解説

小型衛星 “れいめい” と今後の柔軟な 小型標準バス衛星

On Results of Small Satellite “REIMEI” and On-Going Flexible Standard Small-Satellite-Bus

齋藤 宏文

Hirobumi SAITO

- ◎1981年東京大学大学院工学系研究科電気工学専攻博士課程修了，工学博士
- ◎研究・専門テーマは，宇宙電子工学，衛星システム工学
- ◎宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 宇宙情報エネルギー工学研究系 教授，主幹
(〒229-8510 相模原市由野台 3-1-1
／E-mail : koubun@isas.jaxa.jp)

表1 れいめい衛星の主要諸元

ミッション	オーロラ観測 小型科学衛星と先進衛星技術の実証
重量	72kg (バス 61Kg, ペイロード 11Kg)
サイズ	72 × 62 × 62cm ³
コスト	総コスト約 4.6 億円 (FM+PM) 宇宙研人件費約 3 億円
開発方式	宇宙研：設計，ソフトウェア，組立，試験，ミッション ベンチャー：デジタル回路，電源回路，通信機器 衛星メーカー：太陽パドル，姿勢光学センサ，バッテリー
軌道	ほぼ太陽同期 608 × 655km, ローカル時刻 12 時
打上げ	ドニエプルロケット，2005/8/23
寿命	41 箇月動作中 (09/01 現在)
電力	150W, 薄膜反射器式太陽集光パドル リチウムイオン電池 3.0 AH × 2
姿勢	3 軸安定，精度 0.05° (1σ) 安定度 0.004°/s
通信	S バンド，アップリンク 1kbps, ダウンリンク 8-132kbps

1. はじめに

小型科学衛星 INDEX (Innovative Technology Demonstration Experiment) は，(独) 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (以下，宇宙研) が開発した重量 72kg，姿勢精度 3 分角の 3 軸制御小型衛星である^{(1)~(5)}。INDEX 衛星は，高性能な衛星搭載機器と小型衛星システムの軌道上実証という工学目的と，オーロラ科学観測という理学観測目的を持って，2005 年 8 月にバイコヌール基地より打ち上げられた。打ち上げ成功後には，小型衛星の新たな時代の夜明けを象徴する意味で“れいめい” (黎明) と命名された。“れいめい” は，41 箇月経過した現在でも，すべての衛星機能は正常に機能し，3 分角 (1σ) の 3 軸姿勢制御精度を保ちつつ，オーロラ科学観測を継続している。

本論文では“れいめい” 衛星の概要と次の段階の高機能な小型衛星として，JAXA 宇宙科学研究本部と (財) 無人宇宙実験研究開発機構が開発し，2011 年ごろに完成予定の柔軟な標準バスを用いた小型衛星計画について触れる。

2. “れいめい” 衛星の概要

2.1 衛星システム

“れいめい” の開発では，先進的な衛星搭載機器を軌道上で実証する工学的目的を設定した。高性能プロセッサ，スタートラッカ，リチウムイオン電池などを搭載した。あわせて，宇宙研職員の衛星開発能力を堅持し，衛星メーカーがその時点では開発できないような小型で高性能な衛星をインハウスにて開発し，小型衛星の新しい時代を切り開く先駆けとなることを意図した。工学ミッションのパートナーとして，オーロラ科学ミッションが選定され，3 波長のオーロラカメラと粒子センサによるオーロラ観測を科学ミッ

図1 太陽集光型パドルを展開した“れいめい” 衛星の外観

ションとした。

“れいめい” は，72cm × 62cm × 62cm のサイズで重量 72kg の小型衛星である^{(1)~(5)}。“れいめい” の主要仕様を表 1 に示す。図 1 に太陽パドルを展開した状態での写真と外観を示す。衛星のほとんどすべての制御機能は，民生プロセッサ SH3 (60MHz) を 3 重多数決動作させたフォールトトレラントな搭載計算機を中心とした統合化制御装置によって実施されている。統合化制御装置から姿勢系，通信系，ペイロード機器へスター状に接続されている。

姿勢制御としては，オーロラの撮像観測目的のためにバイアスモーメント方式の 3 軸姿勢制御機能を持ち，100kg 以下の衛星としては世界にほとんど類を見ない制御精度 3

図2 小型衛星の将来展望

図中の数字はミッション系も含む衛星全体の概算コスト。括弧内は打上げ年度。“れいめい”は宇宙研人件費を含む全衛星コスト。

分角 ($0.05^\circ, 1\sigma$) を軌道上で達成している。スタートラッカー (STT) による姿勢決定を行い、民生光ファイバジャイロを温度制御して $0.05^\circ/\text{h}$ というコストパフォーマンスのよいバイアス安定性を実現している。

2.2 信頼性の確保

世界各国の軌道上での衛星の不具合状況を広範囲に分析した調査結果⁽⁶⁾によると、衛星不具合の41%は打上げ後1年以内に発生している。とくに電源系では48%、通信データ処理系では46%という高い比率である。これらの搭載機器は、宇宙信頼性部品を用いて製作されており、装置としての偶発故障寿命は数年以上に設定されている。この不具合統計によれば、現実の衛星不具合のかなりの部分は、不適切な設計とそれを地上で発見できなかったことに原因がある。

寿命要求が3年程度以下の“れいめい”においては、コストパフォーマンスのよい衛星の高信頼性の戦略として、“ほとんどありもしない偶発故障”を恐れてけた違いに高価な宇宙用高信頼性部品を使用したり、冗長化の原則等に振り回されることは避けた。むしろ“確実に軌道上で発生”してしまう性格の不具合を徹底的に予想し排除する設計を実施したうえで、なお隠れている不具合を地上試験において発見し、その対策をとった。

2.3 低コスト化

“れいめい”のフライトモデル (FM) と一部試作機器 (PM) の開発費合計は約4.6億円である。宇宙研のプロジェクトチームの人件費 (約5名、3年間) をメーカ相当に換算すると約3億円程度と考えられる。開発費と人件費合計で8億円弱のコストで、重量72kg、精度3分角の3軸姿勢衛星を開発できたことは、筆者らの誇りとする点である。効果があったと思われる点を挙げる。

- (1) 優秀な“多能工的スタッフ”からなる少人数チーム
- (2) 対コスト効果の高い部品選定

信頼性のある産業用グレードの部品を、放射線トータルドーズ試験実施して採用した。宇宙放射線のシングルイベ

ントに対しては高額な粒子照射試験は実施せず、多数決方式、誤り訂正符号あるいは過電流遮断器の挿入などのシステムの的な対処を実施した。

- (3) 装置統合化やソフトウェア化による機器数の削減

搭載機器数が衛星コストに高い感度を持っているための対策として、各サブシステムのデータ処理装置は統合化を行った。

- (4) 高機能な民生機器の宇宙転用

安易な民生機器の使用はせず、民生機器の機能が著しく高いGPS受信機、光ファイバジャイロ、リチウムイオン電池等を宇宙環境に適応するよう改修して搭載した。

3. 小型衛星の展望本格的展開

以上のような、“れいめい”が切り開いた本格的な小型衛星の次の段階の活動を紹介する。

3.1 制御精度1分角、重量300kg級の小型衛星

宇宙科学研究本部に提案された、全国の宇宙理工学関係者からの小型衛星ペイロードから考えると、小型理工学実験に適する小型衛星は衛星重量250～400kg、発生電力1000W、姿勢制御精度1分角程度の規模が適当と考えられている。

地球観測、災害監視の分野においても、イスラエルが2006年に打ち上げたEROS-Bは、0.5mの地上分解能の撮像が可能であり、重量350kg、発生電力800Wである。イギリスのサリーグループが2006年に打ち上げたTOPSATは、2.8mの地上分解能の撮像が可能であり、重量は120kg、ミッション含みの開発費は約30億円である。アメリカの軍事衛星ネットワークであるORS (Operationally Responsive Space) 計画の一部として2007年に打ち上げられたTacSat-2は、地上分解能1mの撮像が可能であり、重量は360kg、ミッション含みの開発費は約50億円である。いずれも姿勢制御精度要求は1分角程度である。

このような国際的な小型衛星開発の現状を考えると、狙うべき小型衛星の規模は姿勢制御精度1分角程度の300kg

級のものであり、バス部のコストは10億円台、あるいはミッション込みの衛星コストが30億円程度であれば、国際競争力も十分にある。

図2には、衛星を特徴づけるパラメータとして全重量(横軸)、姿勢制御精度(縦軸)をとり、“れいめい”(重量72kg, 精度3分角, 全衛星コスト8億円), 300kg級小型衛星(精度1分角)および、宇宙研の中型科学衛星(重量1t~1.7t, 精度秒角, 全衛星コスト150億円)について図示した。図中に示された数字は、打上げ費、運用費をのぞくミッション系を含む全衛星の概算コスト(PM経費を含む)である。

1分角以下の姿勢精度を持つ重量300kg級の小型衛星を、“れいめい”をベースに、“れいめいアップグレード”衛星としてJAXA/宇宙研が開発することは比較的容易なことである。300kg級の衛星を“れいめいアップグレード”として開発すると、搭載機器経費の増加、開発チームの増員や支援企業の参入などが必要となってくる。それらを考慮すると、衛星バスの開発経費は、人件費を含めて約13億円程度と見積もられる。適切な標準化やシリーズ化を実施すれば、2号機以降の経費はさらに低下する。

3.2 柔軟な標準バス

従来の500kg以上の中型・大型衛星では、ミッションごとに衛星の形状と機能をその一つのミッションについてリソースの制約の中で最適化させる設計が行われてきた。このため開発期間が6~8年もかかり、開発コストも100億円から数百億円が必要であった。300kg級の小型衛星にたいしても同様な開発方針では、その特長が生かせなくなる。そこでは中大型衛星とは異なる視点の設計哲学が必要とされる。

アメリカの軍用衛星ネットワークORS計画では、重量300~500kgの衛星を10年間に数百機打ち上げる計画を進めている。このような極端に多数の同一機種の小型衛星の需要がないわが国の状況においては、ミッションの多様性に制約を与えないような衛星のオプション機能の追加や削除を容易にできる標準的な小型衛星バスの概念が重要である。

宇宙科学コミュニティが提案する小型衛星は、3軸姿勢安定の近地球天文衛星、長だ円軌道から磁気圏プラズマ観測するスピン衛星、先進的な航行システムや月惑星探査技術を実証する工学実験衛星など多岐にわたる。JAXA/宇宙研ではこれらを対象として小型科学衛星シリーズ“STEP”計画が2008年に開始され、2011年度打上げ予定である。

同様に無人宇宙実験研究開発機構においても地球観測・監視分野の400kg級の小型衛星計画“ASNARO”が2011年度完成予定で進められている。小型衛星による地球観測・監視ミッションでは、可視・赤外の光学望遠鏡を目標にすばやく指向させて安定化させるために衛星の慣性モーメントと柔軟性を小さくして、高速姿勢変更・安定能力を向上させる必要がある。

このような宇宙理工学分野から地球観測・監視分野に及ぶ範囲では、バスに対するミッション要求はきわめて多様なものとなっており、通信衛星にみられるような従来型の「固い」標準バスでは対応不能である。そこで、筆者らの

図3 標準化階層の定義

グループでは、「柔軟な」標準バスという一種矛盾した概念を導入し、多くのミッションに広く適応可能な構成を確立するよう検討を進めている。「柔軟な」標準バスに向けて採用する三つのコンセプトとして①階層的標準化、②プロダクトプラットフォーム、③統合/分散アーキテクチャのトレードオフを考えている。

3.2.1 階層的標準化 筆者らは、図3に示すような、標準化の階層を定義することで、柔軟な標準バスを具現化するよう検討を行っている。標準化レベル(I~IV)の値が大きくなるほど、狭義の標準バスと類似の概念になっており、階層IVは衛星形態まで同一の衛星バスである。ある種の工学実験衛星/探査機において、バス部とミッション部の構造的分離が困難で、ミッション部の個性がバス部の構造を左右し、その標準化を妨げるような場合にも、計算機やコンポーネントなどを号機間で共通的に使用する発想が階層IIIである。

階層III以上の標準化を成立させるためには、電気・熱・機械系の各種のインタフェースを標準化しておく必要があり、これを階層IIと位置づけている。たとえば、本小型科学衛星シリーズでは、データ処理系の標準インタフェースとして、高速シリアルリンクの国際規格(ECSS)であるSpace Wireを採用する。

さらに、最下層の階層Iに設計開発手法の標準化を定義している。これは、昨今諸分野で推進されている、モデルベース開発に類似した着想である。衛星を機能まで含めてモデル化したうえで、標準フォーマットのデータベースに格納し、そのデータベースへのアクセスライブラリーを共通的に準備することで、試験・運用装置の再利用性を高める。

3.2.2 プロダクトプラットフォーム 柔軟な標準バス衛星の考え方には、非宇宙分野のシリーズ製品の開発における、プロダクトプラットフォーム(product platform)^{(7)~(9)}の考え方が非常に参考になる。プロダクトプラットフォームの重要な点は、共通性(commonality)の周到な分析にある。分析の結果、製品間で共通性の高い機能要素をプラットフォーム(platform)、および個別の製品で付加・選択すべき機能要素をバリエーション(variant)と呼んで仕分ける。

プロダクトプラットフォームの手法に習い、「セミオーダーメイド」的な衛星バス仕様を検討するにあたっては、各ミッ

図4 プロダクトプラットフォームコンセプトにより実現される衛星の例 (外観イメージ)

ションが必要とする衛星機能を示したミッション要求マトリックスを作成する。ミッション要求マトリックスを基に、プラットフォームとバリエーションの峻別^{しんべつ}を行う。ほとんどすべてのミッションが要求するものは、コアのプラットフォームとして仕様に組み入れられる。いっぽう、個別要求に対応するための機能はバリエーション機能として付加選択する方式をとる。

3.2.3 統合/分散アーキテクチャのトレードオフ

衛星設計のアーキテクチャに関する議論には、統合化と分散化・モジュール化の二つのトレンドがある。

複数のサブシステムにおける同一あるいは類似の機能を一つの機器に統合化する。統合化のトレンドには、現在の衛星開発において、部材費や単体試験費が大きな割合を占め、機器の個数がコストに直接影響するという背景がある⁽¹⁰⁾。これは対象とする衛星数が少ない場合には、重視すべき点である。また、現状の宇宙用エレクトロニクスの技術レベルをかんがみると、100kg以下のマイクロサット級以下の衛星については、主に搭載スペースの制約から、計算機をはじめとした機器の統合化を検討せざるを得ない状況にある。

一方で、各機能をモジュール的に再分配した分散アーキテクチャも大きなトレンドである。可能な限り標準的な機能配分を行うことで、衛星内/衛星間の機器の再利用性を高められる。その反面、統合化アーキテクチャと比較して、各種リソース的にはリッチな構成となる。

標準インタフェースを採用している場合には、その時点での技術の進歩に応じて、統合化とモジュール化をコストやリソース、試験容易性、再利用性などの観点から総合的にトレードオフすることができ、柔軟に適宜さまざなレベルで遷移することが可能となる。すなわち、インタフェースの統一を標準化階層IIと定義したことで、密接に関連するものである。

上述したプロダクトプラットフォームコンセプトにより実現される衛星を、4例紹介する。まず、図4(a)は、小型科学衛星シリーズの1号機に選定された“TOPS”衛星であり、極端紫外域での惑星分光観測ミッションを遂行する。図4(b)は、X線天文衛星の例であり、小型科学衛星シリーズとしては限界的な質量(ミッション部200kg)、および電力(ミッション部300W)リソースの要求が特徴的である。図4(c)は、長だ円軌道を飛行する磁気圏プラズマ観測衛星の例であり、(a)や(b)の望遠鏡衛星と比較してユニークな外観を有しており、衛星形態を共通にする標準化階層IVの中でも、最外縁に位置するミッションであるといえる。図4(d)は無人宇宙実験研究開発機構で進め

られている小型地球観測衛星“ASNARO”である。衛星の剛性を増加させるための2段階展開の固定太陽パドルを採用している。

今後の宇宙研や無人宇宙実験研究開発機構が進められている小型衛星計画においても、各案について、コストやリソース、開発期間(開発容易性)などを俯瞰的に精査し、標準化の階層概念を思想として、プロダクトトラップや統合化・分散化のトレードオフの考慮をしつつ、最終的なシステムアーキテクチャを決定していく予定である。

4. おわりに

本論文では、打上げ後41箇月経過して順調に飛行している小型衛星“れいめい”の概要を述べた。あわせて、“れいめい”の次の段階である柔軟な標準バスを用いた300kg級の小型衛星の設計哲学を紹介した。ここに紹介した設計哲学に従って、JAXA宇宙科学研究本部の小型科学衛星および無人宇宙実験研究開発機構の地球観測・監視小型衛星“ASNARO”が協調しつつ、2011～2012年に完成および打上げ予定で、開発が開始されたところである。筆者は、文字どおり、高機能な小型衛星の“黎明”を迎えつつあると実感している。

(原稿受付 2008年9月22日)

●文 献

- (1) 齋藤宏文・水野貴秀, “れいめい”衛星の開発と小型高機能衛星の展望, 日本航空宇宙学会誌, **56-651** (2008), 87-96.
- (2) 坂井真一郎, “れいめい”衛星における小型衛星向け姿勢制御系開発の実例, 日本航空宇宙学会誌, **56-652** (2008), 130-138.
- (3) 齋藤宏文・平原聖文, 小型衛星“れいめい”の先進衛星技術とオーロラ科学観測, 日本航空宇宙学会誌, **56-653** (2008), 151-156.
- (4) 齋藤宏文, “れいめい”衛星等の開発における小規模企業との交流, 日本航空宇宙学会誌, **56-654** (2008), 177-183.
- (5) Helvajian, H., Saito, H. ほか, Small Satellite, Past Present and Future, AIAA, (2008), Aerospace Press, in press.
- (6) Tafazolli, M., A Study of On-Orbit Spacecraft Failures, International Astronautical Congress, IAC-07-D1.5.02, India Hyderabad, (2007-9).
- (7) Simpson, T. W., Siddique, Z. and Jiao, J. (R.) Ed., Product Platform and Product Family Design, (2006), Springer.
- (8) Gonzalez-Zugasti, J. P., Otto, K. N. and Baker, J. D., A Method for Architecting Product Platforms, Research in Engineering Design, **12** (2000), 61-72.
- (9) Hassan, R., Weck, O. and Springmann, P., Architecting a Communication Satellite Product Line, 22nd AIAA Int. Communications Satellite Systems Conf. & Exhibit, (2004-5), AIAA 2004-3150.
- (10) Saito, H., Sawai, S., Sakai, S., Fukuda, S. and Kitade, K., A Series of Small Scientific Satellite with Flexible Standard Bus, International Astronautical Congress 2007, (2007-9), IAC-07-B4.7.02.