

小型衛星によるライダ実証システムについて
 Study Of SPACE-LIDAR Demonstration System
 Using Small Satellite

日高哲男° 川田恭裕° 野田篤司° 藤田辰人°

松岡陽一* 長岡信明*

Tetsuo-Hidaka° Yasuhiro-Kawada° Atusi-Noda° Tatuto-Hujita°

Youichi-Matsuoka* Nobuaki-Nagaoka*

o 宇宙開発事業団 技術研究本部

* (株)東芝 小向工場

o Office Of Reseach And Development

National Space Development Agency Of JAPAN

* Komukai Works, Toshiba Corporation

Abstract

Before operational use of Space-Lidar in future, the adaptability for space environment of its hardware performance during long term operation, the availability for the processing algorith of the acquisition data and so on, needs to be verified. Though we can verify both the adaptability and the availability through ground tests, the demonstration through its experimental operation in space is thought to give more and properer knowledge about the whole of Space-Lidar technology.

In this brief paper, we report the outline of technology demonstration system for Space-Lidar by small satellite(500kg-class) as one of some demonstration methods in space.

1. はじめに

ミッションに提供可能な小型衛星のリソースは、本来、大型観測機器であるライダには充分とは言えないけれども、実証ミッションに限った場合、ライダの適切なサイジングの可能性が、500kg級の小型衛星を前提としてミッション側から提案¹⁾されている。確かに、ライダの宇宙実証の目的(ハードウェアの宇宙環境適合性とデータ処理の有効性の立証等)を考慮すると、バスの実績も踏まえた長期運用性は小型衛星の大きな利点であり、また、プロジェクト全体のダウンサイジング効果による低コスト化と開発期間の短縮の点からも、小型衛星の利用は大きな魅力の一つといえる。

本稿は、J-Iロケットによる小型衛星の単独打上げを念頭においた場合、ミッション側に提供可能となるリソースを検討した結果を報告するものである。

2. 観測軌道

人工衛星による大気・雲観測の特徴は、地球規模での観測が可能という広域性にあり、本格的な利用を目的とした場合には、全球観測が可能な極軌道に投入することが妥当といえるが、実証ミッションにおいては、この軌道制約はかなり緩和されている。即ち、投入軌道の軌道傾斜角に対する要求は比較的緩く、日本上空でGround Truthデータが取れる或いは日本地上局との間で適切なデータリンクが可能(可視性)であるといった条件を満たせばよい。また、高度に関しては、軌道保持に必要な推薬重量を考慮する必要がある。これらの制約とJ-Iロケッ

トの打上げ能力の観点から、以下の軌道を選択した。

軌道高度 : 520km (円軌道)

軌道傾斜角 : 40deg

この他、回帰特性にかかる諸パラメータ (回帰日数、概回帰日数、地方太陽時分解能等) に関しても、日変化/月変化を考慮して観測条件を設定することが、この近傍の軌道においても可能である。

3. 衛星バスシステム

安価かつ短期開発が前提であるため、既に開発された機器或いは実績ある技術 (衛星形状・システム構成・サブシステム方式等) を採用することとするが、その場合においても、小型かつ低コストという基本制約から以下のようなシステム設計上の課題が残る。

- ① ライダデータの伝送回線容量
- ② 不可視域データの処理
- ③ 軌道保持用搭載推進量の制約
- ④ 姿勢制御精度設定上の制約
- ⑤ ライダからの排熱経路と放熱面の確保

①②は、ミッション側の運用方法に直接関わる問題であり、また、③④は諸観測要求の確保に係る問題である。⑤は、ミッション側サイジング (出力或はS/N等) と関係してくる課題である。

今回の検討結果では、このようにミッション側との調整を要する項目を残しているが、若干の運用上の制約等により、システムとしての成立性の解はあるものと思われる。図1及び表1に示した軌道上外観図及び主要リソースは、このような調整課題を前提としてミッション側に提供できるシステム例である。

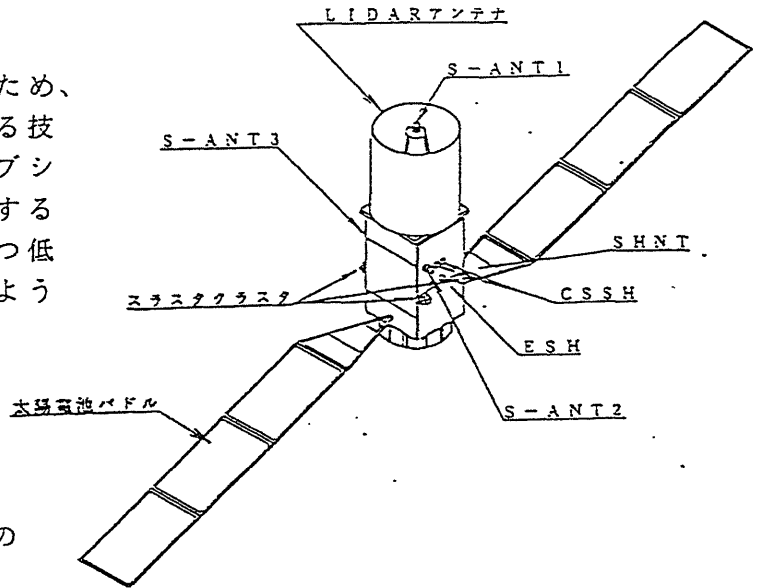


図1 軌道上外観図

表1 主要リソース

ミッション重量	150kg
ミッション電力	200w
軌道上寿命	1年程度
回線容量	67Mbit/日
姿勢制御精度	0.2deg~0.3deg

4. まとめ

J-I ロケットでの打上げを前提とすると、ミッション側に提供できるリソースはかなり制約を受けるものの、ハードウェア実証の観点に絞れば、十分なバスを構築できる可能性は高いと思われる。地上処理も含めた実証に関しては、運用上の制約が生ぜざるを得ないため、ミッション側との調整により、適切な選択を行う必要がある。

5. 参考文献

- 1) 「衛星搭載レーザーによる地球規模大気循環の評価に関する調査報告(4) 最終報告書」 笹野・小林 編 環境庁 国立環境研究所