

# 「れいめい」の軌道上成果と今後の小型高機能衛星

○ 齋藤宏文, 中村正人, 吉原圭介 (宇宙航空研究開発機構),  
北出賢二 (NEC 東芝スペース), 安光亮一郎 (三菱電機)

Hirobumi Saito, Masato Nakamura, Keisuke Yoshihara (JAXA),  
Kenji Kitade (NEC Toshiba Space System), Ryoichiro Ysumitsu (Mitsubishi Electric Corporation)

Key Words: Small Satellite, Standard Satellite Bus

## Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency has a plan to develop small satellite standard bus for various scientific mission and disaster monitoring missions. The satellite bus is a class of 200-400 Kg mass with three-axis control capability of  $0.02^\circ$  accuracy. This paper describes the characteristics of the small satellite standard bus, comparing with overseas examples.

### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構では、従来の中型大型衛星を用いた実利用、技術実証や科学観測ミッションに加えて、200-400 kgの小型衛星を用いたさまざまな科学観測ミッションや災害監視ミッションを実施していく計画である。小型ミッションの持つ短い開発期間や低コストで特徴をさらに活用するために、多目的の小型ミッションを対象とした小型3軸衛星標準バスを開発する。

本稿では2005年に打上げられた小型3軸の衛星INDEXの概要、小型衛星の需要、その打上げ手法、海外の動向を紹介し、標準バスの構想を紹介する。

### 2. 小型3軸衛星INDEXの概要

わが国の近代的な小型3軸衛星としては、JAXA宇宙科学研究本部が開発して、2005年8月に打上げられた小型科学衛星INDEX(れいめい)が唯一である。INDEX衛星は重量72kgのオーロラの撮像観測を科学目的とした3軸衛星であり、制御精度として3分角( $0.05^\circ$ )を定常的に達成している。ホイール1台、磁気トルカー3台、3軸FOG、スタートラッカーなどを搭載して本格的な3軸姿勢機能を実現し、打ち上げ後1年経過した2006年9月現在でも軌道上でオーロラ観測に供されている[1,2]。開発期間は3.5年、開発コストは約4億円であり、JAXA職員の人件費を加えると推定約7億円の開発費である。図1にINDEX衛星の外形を示す。ペイロード重量は、約11kgに制限されており、特にペイロー

ド収納容積に限りがある。次のステップとして、広範な需要に対応するためには、小型衛星の持つ低コスト、短期開発というメリットは残しつつ、重量200-400kgの小型衛星標準バスを今後開発する方針である。

### 3. 小型3軸衛星バスの需要

#### 3-1. 災害監視

従来の地球観測や災害監視衛星では、高い空間分解能を持つ大型の光学センサーやSARセンサーを搭載した2-4tの大型衛星を用いている。少数の大型衛星による観測システムでは、軌道の回帰日数が長くなり、同一地点の観測間隔が10日程度となってしまふ。

これを改善する手段としては、多数の小型監視衛星を打上げて観測間隔を短縮する方法がある。海外では既に100-200kg級の衛星に口径20cmの光学望遠鏡を搭載し、2.8m分解能の画像を取得して

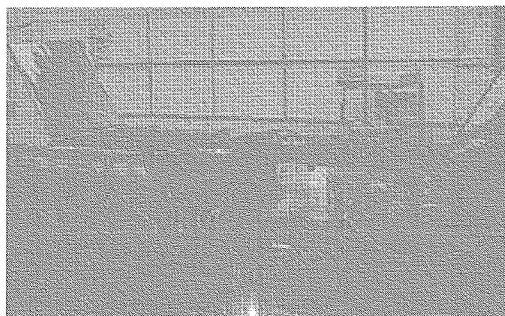


図1. INDEX衛星の外観

いる例もある。JAXAにおいても、防災コンステレーション衛星という構想等が検討されている。

### 3-2. 小型科学衛星

各大学から JAXA 宇宙研に応募があった小型衛星を用いた理工学ミッションの 24 個の提案の中から、代表的なものを表 1 にまとめた。このうち 12 個の観測衛星等では、重量 10-80 kg、電力 30-120W 程度の小型ペイロードで十分ある。4 個を占める X 線天文観測では、重量 130-150 kg、電力 200-600W の中型のペイロードが必要になる。5 個を占める工学実験衛星では月着陸などのような特異性が強いミッションである。姿勢制御様式については、スピン衛星は 3 ミッションである。その他 3 軸衛星を必要とし、姿勢制御精度は最高でも 1 分角 (0.016°) 程度である。軌道については、LEO 極軌道が 3 (いずれも太陽同期軌道は不要である)、放射線帯を避けたい X 線天文ミッションで傾斜角が 0-31 度の LEO を必要とするものが 8、GTO など超楕円軌道が 4、地球脱出軌道が 4 ある。

### 4. 200-400 kg 級小型衛星の打ち上げ

本提案の小型衛星の打ち上げは、極軌道や GTO 軌道など実用衛星が数多く打ち上げられている軌道に対しては、検討中の H2A の 200-500 kg 級副次打ち上げを考えるのが合理的である。

地球脱出軌道、軌道傾斜角 0-31 度などの需要の少ない軌道を必要とするミッションでは、開発予定の小型ロケットを利用する。ただし、小型衛星では大きな軌道変更機能を持つ推進系を搭載しない事が適切であり世界的潮流でもある。最終観測軌道までロケットが衛星を輸送してくれる事が必須条件となる。

上記のいずれもが整備できない場合には、世界市場に出回っている小型衛星打ち上げロケットの利用を検討したい。海外での打ち上げコストの標準は、10-15 億円程度である。

## 5. 海外の小型 3 軸衛星バス

### 5-1 SSTL の災害監視衛星 DMC バス

DMC (Disaster Monitoring Constellation) プロジェクトは、イギリスの SSTL が 2002 年ごろから推進している複数の 3 軸衛星による災害監視プロジェクトであり、同一軌道面内に配置された衛星群により、赤道域において同一地点を 24 時間以内に光学観測を可能とするシステムを構築している。

DMC の各衛星は、SSTL の Microsat-100 バスを基本としたプラットフォームを用いて開発されているが、最新型ともいえる TOPSAT は質量約 130kg であり、空間分解可能 2.8m のパンクロバンドイメージャーを搭載している。図 2 にその Beijing-1 の外観を示す。同様な軌道上に多数配置される災害監視ミッションであるので、いずれも衛星形状まで共通であり、ボデーマウントの太陽パネルを持つ。姿勢制御精度は 0.1deg 以下に達する。標準的な DMC 衛星のコストは、約 10M ユーロ (\$13M) である。

### 5-2 多彩なミッションに対応する CNES の小型衛星バス Myriade

Myriade は CNES による宇宙科学、地球観測、等の多目的の標準バスである。図 3 に Myriade バスを用いた PARASOL 衛星の外観を示す。Myriade の開発においては、CNES スタッフのインハウス作業により衛星の設計作業が進められ製

表 1 提案されている小型理工学衛星の参考例

衛星名	計画内容**	軌道	PI PI 重量 (Kg)	姿勢要求
γ線バースト	γ線バースト(b)	LEO(31°)	45	3軸/数分角/慣性
DIOS	高温銀河間ガス(b)	LEO(31°)	200	3軸/1分角/慣性
Polaris	X線偏光観測(b)	LEO(31°)	145	3軸/1分角/慣性
TOPS	惑星望遠鏡(c)	LEO(極)	70	3軸/1分角/慣性
MTI 衛星	超高層大気撮像(a)	GTO 等	20	3軸/地球
GOAL	大気化学・雷(a)	GSO	35	3軸/1分角/地球
ERG	放射線帯探査(d)	GTO(10°)	29	スピン/太陽指向
雷雲	雷観測(a)	LEO(極)	60	3軸/数分角/地球
月小型着陸機	月着陸技術	GTO(月遷移)	300wet*	3軸/数分角/地球
ソーラセイル	ソーラセイル	地球脱出	400wet	スピン
磁気セイル	磁気セイル	超長楕円	150wet	3軸

\*wet とついている重量は、衛星の wet mass。\*\*(a)~(d)は 6-2 参照。

作は EADS Astrium が担当した。CNES の失敗のリスクを許容する”failure is an option”という”light-sat”設計ポリシ、民生品の利用、先進的なバス技術等の採用が特徴的である。

Myriade バスを利用した衛星としては、電磁環境観測衛星 DEMETER、雲、エアロゾル観測衛星 PARASOL、電磁諜報技術試験衛星 ESSAIM-1/2/3/4 が既に軌道上で運用されている。これらの衛星は、それぞれ姿勢制御要求等が異なり、マヌーバ機能の追加、太陽電池パネルの固定化、姿勢制御系の簡略化等のカスタマイズがなされている。Myriade バスが、開発当初より、「高機能のものを、簡略化することとは、低機能のものを後で改良するよりも、簡単であり、トータルで見ても cost effective である」という思想で設計されていた。標準的な Myriade バスのみのコストは、約 10M ユーロである。

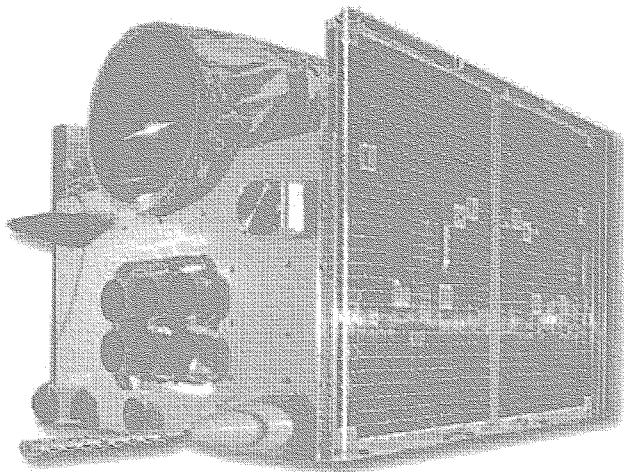


図 2. SSTL の DMC バス (BeiJin-1 衛星)



図 3. CNES の Myriade バス (PARASOL 衛星)

### 5-3 アメリカのORS衛星の動向[3]

米国では 2004 年ごろから、必要なときに即時に軍事的局域の撮像情報収集と情報通信を行なう小型衛星の配置を可能とする Operationally Responsive Space (以下、ORS という) 計画を推進している。ORS は、小型衛星システム、打上げシステム、地上運用ネットワークシステムを統合した system-of-systems である。アメリカの 1980 年代からの Brilliant Pebbles 計画[4]、NASA 深宇宙探査計画の開発知見等の基に成立しているシステム技術と考えるべきであり、総コストは膨大な額が想定される。ORS の特徴を列挙する。

- 衛星コストは 1 機あたり \$ 20M 以下
- 衛星開発期間は 1 年以下
- プラグ&プレイなどを用いた短期開発
- 1 年の設計寿命
  - 打上げ要求があってから 6 日間で準備完了
  - 打上げコストは \$ 10M 以下
- 軌道上チェックアウトは 4 時間以内
- 運用は 4 人以下

ORS プログラムの一部として、TacSat シリーズという一連の衛星がアメリカにて開発されている。ORS での標準衛星バスは、どのメーカーにも適用できる衛星設計・開発基準がその特徴であるといえる。ミッション要求の整理、機器の標準化、モジュラーバス、space wire を用いたプラグ&プレイ等の構成検討、量産型バスのビジネス性について契約手法、コスト評価、などの検討が実施されている。その後、メーカー選定を含めた生産体制に移行していく。従来の信頼度要求や膨大な文書作成に基づく厳正な宇宙機製造手法について見直しが行なわれると予測される。

このような体系的な小型衛星標準バスの開発のアプローチは、軍事大国アメリカならではのことであり、日本では、ORS を参考にしつつも別のアプローチが必要である。

表 2 に、INDEX 及び海外の 3 軸衛星標準バスの特徴をまとめた。あわせて、本稿で提案する標準バスについても記載した。

## 6. 小型 3 軸衛星標準バス

### 6-1 衛星標準バスの考え方と標準化の階層

SSTL のように災害監視光学観測などのミッションが多数ある場合には、その軌道のローカルタイムや必要な電力に最適化した標準バスを開発することが望ましい。しかし、現在の JAXA ではほぼ同一仕様の小型衛星を多数打ち上げるミッションは想定されていない。現時点では、災害監視ミッションから X 線天文観測ミッション、中層大気観測ミッションなどのさまざまなミッションを対象とする標準バスを考える。将来のミッションの要求する性能を包絡できる高機能な衛星仕様を標準バスに採用する。それらの機能は、モジュール化、インターフェースの plug-and-play 化によって、各ミッションに不要なものは用意に削減できるようにする。個別な最適設計の場合よりは、重量は多少増加するが、この規模の衛星打ち上げではロケットの能力に余剰が大きいので、大きな問題にはならない。

特に、標準バスを利用する場合には、バス機器については PM フェーズを原則としては省略できるので、開発期間の短縮に効果大きい。

標準化の内容としては、以下のような階層レベルを考える。

- ① 衛星開発手法の階層の標準化：衛星開発手法、搭載・地上ソフトウェア装置のモジュール化などの考え方の標準化。
- ② 電氣的、機械的、熱的インターフェース階層の標準化：電源や信号線の plug-and-play 化、構造パネルの機器とりつけ方式の plug-and-play 化等。
- ③ 搭載する機器の可能な範囲での標準化。
- ④ 衛星形態、配置の標準化。

①、②は、すべての小型衛星ミッションに対して適応させて、その効果を楽しむものであり、アメリカの ORS での活動もここに主眼がおかれ

ている。一方、③、④は、これから逸脱するミッションもある標準化であり、ある意味で個別性の強い階層の標準化といえる。

## 6-2. 衛星形態の標準化

3 章に紹介したミッションのうち、深宇宙ミッションなどで大規模な推進系を搭載する等の特異な衛星形態を必要とするものが 5 個あり、これを除くミッションをカバーできる衛星形態を検討した。特異な衛星形態を必要とするミッションでも、上記標準化①-③は適用可能である。

衛星形態を決める際に重要な特質として、視野方向（地球指向か、慣性空間指向か）、および、視野方向と太陽方向の角度が重要であり、次の(a)~(b)が考えられる。(表 1 参照)

(a)地球方向を視野方向とするミッション。地球指向で回転パドル、

(b)慣性空間に固定された天体を観測する天文ミッション。季節ごとに観測する天体を切り替える。慣性空間指向で固定パドル。

(c)地球周回軌道から惑星を観測するミッション。惑星は黄道面を公転運動によって移動する。慣性空間指向で回転パドル。

(d)太陽指向のスピニング衛星。標準 3 軸バスより 3 軸機能を除く。太陽指向固定パドル。

これらのグループの衛星形態を、軌道上の模式図として図 4 に示した。

衛星の機器配置の例を図 5 に示す。ロケット結合部に直結した 1 階フロアにバス機器を搭載し、2 階フロアにミッション機器を搭載する形態をとる。1 軸回転パドルを標準として、(b)、(d)に対しては固定パドルに簡略化させる。衛星組み立ての容易さ、組み立て後の機器への接近の容易さを考慮して、ローマ数字の II 字型構造を提案する。2

表 2 小型 3 軸衛星と標準バス

衛星 (バス) (メーカー・機関)	ミッション	衛星重量kg (PI 重量)	寸法cm <sup>3</sup>	姿勢精度	通信	コスト US\$M
INDEX (ISAS/JAXA)	オーロラ観測 衛星技術実証	72 (11)	60×70×50	0.05°	S (136kbps)	6*
Micro-100 (SSTL)	災害観測バス (2.8m 分解能)	100-160 (20-40)	60×60×60	0.1-0.02° 0.005°/s	S (8Mbps)	13
Myriade (CNES)	多目的バス 科学、地球観測	100-130 (60max)	60×60×80	0.02° 0.02°/s	S (60 kbps) X (80Mbps)	13
TacSat3 (米 ORS 標準バス)	軍事偵察・通信	340 (160)	130φ×71		274Mbps	<20
JAXA 小型標準バス	多目的バス 科学、地球観測	200-400 (30-200)	100×100× 100	0.02°	X (4Mbps) X (80Mbps)	20 (目標)

\*JAXA 人件費 \$3M こみ

階フロアに重量の大きなミッション機器も搭載できるように構造は十分剛性を高める。1階と2階の間には、制振部材を挿入することも考える。熱的には1, 2階は断熱として独立に熱設計できるようにする。

### 6-3 開発期間短縮とコスト削減

一般的な衛星では、PM開発に2年、FM開発に2年、総合試験に1年をかけて、合計5年で開発する。ミッション機器は、事前にPM開発を別個に各ミッショングループにて完了させているという前提が成立できれば、衛星標準バス方式ではPM開発を省略でき、衛星計画スタートから3年で打ち上げられる。

現在の科学衛星（予算規模約120億円、地球周回軌道）の衛星開発コストの内容を表3に示す。現状の科学衛星では衛星形態はミッションごとに最適化設計を行っている。この場合のコストを100としている。

これに標準バスを採用するとどの程度のコスト削減が図られるか検討する。ケース1では、標準バスは用いるもののFM機器コストは変化させないケースであり、PM試作、設計経費の大半、FM試験経費の一部が省略できる。MTM・TTM試験はミッション機器の特性によって省略できる場合もある。ケース1ではコストは79になる。

これ以上のコスト削減を行うには、約43%を占めるFM機器の考え方に踏み込む必要がある。以

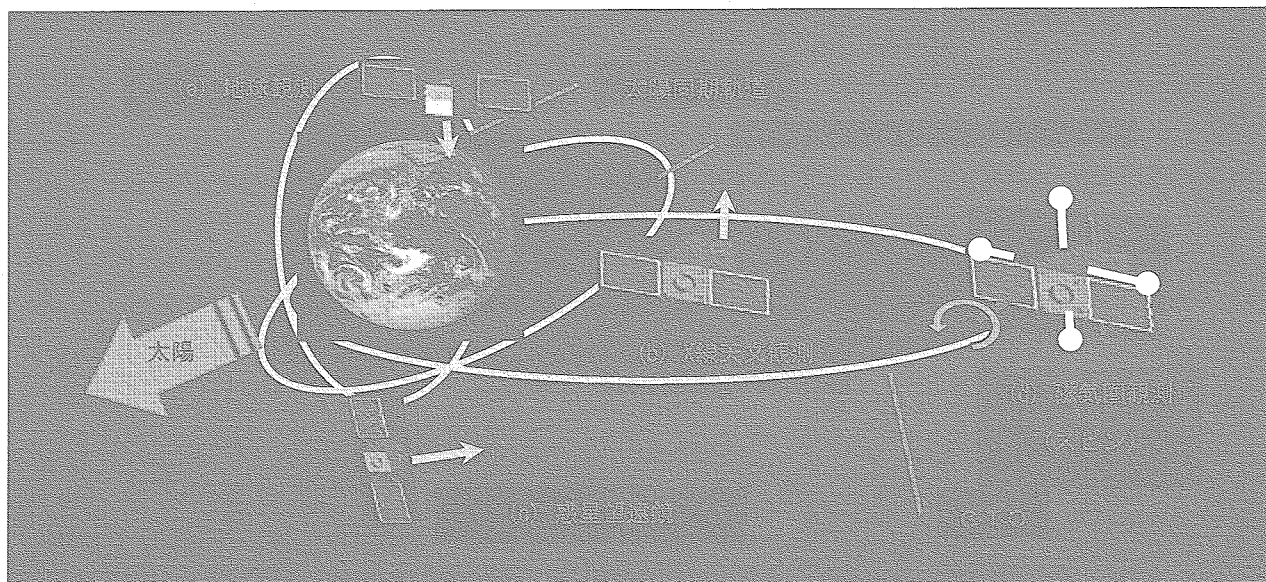


図4. 小型3軸衛星標準バスをさまざまなミッションに適用させた軌道上図。

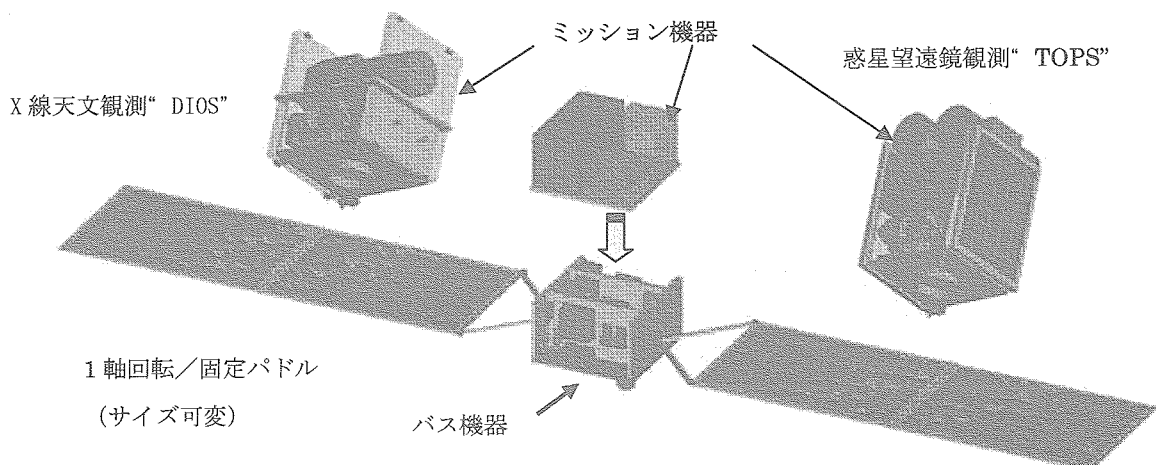


図5. 小型3軸衛星標準バスの形態。DIOSミッションとTOPSミッションの例

表 3. 科学衛星のコスト内訳と標準バスを

用いた場合のコスト予想

	科学衛星 現状	標準バス ケース 1	標準バス ケース 2
ミッション系	27	27	20
バス系			
設計・管理	7	3	3
PM 部分試作	5	0	0
MTM, TTM	5	0	0
FM 機器	43	43	30
FM 試験	9	4	4
地上系	4	2	2
合計	100	79	59

下の手法を取入れたものとしてケース 2 を表 3 に示す。総コストは 59 になると試算される。

①システムのモジュール化、インターフェース標準化：

衛星システムのモジュール化や、plug and play 等の考え方は衛星開発の期間短縮やトラブル発生の回避、機能追加や削減に非常に有効であり、採用する。コスト効果は評価しにくい。

②搭載装置数の削減：

搭載機器の装置数を削減することはコスト削減に非常に大きな効果がある。衛星システム構成に再検討を加えて機能の統合・再編を行い、汎用な電気装置の上に実装したソフトウェアによって衛星機能を実現する。ソフトウェアのコストは、現状コストの 2-3% であり、費用対効果が大きい。

③搭載装置の同時複数発注製造：

標準バスの特性を活かして、同時に複数の FM 機器を発注製造する。民生市場の大量発注とは異なり、10 台以下の衛星機器の量産効果がどの程度であるかは、本プロジェクトにて具体的に評価する必要がある。

④新しい搭載機器の開発手法：

INDEX 衛星では、海外の新興搭載機器メーカーからの購入や、国内の民間小規模企業と協力して性能対価格比の高い民生品を利用して、搭載機器開発を実施した。磁気トルカー、地磁気センサー、S バンド通信機、データ処理系、電源制御系などでは、機能は従来の科学衛星とは質的には大差はないにもかかわらず、装置コストとしては、ほぼ 1/10 である。環境試験、ランニング試験などの地上検証試験は万全に行なって性能と信頼性を確認した後に搭載して、軌道上 1 年を経てもすべての搭載機器は正常に動作している。但し、伝統的な宇宙コミュニティーからは、装置信頼性の点

で抵抗が大きいのが現状である。

FM 機器のコスト削減には、宇宙コミュニティーに受け入れられやすい①-③は必ず実施し、このコスト低減効果を見極めつつ、④は宇宙コミュニティーが懸念する「信頼感」に配慮しつつ進める方針とする。

## 6. おわりに

宇宙航空研究開発機構が開発に着手した、宇宙科学ミッションや災害監視等を対象とした多目的の 200-400 kg 重量の小型 3 軸衛星標準バスの概要を紹介した。2006 年度に概念検討を完成させ、2007 年から開発着手して、2011 年に第 1 号を打上げ予定である。

## 参考文献

- [1] H. Saito et al., "An Overview and Initial In-Orbit Status of "INDEX" Satellite," International Conference on Space Technology and Science, ISTS 2006 - Keynote - 04v, 2006, Kanazawa, Japan.
- [2] 第 50 回宇宙科学連合講演会, 1H06 - 1H11, 2006, 11 北九州.
- [3] 2<sup>nd</sup> OPERATIONALLY RESPONSIVE SPACE AYMPOSIUM (20<sup>th</sup> Annual AIAA / USU Conference on Small Satellites, Additional Meeting), Logan, Utah, August 2006.
- [4] 齋藤宏文, "アメリカの小型衛星開発の動向", 日本ロケット協会モノグラフ JRS-M-1, 1995.