

小型衛星とはどういうものか

Towards realization of a gravity mission using small size satellites

國森 裕生 ^{*1}, 木村真一 ^{*1}

4-2-1, Nukui-kita Koganei Tokyo 184-8795 Japan

^{*1} 情報通信研究機構,

National Institute of Information and Communications Technology

Email: kuni@nict.go.jp, shin@nict.go.jp

Abstract:

Towards realization of a gravity mission based on the feasibility study is on going in Japan, a mission using not a full specification and observation bandwidth but a key technology and limited observation and resources on a small satellite bus approach is discussed including the Japanese space development policy/status. An example of 200kg class satellite and mission (SmartSat-1) presently developed by NICT and a cooperating company is introduced. Availability of launch with a small cost and satellite interface to be defined in a concrete mission, as well as a road map to the mission realization is presented for discussion.

発表概要

近年、地球温暖化や水循環、高層大気などのグローバルな地球環境変動の長期観測が必要とされている。本稿ではリモートセンシングの中でも重力の空間的、時間的精密観測をおこなうことを目的としたミッションがどのように成立するかを考える。重力観測が環境変動をトータルにとらえるという卓抜したアイデアはすでに30年以上前のアイデアから存在したが、衛星技術、観測技術の技術革新により、欧米諸国によりかつてない精度でミッションが実現開始されたのはこの3年間である。この間数多くのフィジビリティ研究、試作、衛星開発への準備がおこなわれてきた。一方、我国では、地上のネットワークでの観測実績はもつものの、欧米のデータの利用して研究を進めるというスタイルが定着していたようだが、データの性質を知ってデータを正しく使いきるには限界があることも近年指摘されている。コミュニティの中には、データそのものの取得からリダクション方法、重力シグナルの導出までの総合的な研究と開発をおこなうことが、日本そして世界の中での本分野の真の貢献になるというコンセンサスが生まれつつある。本研究会の母体である文部科学省科学技術振興調整費によるフィジビリティプロジェクトもこのような認識の元での出発点であった。

このような衛星計画をどう立ち上げるか。まず、現在の日本の宇宙開発政策の決定過程、組織と現在の厳しい状況を見る。ここで強調したいのはすべての関連機関が予算、人員の重点配分時に影響を受けるであろうそのような政策文書（たとえば総合科学技術会議の宇宙部会の文書）に

において、「重力」が上に述べた地球環境の変動に有力な手段であることを明記する運動が必要であることである。次に数年前からトレンドとなっている小型衛星（数 10kg から 300kg 程度）の日本での開発状況を見る。大型の衛星で一回きりの計画などは、多額の予算を必要とする衛星計画にはありえない。小型でも要素技術を先行して実証し、次の機会にまた観測の精度を段階的にあげるなど小型と中型の計画を組み合わせた戦略が必要である。ここで、分野は異なるが、通信分野で NICT と三菱重工が開発している SmartSat-1 衛星の開発例を述べる [1]。本衛星は 100-300kg の小型衛星で、さまざまなミッションを柔軟に収容するため、各機能をモジュール化した設計思想をもつ。表 1 に衛星の概要を示す。

表 1 標準バス目標仕様

Bus Mass	Less than 170 kg (WET)
Payload Mass	Less than 90 kg
Total Mass	Around 260 kg
Bus Size	φ1m x H 0.6m Octagonal Cylinder
Total Size	φ1m x H 1.5m Octagonal Cylinder
Orbit	GTO, SSO, LEO
Attitude Control System	Zero Momentum 3 axis Stabilized
Pointing Accuracy	Better than 0.1deg
Payload Power	Maximum 150W (GTO)
Solar Array Panel	2 deployment wings with 2 panels each GaAs triple-junction cells
Nominal Voltage	28 +4, -6 V
Propulsion	1 tank, 12 thrusters
Propellant Capacity	Maximum 24kg (Hydrazine monopropellant)
Total Impulse	47000 Nsec
Downlink Band	S-band, X-band (Option)
Uplink Band	S-band
Mission Life	More than 6 month (GTO)

ミッション側では、本来の重力観測の機能を果たすだけでなく、衛星とのさまざまなインタフェース（多くの場合、制約事項）条件を成立させる必要があり、このため本来のミッション仕様も調整するなど、バスの選択、ロケットの選択などを念頭においたフィージビリティスタディと BBM 試作を繰り返すことが必要である。フィージビリティ研究の報告書にはそのような衛星開発を意識した構成にすることが望ましい。最後に、本分野の第一線で活躍している研究者がたとえ衛星開発に未経験でも、衛星とのさまざまなインタフェースを克服して装置を開発する能力ももつ人材を育てることが必要であることを強調しておきたい。

参考文献

- [1] 阿部直彦他, 「100-300kg クラス衛星標準バスの開発」電子情報通信学会 信学技報 宇宙航行エレクトロニクス 2004 年 12 月