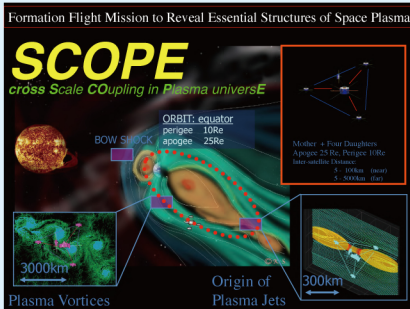


次期磁気圏観測衛星検討WG SCOPE計画 -SCOPE 衛星システム検討状況 - -SCOPE System Study Status -

○齋藤義文、津田雄一、戸田知朗、鎌田幸男、中塚潤一、藤本正樹 (ISAS/JAXA), 次期磁気圏観測衛星 WG
Y. Saito, Y. Tsuda, T. Toda, Y. Kamata, J. Nakatsuka, M. Fujimoto and SCOPE Mission Definition Team

次期磁気圏観測衛星 WG で提案した編隊飛行による磁気圏観測ミッション「SCOPE(cross Scale COupling in the Plasma universE)」の検討状況を紹介する。



SCOPE システム検討の経緯

- 2003~ システム検討スタート
1 Mother + 4 Daughters 構成、
Launcher : M-V
- 2004~ キーとなるサブシステムの検討・開発開始
・衛星間通信・時刻同期装置
・スピン解アンテナ
・高容量 DR
・SCOP 時代に適合した電子観測機器
- 2006~ ESAのCross-Scale計画との共同検討・共同提案
- 2008~ JAXA-CSA 共同検討開始
- 2011~ 次期固体ロケット2機使用案、H2A使用JAXA単独案の検討開始

M-V打ち上げに対応可能な衛星構成、ミッションシナリオ検討完了。(1 Mother, 4 Daughter, 1 M-V launch)

M-Vシナリオは、H2Aおよび次期固体ロケットとの適合性検討を行い、小変更で適合性があることを確認。

Cross-Scale計画はESAとの共同提案に合わせ、またM-V廃止に伴い、H2Aに特化した国際共同ミッションシナリオに作り替えるを実施。

Cross-Scale提案がESAにおいて破綻したことを踏まえ、JAXA-CSA (Canadian Space Agency) 共同ミッションを提案開始。

CSAとの共同ミッション計画が実現できなくなったため、次期固体ロケット2機使用案とH2A使用JAXA単独案等の検討を実施中。

SCOPE Spacecraft Specifications

Number	1	2	3
Weight (dry/ty)	600kg/620kg	150kg/150kg	150kg/150kg
Propulsion system	Hydrazine 2400N Monopropellant 500N Attitude control Mono-Ls 3N	Mono-Ls Hydrazine 2000N	Mono-Ls Hydrazine 2000N
Attitude stability control	Spin stabilized (0.3Hz) spin axis: solar pointing	Spin stabilized (0.3Hz) spin axis: perpendicular to the orbit	Spin stabilized (0.3Hz) spin axis: perpendicular to the orbit
Communication	Uplink: 2-band downlink: 1-band overlink mission: 0.5GHz inter-satellite: 0.5band	Uplink: voice-satellite 0.5-band downlink: voice-satellite 0.5-band	Uplink: voice-satellite 0.5-band downlink: voice-satellite 0.5-band
Deployables	Radar Boom Antenna Boom Radar Vane	2m x 2 (0.5highroom) 2m x 2 (0.5highroom) 30cm x 1 (0.5highroom)	2m x 2 (0.5highroom) 2m x 2 (0.5highroom) 30cm x 1 (0.5highroom)

Mission Orbit and Tailbox Definition

- Area of Interest: Tailbox region (25Re away from the Earth toward anti-Sun direction)
- Orbit: High elliptic orbit
- 25Re apogee
- 10Re perigee
- Visit tailbox about 1 month a year

Tailbox size: $25 \times 10^4 \times 4R_E$

Mathematical Definition of the Tailbox

- Let v_1 denote the anti-sunward unit vector
- Let e_1 denote the northward spin axis unit vector of the Earth
- Let v_2 denote the unit vector normal to the plane spanned by v_1 and e_1 ($v_2 = v_1 \times e_1$). $A_1 B_1$ means the cross product of A and B .
- Define a unit vector v_3 normal to v_1 and v_2 ($v_3 = v_1 \times v_2$)

Now v_1, v_2, v_3 correspond to the directions of the tailbox coordinates x, y, z respectively. The origin of this tailbox coordinates is E .

If we define the points in the tailbox coordinates as:

$A_1(20, 10, -2)$, $B_1(10, -2)$, $C_1(10, 2)$, $D_1(20, 2)$
 $E_1(20, 10, 2)$, $F_1(10, 2)$, $G_1(10, -2)$, $H_1(20, -2)$

then the box ABCDEFGH is what we define the "Tailbox" region.

打ち上げ方式

- Launcher: Single launch
H2A-202-4S
Dual launch with USA/ESA partner : H2A-204-4S
- Interface Orbit:
① High Elliptic Orbit
② GTO

High Elliptic Direct / GTO Interface

Direct to High Elliptic

Direct to GTO

Direct to High Elliptic

Direct to GTO

Launch Configuration

Mother Satellite

Dispenser Module

4/4D-LC Faring Lower Deck

Daughter Satellite x4

ø3.0m x 1.2m, 600kg

ø1.5m x 0.6m, 150kg

Dispenser

Oxidizer Tank

High Pressure Gas Tank

Fuel Tank

OME

Mother Satellite

near daughter

far daughter

Operation Concept

Phase-1

Phase-2

The mission period is divided into two phases. When to shift from Phase1 to Phase2 is TBD.

Phase 1 is for smaller scale science. All the satellites fly within 100km range from the mother sat.

Phase 2 is for larger scale science. Each sat is operated individually.

編隊飛行(フォーメーションフライト)の設計

基本は、4衛星による遠地点での正四面体形状形成。

観測性を最適化するべく以下の指針により相対軌道を設計。

- 衛星間通信が可能な位置関係であること。
- 衛星間通信により相対軌道決定の精度が確保できる相対軌道形状であること。
- 観測の空間分解能が高いこと。

参照軌道中心座標系におけるメザル相対軌道設計結果。

編隊維持の解析結果(例)

軌道シミュレーション結果のグラフと軌道図。

SCOPE Master Schedule

衛星の運用スケジュール表。

想定していたCSAというパートナーが不在(確率中)となった状況で開発を区切りのよいところまで継続的に実施する

世界の宇宙における立場という観点から

NASA-MoCにおいてSCOPEへの搭載観測機器の開発が提案されたこと (PVA, ESA-MoC) に伴い、SCOPEがSCOPEの進展を待つというスタンスにあることは、SCOPE-WGが、世界から注目されて同時マルチスケール観測という構想のものを世界でリードすることを目指す。その立場に相応しい責任があるという。この先でWG活動がさらに加速されることは余儀なくされる。基本的技術に関しては、当初の予定通り、SRR相当レベルまで進めてからにしたい。

技術開発という立場から

SCOPEではこれまでシステム検討に加えて、SCOPE衛星計画を実現する上で特に重要な1)衛星間通信・観測システム開発 2)超高速運動粒子計測バックアップの開発を進めてきた。特に、共同ミッションの状況次第ではカダヤロコットの提供も考えていた「観測間通信機器(COASS)の開発」が、軽量、高剛性スピン軸伸縮アンテナの開発は編隊飛行のために必要な先進的な技術要素であり、「同時マルチスケール観測」を世界でリードするためには我が国での技術開発が必須である。

このうち、「観測間通信機器(COASS)の開発」の例を示すと、2011年度、12年度、23年度の作業によって、搭載FPGAへ移植可能な衛星および子衛星の完全S帯通信開発FPGAプログラムを、BBMを基に完成させる計画である。したがって、2012年度まで開発を継続することでSCOPE計画における観測間通信機器の開発は一区切り付き、時間を抜いてプロジェクト外相格後の再開あるいは他への転用が可能になる。

システム検討概要(H23年度実績)

CSA/SCOPE計画へのコミットをキャンセルしたことに伴い、以下の作業を実施

- 観測衛星1機+子衛星4機を現状のH2Aの打上り条件でJAXAが全機開発する場合
- 衛星機数、衛星サイズを縮小した上でH2A打ち上げ、全機JAXA開発の場合
- 衛星機数、衛星サイズを縮小した上でイプソン打ち上げ、全機JAXA開発の場合

→コスト/システム構成の組み合わせを複数提示した。

イプソンロケット適合検討の例:

打ち上げ軌道適性性

衛星コンフィギュレーション案

200kg機x2
100kg機x2
100kg機x2
100kg機x4

＜もって現在の1.3倍の能力の増強型イプソンがあれば＞

M-Vの0.8倍程度WET 470kgで考えると
2400km X 24000km へ

ε 1 観1機 DRY 254kg 燃料 216kg WET 470kg
ε 2 子2機 DRY 127kgx2 燃料 108kgx2 WET 470kg
(ε 3 子2機 DRY 127kgx2 燃料 108kgx2 WET 470kg)

イプソン2機であれば全体3機構成(観1 近子1 遠子1)
子1は殆ど元の想定通り(DRY 近子107kg 遠子100kg)
観1はもと(DRY382kg)の66%の重量 (ミッション機器 87.6kg = 0.66 * 58kg)

イプソン3機構成であれば全体5機構成
子1は殆ど元の想定通り
観1はもとの66%重量
観1の一部の機能を近子1に入れたらと思えば、
ε 3 子2機 DRY 120kgx1 燃料102kgx1 WET 222kg
DRY 107+207+7=134kgx1 燃料114kgx1 WET 240kg
TOTAL WET 470kg

とすると、近子衛星分の27%を観1のかわりに使え、元の 281/382 = 73%の重量を確保 (ミッション機器 87.6kg = 0.73 * 64kg)