準実用 ①通信 ②放送 ③伝搬実験	実験/実用 ①通信 ②放送	実用 ①通信 ②放送
姿勢安定方式 Attitude Control	三軸制御 3-axis	三軸制御 3-axis	スピナー安定 Spinner	三軸制御 3-axis	三軸制御 3-axis	三軸制御 3-axis
初期衛星重量 [kg] Mass (BOL)	580	678	640	1400	1200	900
末期発生電力 [W] Power (EOL)	902	1300	860	3435	2500	2000
打ち上げ年 Launch	1982~	1985~	1985~	1987~	1987~	1988~

2 多目的衛星のメリット

静止多目的衛星の利点としては、次の点が挙げられる。

- ①多くのミッションを集約できるため、軌道上の衛星数の減少による軌道の有効利用とスペースデブリ(宇宙ゴミ)の低減が図られる。
- ②大型マルチビームアンテナの搭載により同じ周波数をビーム毎に違う目的で使用することが可能となり、周波数の有効利用が図られる。
- ③規模を大きくすることによる打ち上げ、宇宙部分及び地上部分の開発、運用などのコストの低減が可能となる。

3 気象ミッションを含む多目的衛星

静止気象衛星(日本のGMS, 米国のGOES, 欧州のMETEOSAT)は、観測ミッションの他にデータ中継や宇宙環境観測, 捜索救助信号中継ミッションを有しており、観測ミッションを主体とした多目的衛星である。また、インドのINSATは通信, 放送, 気象ミッションから構成される多目的衛星である。

一方、静止気象衛星5号(GMS-5)の後継機と

して調達作業が行われている運輸多目的衛星(MT SAT)は、気象ミッションと航空移動体通信ミッションを搭載する多目的衛星である。

表2, 図1に静止気象ミッションを搭載した衛星の諸元を示す。図1から、運輸多目的衛星は重量と電力の面から静止気象ミッションを搭載した衛星として他に例を見ない大型衛星であることがわかる。

4 運輸多目的衛星

運輸多目的衛星は、現在GMSシリーズ衛星が遂行している気象ミッションを継承すると共に、航空移動体通信ミッションを搭載することにより、衛星の複合化を図り、開発コストの低減、静止衛星軌道位置の有効利用を目指している。

平成元年度に運輸技術審議会から答申された運輸多目的衛星構想は、気象衛星に求められている観測機能・通信機能の向上とともに、ミッション相乗りにより経費節減を図るとの見地から、気象庁においても積極的に検討が進められた。平成2年度には運輸技術研究開発調査費によるスピナー衛星を前提としたメーカー委託調査(衛星メーカー2社が報告)が行われた。搭載ミッションは、気象ミッション, 航空移動体通信ミッシ

表 2 静止気象ミッションを搭載した衛星
Table 2 Satellites boarding Geostationary Meteorological Mission

衛星名 Satellite		GMS ┆ GMS-4	GMS-5	MTSAT	GOES-4 ┆ GOES-7	GOES-I ┆ GOES-M	METEO- SAT	MSG 次世代 METEO- SAT	INSAT
(国又は機関名)		日本	日本	日本	米国	米国	欧州	欧州	インド
ミ ッ シ ョ ン	①地球画像の取得 Imaging	○	○	○	○	○	○	○	○
	②サウンディング Sounding				○	○			
	③宇宙環境の観測 SEM	○			○	○			
	④観測データの配信 Broadcast of Cloud Images	○	○	○	○	○	○	○	○
	⑤通報局データ中継 DCS	○	○	○	○	○	○	○	
	⑥捜索救助信号中継 SAR		○		○	○		○	
	⑦レーザ光中継 Others						○		
	⑧航空移動体通信			○					
	⑨通信・放送								○
姿勢安定 方式	三軸制御 スピン安定 3-axis Spinner	○	○		○	○	○	○	○
打ち上げ年 Launch		1977 ┆ 1989	1995	1999	1980 ┆ 1987	1994 ┆ 1997	1977 ┆ 1997	2000 ┆ 1997	1982 ┆ 1997

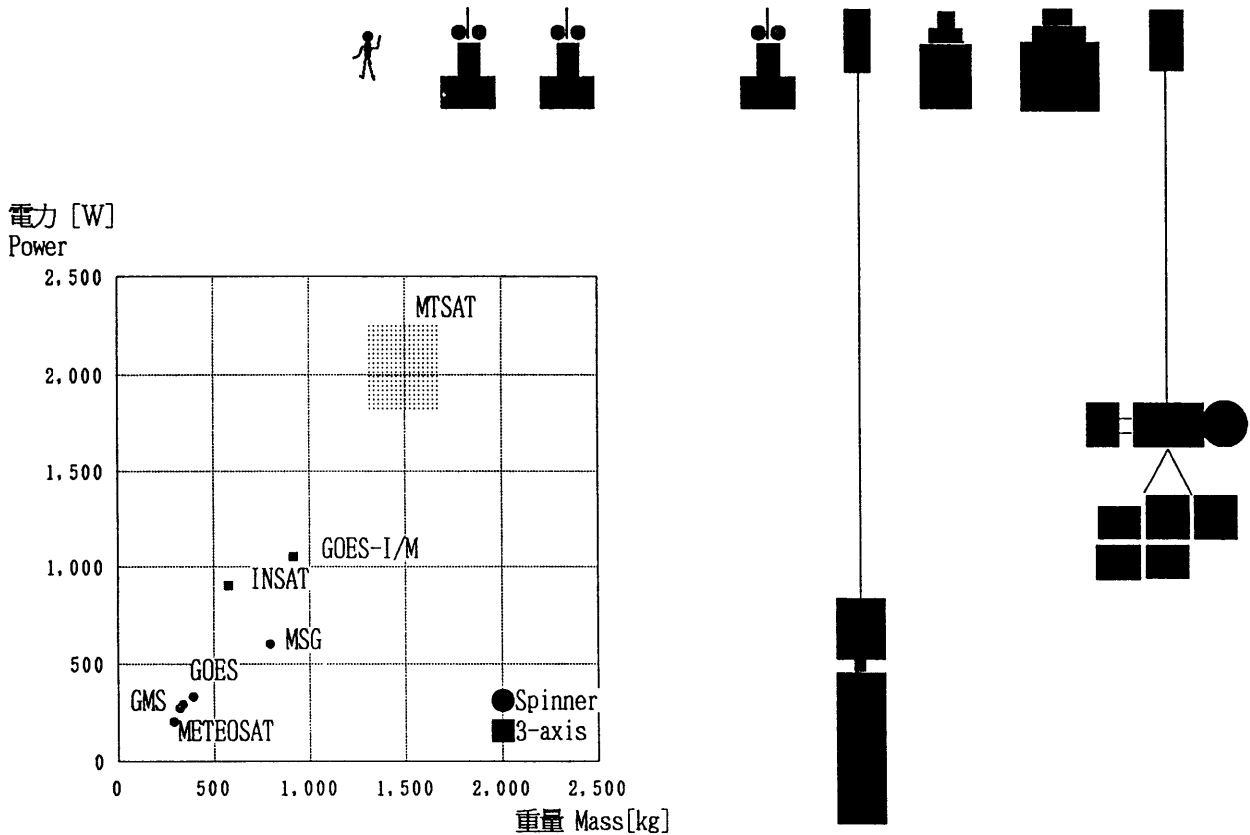


図 1 静止気象ミッションを搭載した衛星の重量（軌道上初期）と発生電力（軌道上末期）
MTSAT は平成元年度及び平成 2 年度の運輸省業務委託成果報告書をもとにした

Fig.1 Mass (BOL) and Power (EOL) of Satellites boarding Geostationary Meteorological Mission and MTSAT based on feasibility study.

オン及び捜索救助信号中継ミッションを想定し、調査が行われた。気象ミッションについては、GMS-5のVISSR(可視赤外走査放射計)に $3.7\mu\text{m}$ 帯を追加すること、赤外チャンネルの精度向上のために量子化ビット数を10ビットとすること、WEFAXとSERVISSRの同時運用を可能とすることを前提とした。調査結果では、ミッション要求を満たすことが可能であると報告されている。

5 運輸多目的衛星の課題

衛星メーカーによる調査では、運輸多目的衛星は実現可能と報告されている。しかし、既存技術の組合せではあっても、気象ミッションを搭載した静止衛星として他に例を見ない大型衛星であり、実現性について技術的検討を十分に行う必要がある。

手ブレやピンぼけの写真では多くの情報が失われてしまうように、地球の画像を取得するイメージャ(衛星に搭載するカメラ)を搭載する気象衛星は、高精度の姿勢安定や温度安定が実現されなければ、必要な情報が得られない。太陽輻射圧により大きな外乱トルクを発生させる大型アンテナ、高発熱を伴う中継器を搭載する運輸多目的衛星の最大の課題は、イメージャの視線(カメラが向いている方向)の安定度の確保と考えられる。

ここでは、イメージャの視線安定度を中心に運輸多目的衛星を実現する上で重要な問題を整理した。

6 姿勢の安定

6.1 スピン安定衛星

衛星による移動体通信では、移動体側に大きなアンテナを装備できないので、衛星に大きなアンテナと大電力が要求される。航空移動体通信ミッションを搭載する運輸多目的衛星でも、大きなアンテナと大電力が必要である。スピン衛星では、すべての太陽電池を同時に太陽方向に向けられないので、発電効率が悪い。このため、大電力を必要とする場合は、大きな面積の太陽電池面を有した大型の衛星となる。しかし、打ち上げロケットのフェアリング(大気飛行中に衛星を保

護する覆い)の大きさに限界があるので、衛星の直径には限界がある。従って、衛星はスピン軸方向に細長い形状になる。

一般に、単一スピン衛星で内部に燃料などのエネルギー散逸体があると、最大慣性主軸まわりのスピン運動のみが安定である。従って、スピン軸方向に細長い衛星はスピン軸が最小慣性主軸であり、ニューテーションは減衰せず運動力学的に不安定である(図2)。

GMSシリーズの衛星は、AKM(アポジ・キック・モータ:衛星をドリフト軌道に投入するための小型固体ロケット)分離後は、最大慣性主軸がスピン軸になるので、スピン軸は基本的に安定である。(アンテナを地球方向に指向させた後は後述する二重スピン衛星となる。)ニューテーションが発生すると、リング(フープ)状のダンパに封入されたアルコールによりエネルギーの散逸が起るため、ニューテーションは減衰する。このような方法を受動的ニューテーション制御という。

一方、AKM分離前は、最小慣性主軸がスピン軸になるので、運動力学的に不安定であり、ニューテーションが発生・増大し易い。このため、加速度計でニューテーションを検出し、スラスタからガスジェットを噴射してニューテーションを減衰させる。このような方法を能動的ニューテーション制御という。

相異なるスピン角速度を有する2つの部分から構成される衛星を二重スピン(dual-spin)衛星という。GMSシリーズは、スピン部(ロータ:スピンをする部分)とデスパン部(ステータ:スピンをせずに地球方向を指向する部分)から構成される二重スピン衛星である。二重スピン衛星の内部にエネルギー散逸体が存在すると、単一スピン衛星に比べ、姿勢安定に必要な慣性モーメントの大きさの制限が大幅に緩和される利点がある。

衛星内部には燃料などのエネルギー散逸体が存在するのが普通であり、スピン軸方向に細長い形状の運輸多目的衛星でも姿勢の安定は確保される(図3)。

平成2年度の運輸多目的衛星の調査では、A社はGMSシリーズと同様な受動的ニューテーション制御と

能動的ニューテーション制御を提案している。一方、B社はデスパン部の慣性乗積を利用してニューテーションを減衰させる方式を提案している。デスパン部の慣性乗積を利用したニューテーション制御方式は、衛星の回転速度を制御することでニューテーションの制御が可能となる方式で、静止通信衛星 ANIK-C, ANIK-D, PALAPA-B, WESTAR-B, TELSTAR-3 等に実績がある。B社が受動的ニューテーション制御ではなく、慣性乗積を利用した能動的ニューテーション制御を提案している理由は次のように推定される。

移動体通信や大きな通信容量をもつ静止通信衛星では、デスパン部に大きなアンテナの搭載が必要になるが、大きなアンテナはデスパン部に質量のかたよりを発生させ、スピンの慣性主軸とデスパン部の慣性主軸が一致しなくなる。釣り合いをとるためには、非経済的なダミーウェイトを搭載する必要があり現実的ではない。一方、スピンの慣性主軸とデスパン部の慣

性主軸が一致しない、言い換えれば、スピン部から見てデスパン部に慣性乗積が存在すると、衛星内部にエネルギー散逸体があってもニューテーションが減衰しない場合がある(図4)。このニューテーションを減衰させるために、慣性乗積を利用したニューテーション制御方式が考え出された。B社提案の運輸多目的衛星はこのニューテーション制御方式を搭載した衛星バスを基本としているため、受動的ニューテーション制御を採用しなかったと考えられる。

この慣性乗積を利用したニューテーション制御方式を採用すれば、静止気象ミッションを搭載した衛星としては初めてであり、採用に当たっては十分な技術的検討が必要である。

6.2 三軸制御衛星

次世代 GOES (GOES-I/M) 及び INSAT は三軸制御衛星である。三軸制御衛星では、姿勢の制御の精度は、姿勢センサの精度で決まると言える。

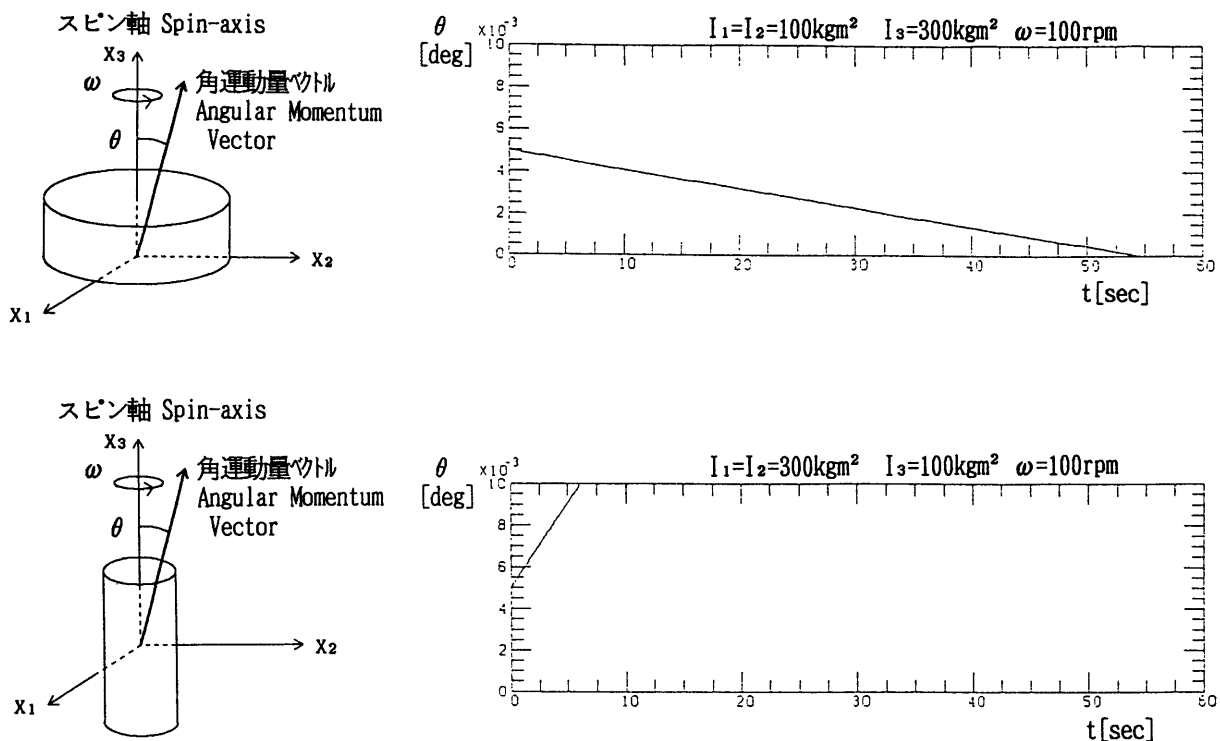


図2 内部にエネルギー散逸体が存在する単一スピン衛星の姿勢の変化
円盤状の衛星(上)では、最大慣性主軸まわりのスピン運動で安定でありスピン軸の傾き角 θ は減少する。

ロッド状の衛星(下)では、最小慣性主軸まわりのスピン運動で不安定であり、 θ は増大する。

Fig.2 Attitude Stability of Single Spin Satellite with Energy Loss

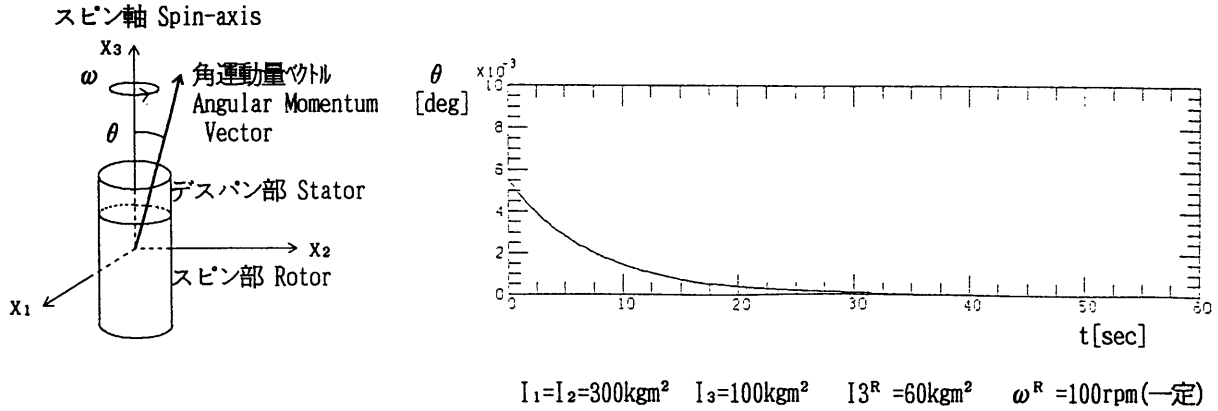


図3 内部にエネルギー散逸体が存在する二重スピン衛星の姿勢の変化
 Fig.3 Attitude Stability of Dual-spin Satellite with Energy Loss

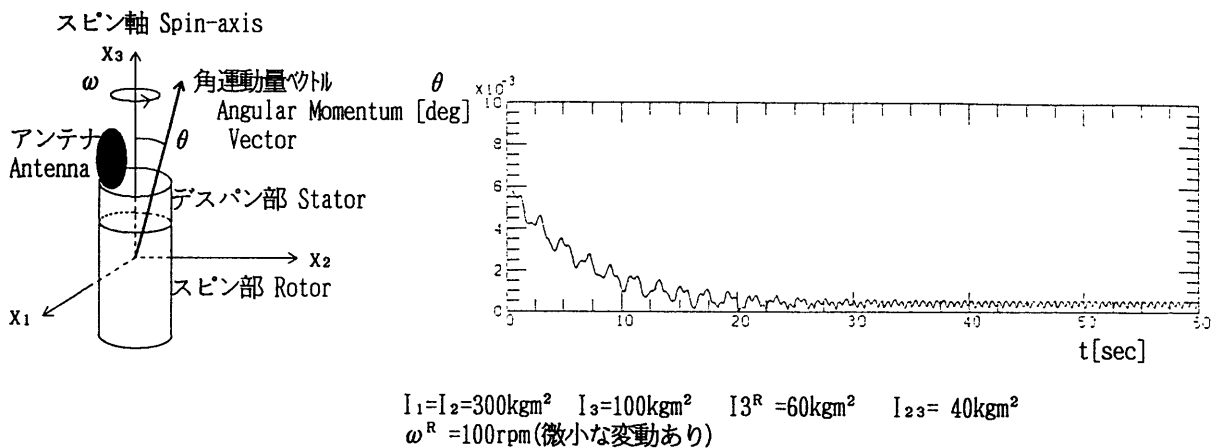


図4 内部にエネルギー散逸体が存在し、デスパン部に慣性乗積を有する二重スピン衛星の姿勢の変化
 Fig.4 Attitude Stability of Dual-spin Satellite with Energy Loss, the product of inertia (stator) $\neq 0$

一般に、地球センサは太陽センサに比べ入力エネルギーが小さく、姿勢検出精度が悪いので、太陽センサを主センサとして使用するスピン安定衛星に対して、地球センサを主センサにすることが多い三軸制御衛星は姿勢制御の精度が問題になる。

また、太陽電池パドル（太陽電池を装着した平板状の構造体で常に太陽方向に指向させる）の回転や姿勢を制御するために使用するホイールの回転の脈動なども姿勢に悪影響を与える。さらに、衛星直下の地域が真夜中の頃、つまり衛星から見ると太陽が地球と同じ方向にある時には、イメージャ（カメラ）内部に太陽光が長時間、直接入射するので、温度変化による光学系の歪みの発生が大きな問題である。GOES-I（現

在はGOES-8）は、これらの問題を解決するために打ち上げが大幅に遅れた。

7 推進系

推進系とは、スラスタからガスジェットを噴射し、衛星の軌道や姿勢を制御するサブシステムである。

7.1 スピン安定衛星

デスパン部の慣性乗積を利用したニューテーション制御は、推進剤を使用しない優れた方法であるが、慣性乗積が存在することは、軌道の変更（制御）時に推力ベクトルが衛星の重心を通らなくなるので、推力により衛星の姿勢を変化させるトルクが発生することを

意味する。特に大きな推力を必要とする南北制御（軌道傾斜角ベクトル制御）では、姿勢が大きく傾く可能性があり、何らかの対処が必要になる。また、画像位置合わせの精度を確保するためには、軌道・姿勢制御後の姿勢が精度良く予測できることも必要である。

7. 2 三軸制御衛星

三軸制御衛星の場合、アンテナ及び太陽電池パドルとスラスタからの噴射ガスとの干渉が問題になる。衛星の軌道を変更するためにスラスタから噴射したガスがアンテナや太陽電池パドルにあたると、衛星の姿勢を変化させるトルクを発生させることになる。

また、衛星の位置を決められた範囲に保持するために行う軌道の変更（制御）は、変更する前の衛星の軌道の状態によって実施可能な時刻が限られる。特に、スピン安定衛星は回転しているのでスピン軸を法線とする平面内では、どの方向にもガスを噴射できるが、三軸制御衛星ではガスを噴射できる方向が限られるため、軌道の変更（制御）の実施時刻に対する制約が多くなると予想される。運輸多目的衛星の軌道（位置）の保持範囲は GMS シリーズに比べて狭いので、軌道の変更（制御）の回数が多くなり、制御のためにイメージャによる観測の欠測が増加する可能性がある。

8 熱制御系と電源系

イメージャはイメージャの周囲に搭載されている機器の影響がないように熱的には衛星から分離される。しかし、イメージャの周囲に搭載されている機器の温度変化によりイメージャを支持している構体が熱歪みを発生すれば、イメージャの視線変動を引き起こす。GMS シリーズでは、V I S S R の周辺機器の温度変化が原因と推定される V I S S R の視線変動が発生している。運輸多目的衛星では、高発熱を伴う航空移動体通信ミッション機器を搭載することから、熱設計には細心の注意が必要である。特に、大電力を扱うことから、余剰電力の消費方法が重要になる。航空移動体通信は大電力を必要とし、日食中もミッション遂行が要求されるため、日食中に電力を供給するバッテリーは

大きな電力容量が必要である。従って、バッテリー充電にも大きな電力が必要になるが、この電力はバッテリー充電時以外は余剰電力となるので、バッテリー充電時と非充電時の余剰電力の差が大きくなる。GMS シリーズでは、余剰電力は熱に変換して消費されるので、余剰電力の変化は衛星内部の温度変化を引き起こし、V I S S R の視線変動の原因となっている。イメージャの視線安定度を十分確保するためには、衛星の運用方法を十分考慮した余剰電力の管理方法を考える必要がある。

9 画像位置合わせ

イメージャの視線安定度は、画像位置合わせの精度に大きく影響する。

GMS 『ひまわり』では、大きなティルト（衛星機械軸とスピン軸とのずれ）の発生とその変動により、画像の欠け、歪み、画像位置合わせの精度劣化が発生した。ティルト発生は、ニューテーションガンパ内のアルコールと燃料タンク・配管内の燃料が流動しインバランスが発生することが原因であった。アルコール充填のフープ状ガンパは、ミラー動作に伴って生じるニューテーションをできるだけ早く減衰させるために世界で初めて搭載したものであった。なお、地上設備の改修により、画像位置合わせの誤差は赤外 1 画素以内に改善された。また、GMS - 2 以降は、フープ状ガンパ、燃料タンク及び配管の変更によりティルトの発生が大幅に改善された。

GMS シリーズでは、日食中および食明け後数時間は衛星内部の温度変化による衛星の姿勢変動と V I S S R の視線変動が生じている。また、搭載機器の切り替え等による温度変化でも姿勢変動と V I S S R の視線変動が生じている。これらの変動は、地上の画像処理によって補正され、画像位置合わせの誤差は赤外 0.5 画素 (rms) 程度まで改善されているが、地上の画像処理だけでは可視 1 画素（赤外 0.25 画素）の精度の実現は難しいと考えられる。

プロダクトの精度向上には画像位置合わせの精度向上が必要であり、運輸多目的衛星では姿勢変動とイメ

ージャの視線変動の改善を期待したい。開発の段階だけではなく、仕様決定、調達段階から、地上の画像処理を含めたシステム全体としての検討が必要である。

おわりに

大型多目的衛星は、軌道と周波数という資源の節約と、打ち上げ・開発・運用コストの低減が可能になる。衛星メーカーによる調査では、運輸多目的衛星は実現可能と報告されている。しかし、既存技術の組合せとはいえ、気象ミッションを搭載した静止衛星として他に例のない大型衛星であることを忘れてはならない。GMS『ひまわり』では、大きなティルトの発生とその変動により、画像の欠け、歪み、ずれが発生した。次世代GOESは、熱歪みによるイメージャの視線変動の問題により打ち上げが大幅に遅れた。運輸多目的衛星においても、最大の技術的課題はイメージャの視線

安定度の確保と考えられ、この点において仕様決定、調達及び開発のすべての段階で細心の注意が必要である。

参考文献

- S. D. C 編 1985: 宇宙開発技術総覧
GOVERNMENT OF INDIA / INSAT COORDINATION COMMITTEE 1984: INSAT/THE INDIAN NATIONAL SATELLITE SYSTEM
NOAA & NASA & HUGHES 1980: GOES-D,E,F DATA BOOK
前田弘 1981: 飛行力学, 養賢堂
平成元年度運輸省運輸政策局業務委託「静止運輸多目的衛星のための調査」成果報告書
平成2年度運輸省運輸政策局業務委託「静止運輸多目的衛星システム調査」成果報告書