

次期磁気圏観測衛星検討WG SCOPE計画 —計画の現状とSRRに向けた検討報告—

○藤本正樹 津田雄一 齋藤義文 (ISAS/JAXA),
次期磁気圏観測衛星検討WG

2011.1.5. 宇宙科学シンポジウム

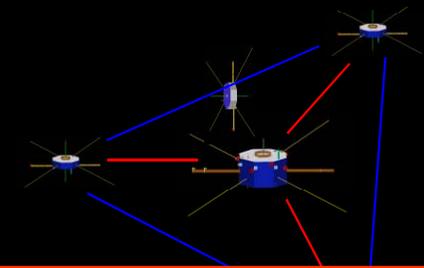
SCOPE

Scale COupling in Plasma universE

5機の衛星を長楕円軌道へ

- ・軌道 $10R_e \times 25R_e$
- ・H2Aで同時打ち上げ
- ・スピン衛星

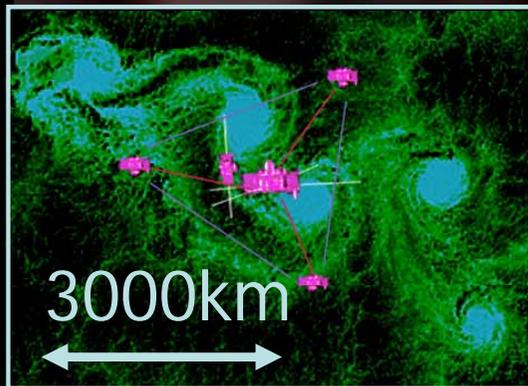
親・子4の5機編隊



フォーメーションフライト (編隊飛行)を行う

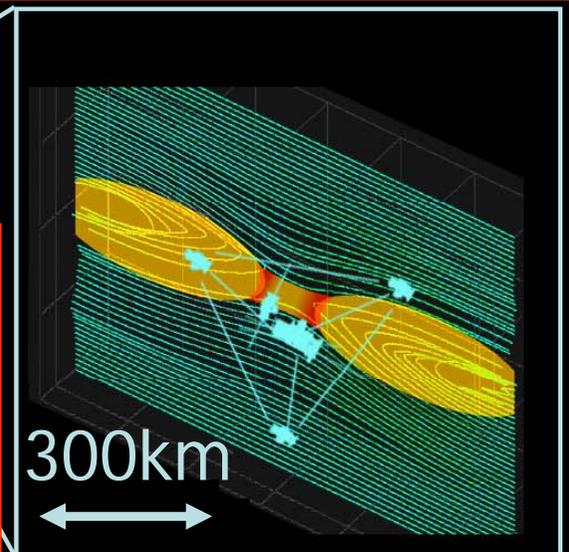
- ・衛星間測距
- ・衛星間時刻同期
- ・衛星間通信

渦構造



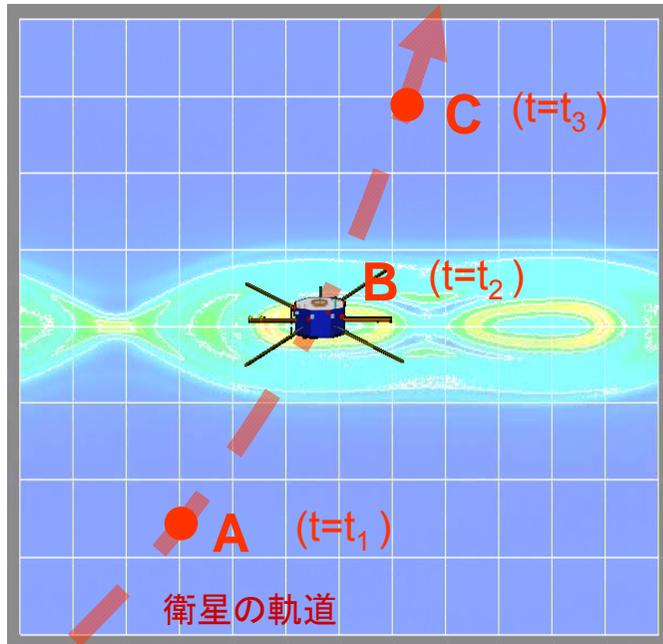
大容量高速の観測データ

- ・オンボードデータセレクション
- ・大容量データレコーダ
- ・親機経由での子機運用

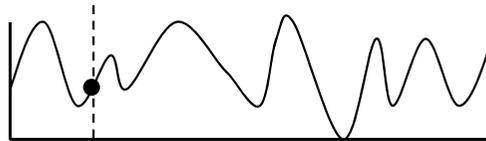


GEOTAILからSCOPEへ:フォーメーションフライトによる電磁場の観測

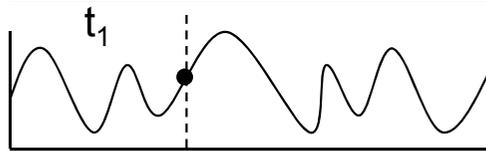
(a) GEOTAILの観測戦略



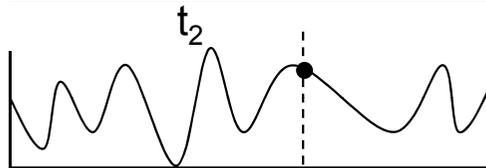
観測点A
の波形



観測点B
の波形

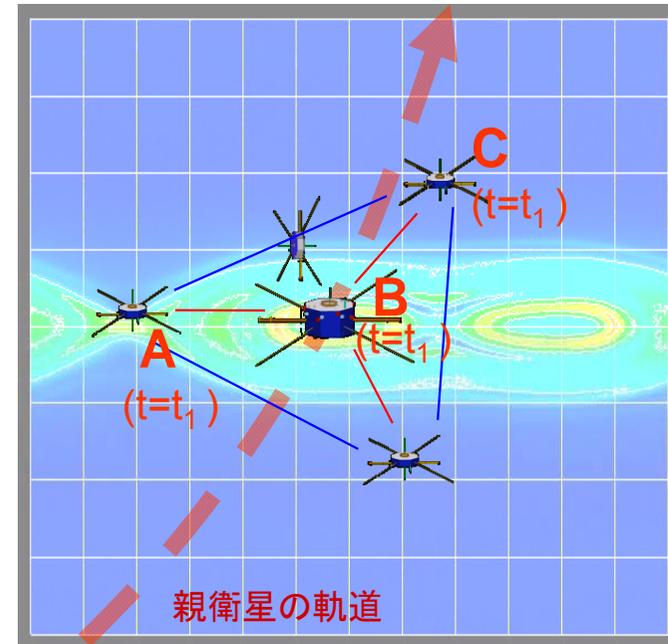


観測点C
の波形

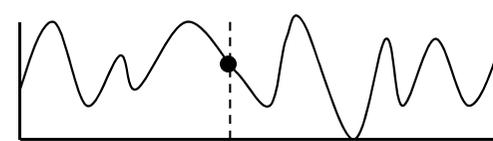


t₃

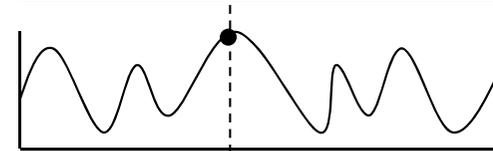
(b) SCOPEの観測戦略



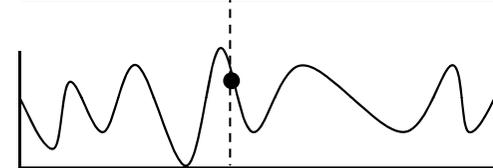
観測点A
の波形



観測点B
の波形



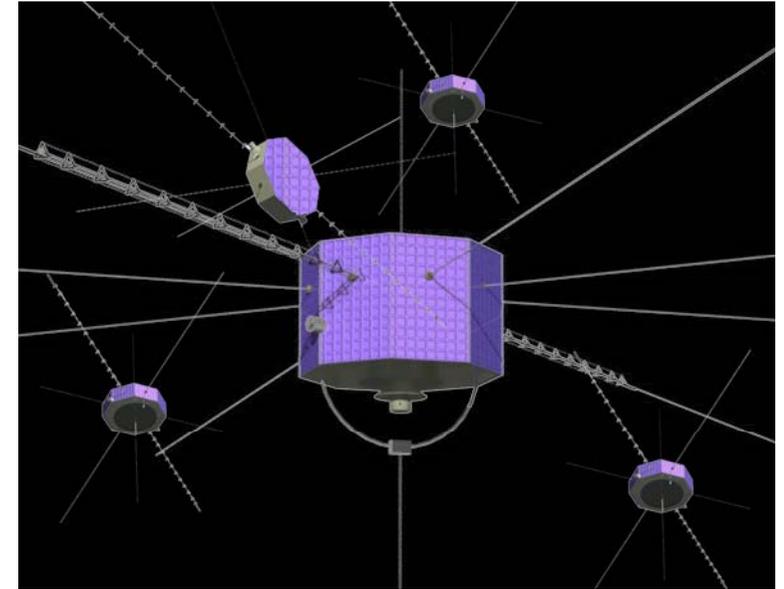
観測点C
の波形



t₁

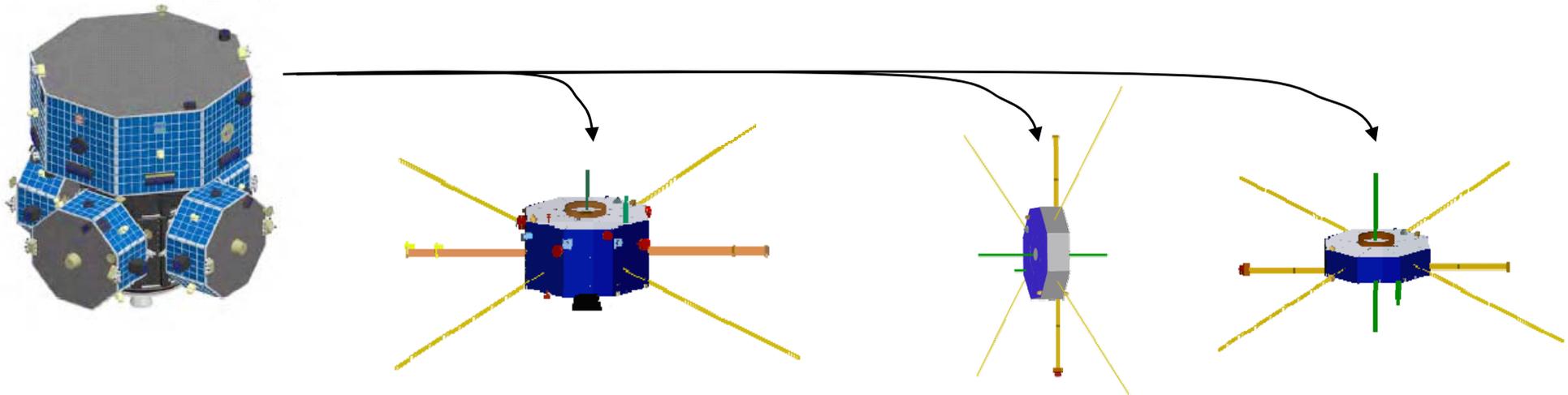
SCOPE システム検討の経緯

- ・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
 - スピン軸アンテナ
 - 高容量 DR
 - SCOPE時代に見合う理学観測機器
- ・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.



- 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を実施.
- Cross-Scale提案がESAにおいて頓挫したことを踏まえ, JAXA-CSA (Canadian Space Agency) 共同ミッションを模索開始.

SCOPE衛星群の基本仕様



	Mother [M]	Daughter (near) [ND]	Daughter (far) [FD]
number	1	1	3
Weight (Wet/Dry)	500kg /420kg	150kg/125kg	150kg/125kg
Propulsion system	hydrazine 2400m/s Maneuvering Bi-Lq. 500N Attitude control Mono-Lq. 3N	Mono-Lq. Hydrazine 200m/s	Mono-Lq. Hydrazine 200m/s
Attitude stability control	Spin stabilized (0.3Hz) spin axis : perpendicular to the orbit	Spin stabilized (0.3Hz) spin axis : solar pointing	Spin stabilized (0.3Hz) spin axis : perpendicular to the orbit
Communication	uplink : X-band downlinkHK : X BPSK downlink mission : X QPSK Inter-satellite : S-band	Uplink +inter-satellite : S-band downlink +inter-satellite : S-band	Uplink +inter-satellite : S-band downlink +inter-satellite : S-band
Deployables	Radial Boom Axial Boom Radial Wire	5m × 2, (1.57kg/boom) 5m × 2,(0.04kg/boom) 50m × 4, (0.075/wire+0.1kg tipmass)	2m × 2, (0.62kg/boom) 5m × 2,(0.04kg/boom) 30m × 4, (0.03kg/wire+0.06kg tip)
			2m × 2, (0.62kg/boom) 5m × 2,(0.04kg/boom) 50m × 4, (0.075/wire+0.1kg tip)

2010年度のSCOPE検討

【編隊飛行の制御】

- ✓編隊飛行制御要求から推進系性能要求の明確化
- ✓編隊飛行制御要求から通信系性能要求の明確化

【サブシステム検討】

- ✓スピン軸アンテナの開発
- ✓ICORASS相対測距時刻同期装置の開発
- ✓大容量DR
- ✓編隊飛行に適した小インパルス推進系の検討
- ✓衛星間通信・対地上通信共用X帯アンテナの検討

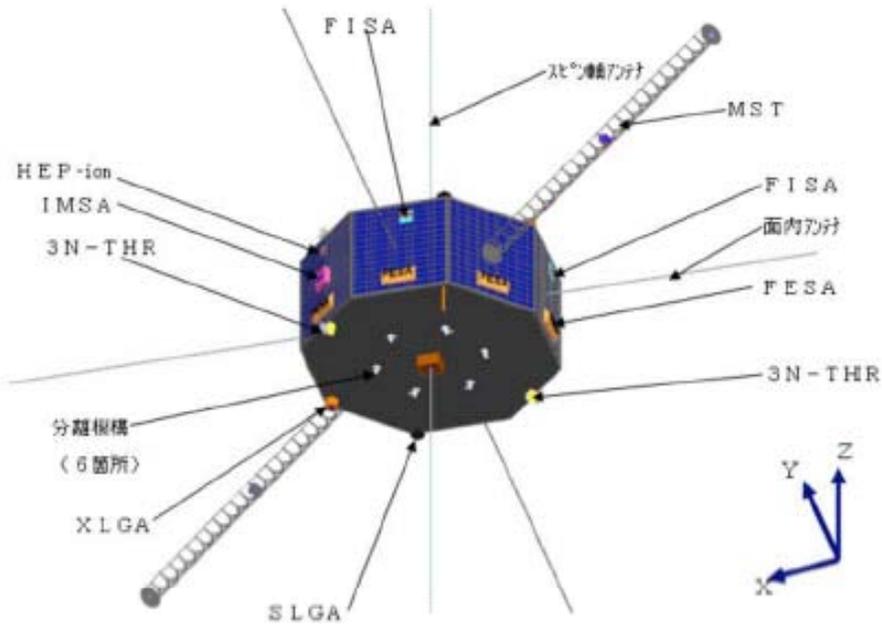
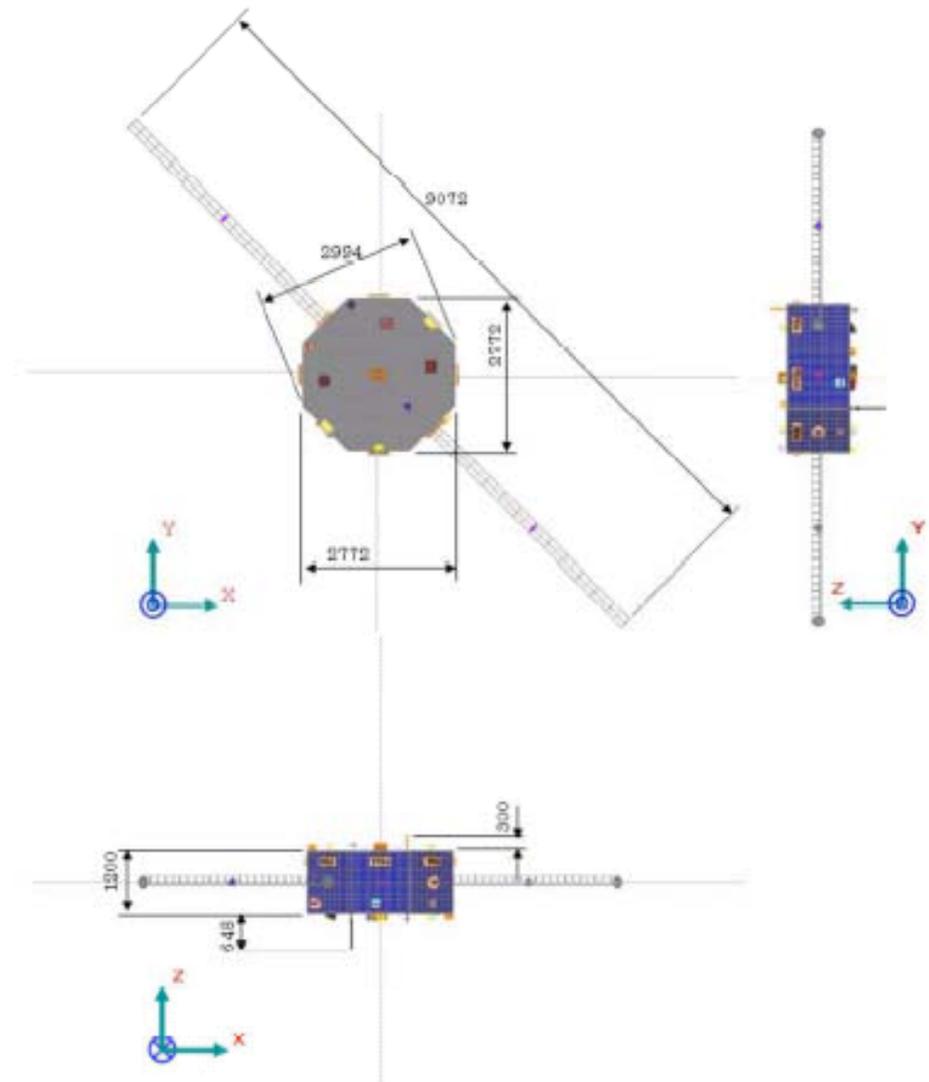
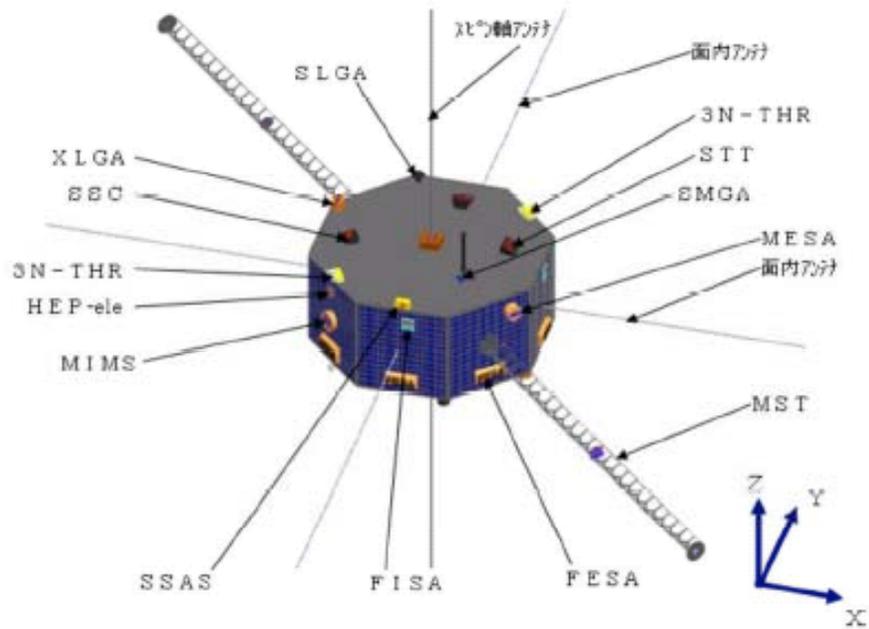
【システム検討】

- ✓機器配置の詳細化
- ✓スピン軸方向に柔軟構造物を有するスピン衛星の姿勢安定性

【国際共同】

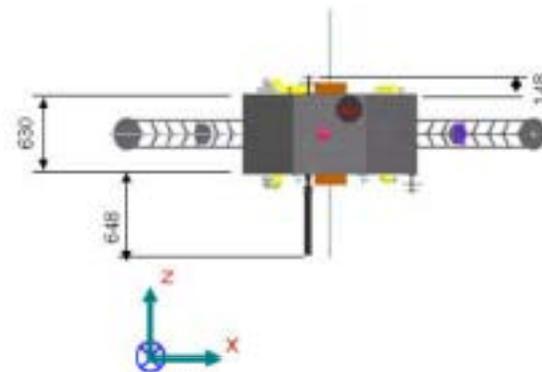
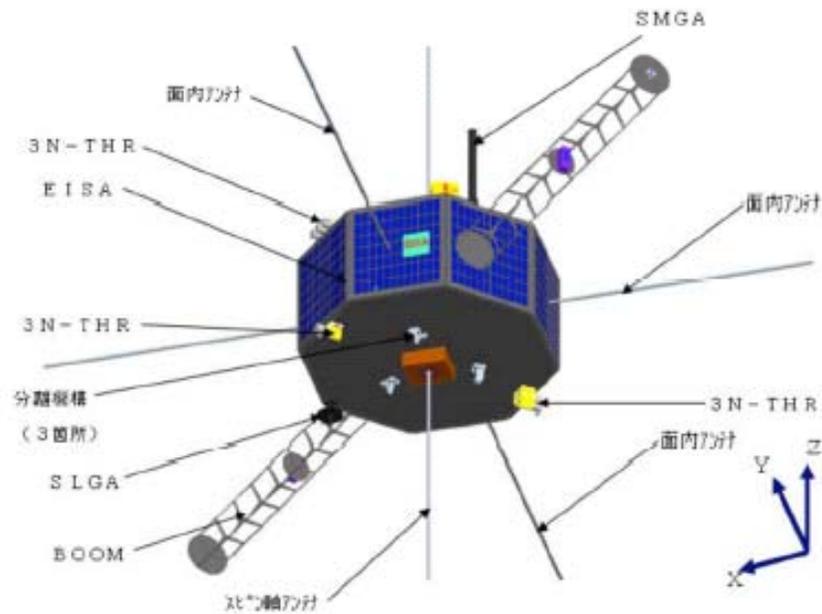
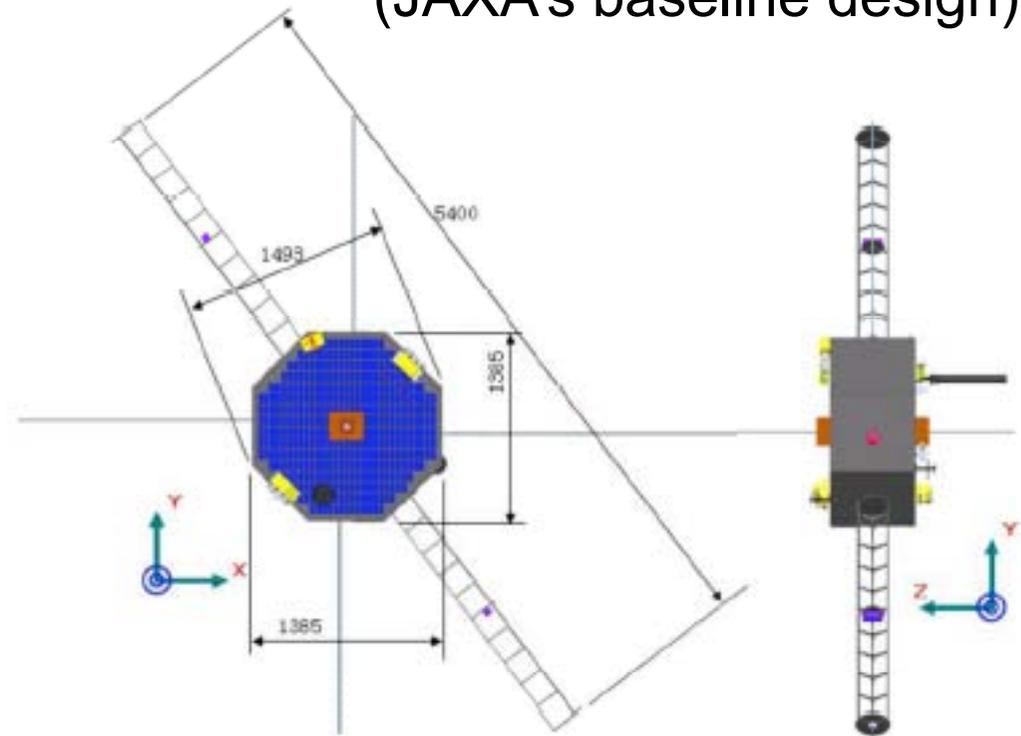
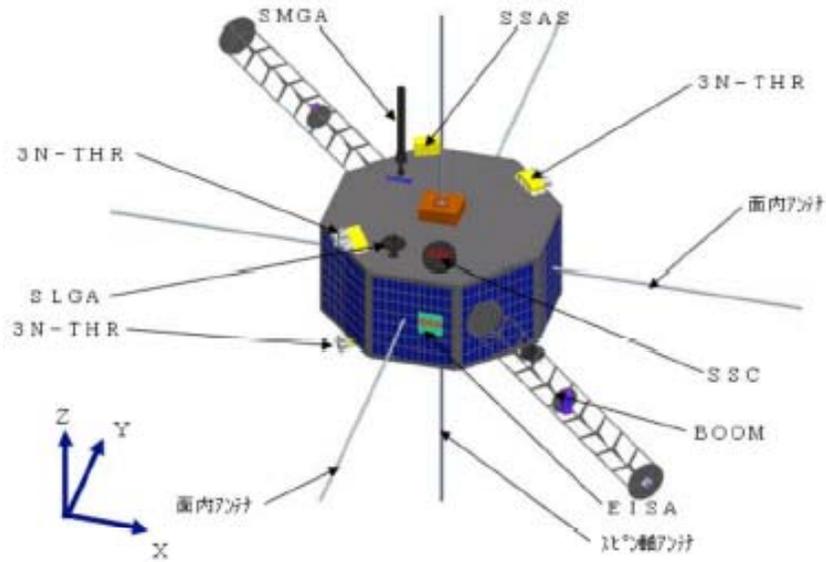
- ✓CSA側MDRプロセスへ対応した共同作業
-

Mother-Sat のミッションフェーズにおけるコンフィグレーション

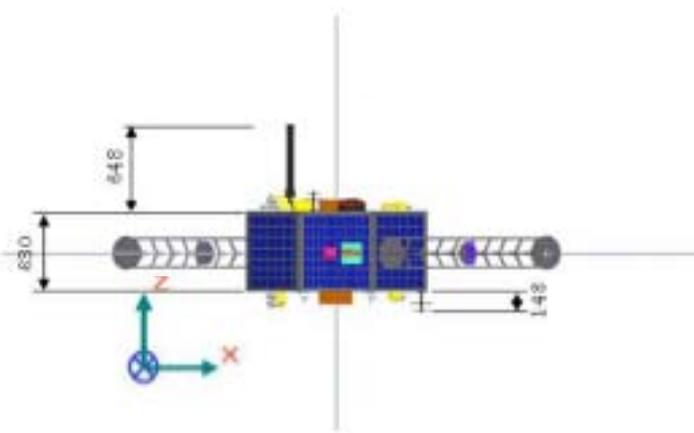
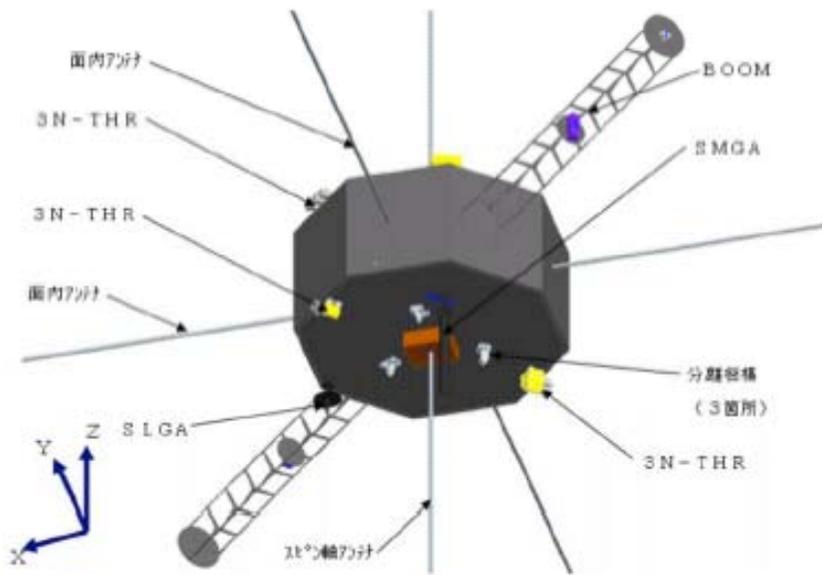
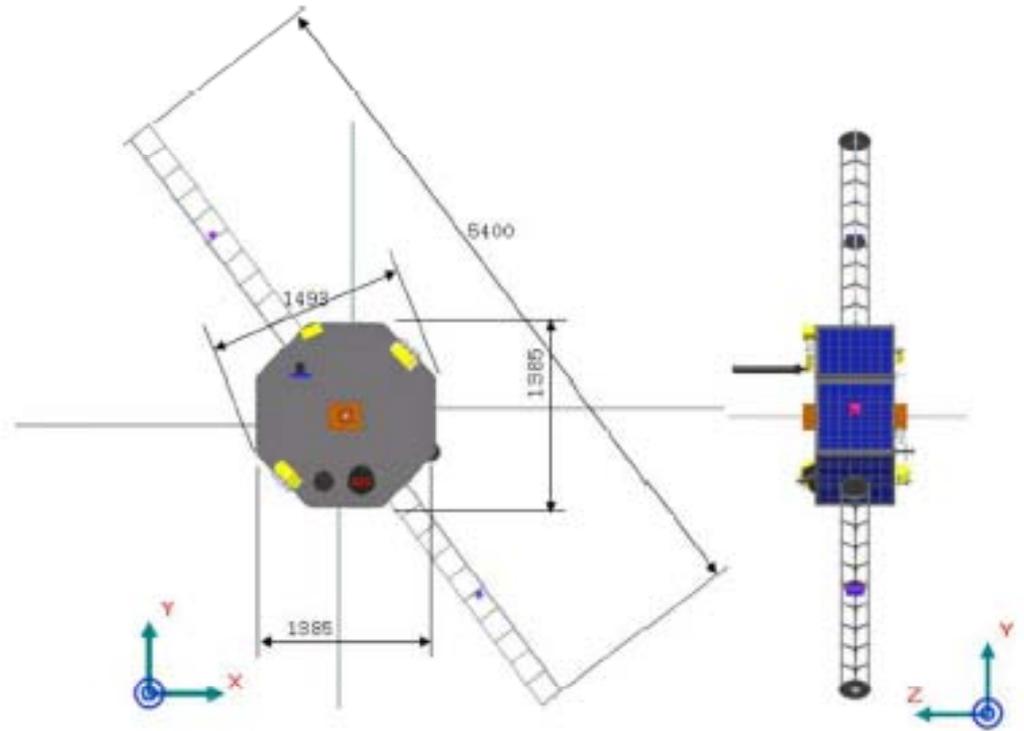
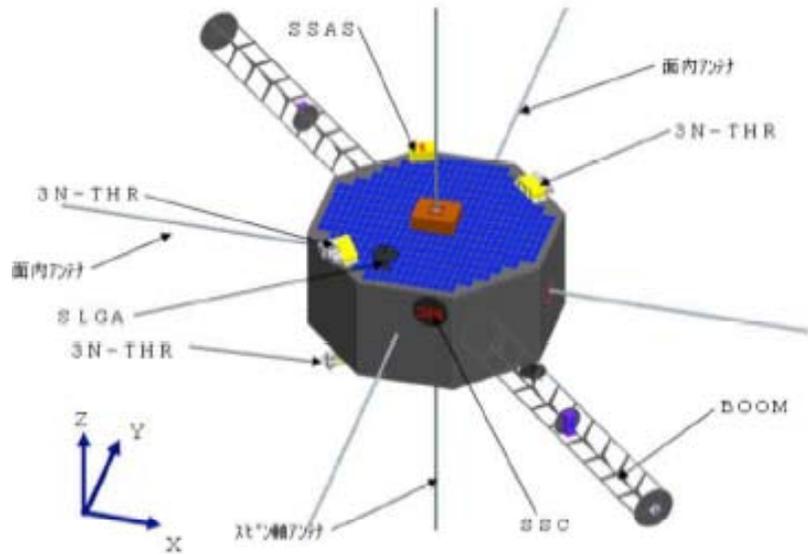


Far-Daughter (FD) のミッションフェーズにおけるコンフィグレーション

(JAXA's baseline design)



Near-Daughter (ND)のミッションフェーズにおけるコンフィグレーション



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

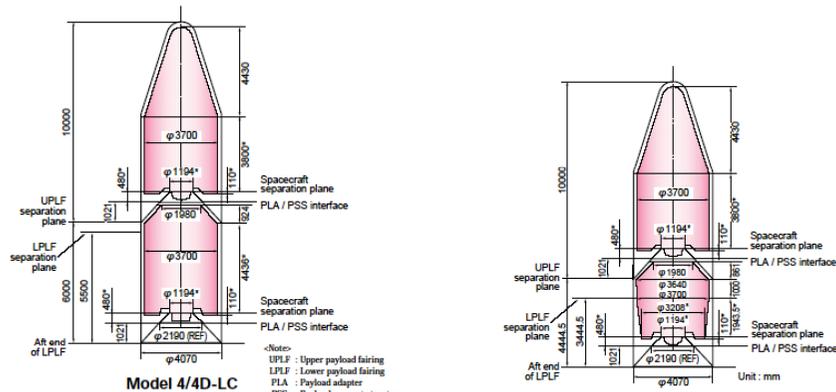
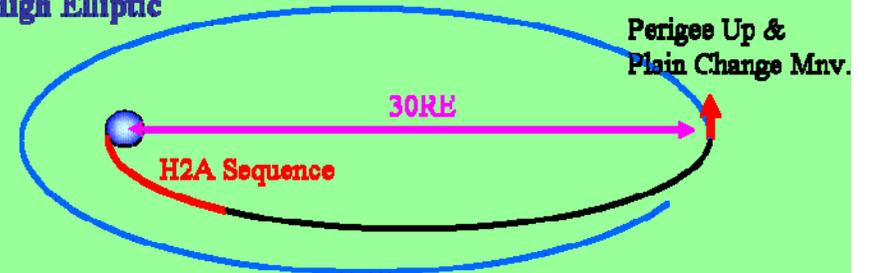


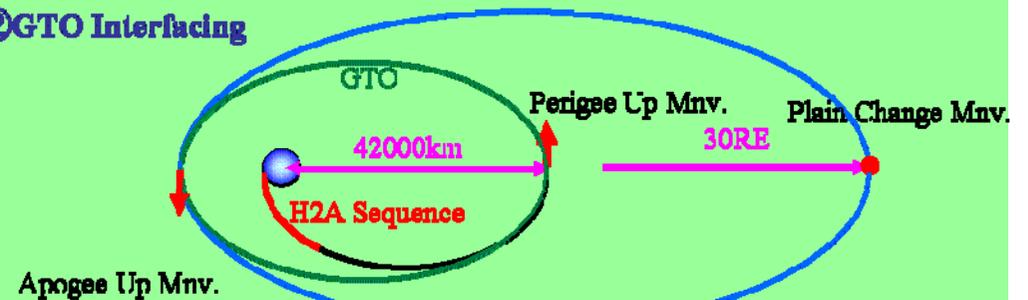
Figure 1.2.11(1/2) Payload fairings for dual launch with 1194M adapter

High Elliptic Direct / GTO Interface

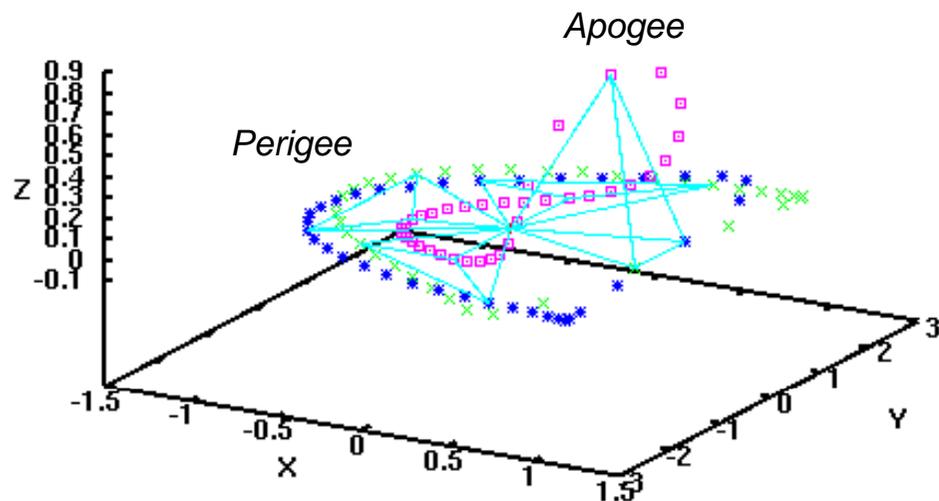
① Direct to High Elliptic



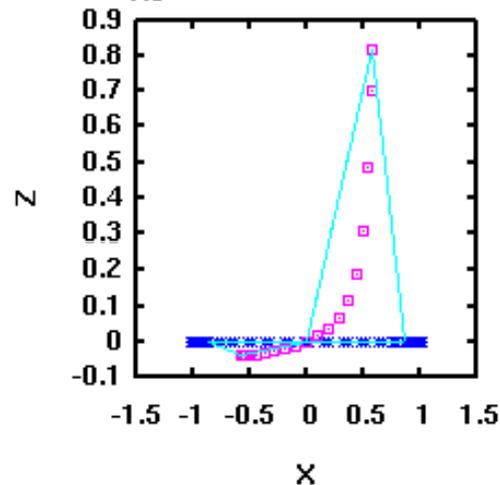
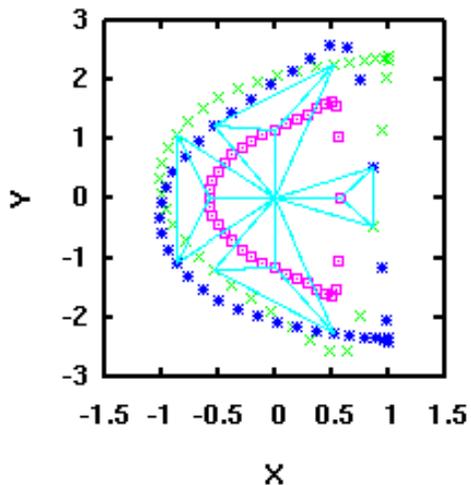
② GTO Interfacing



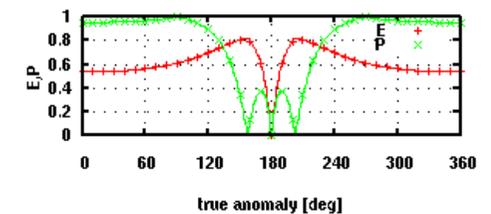
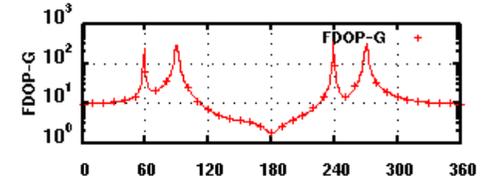
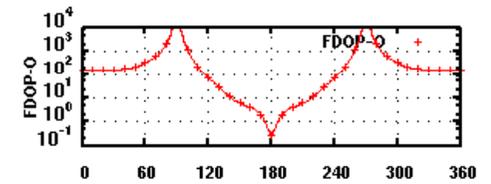
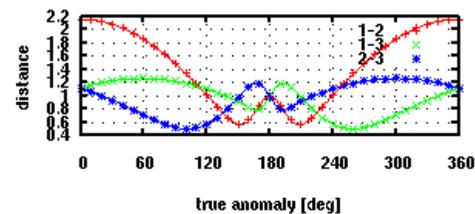
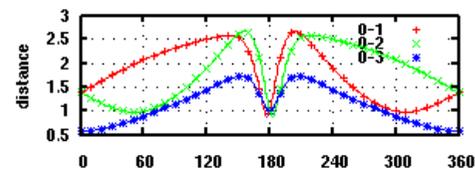
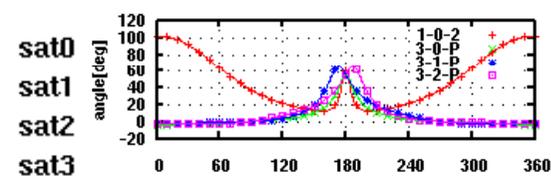
編隊飛行(フォーメーションフライト)の設計



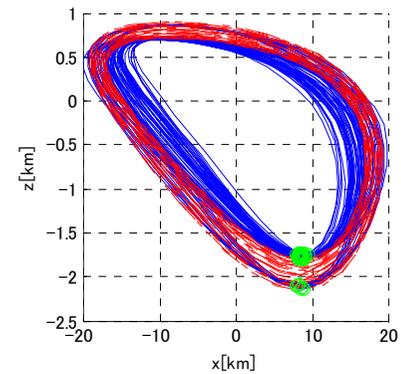
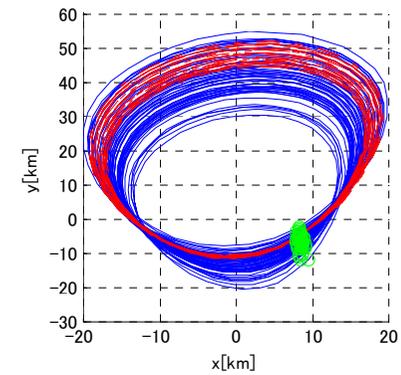
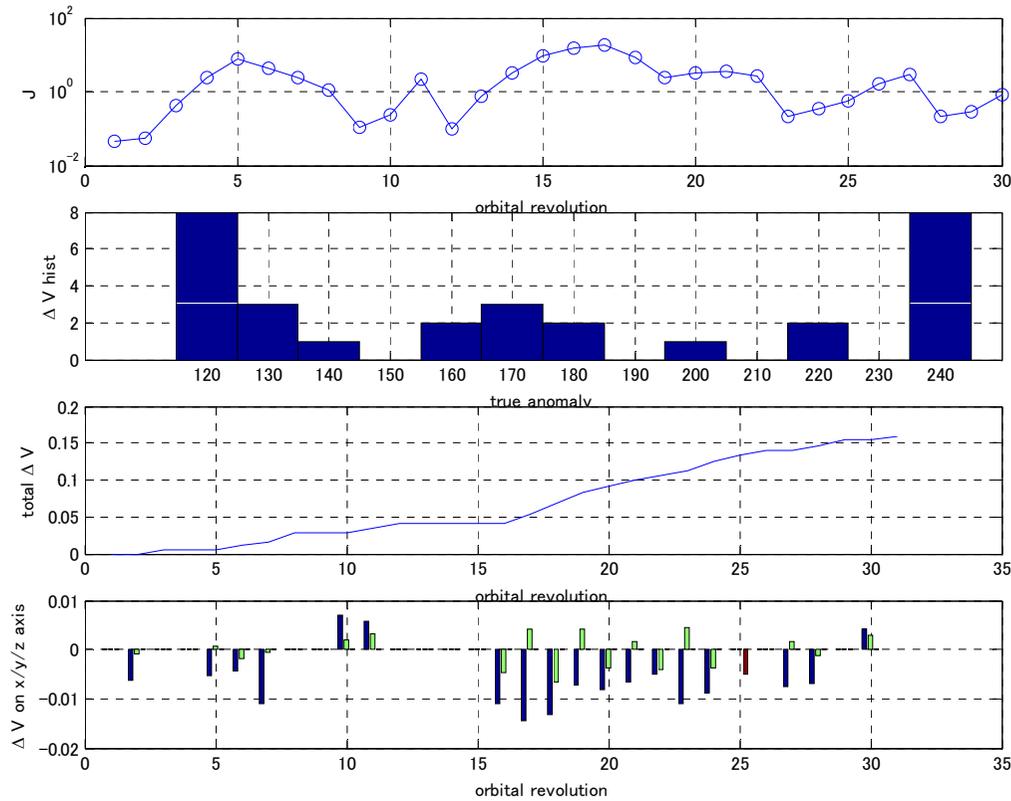
- ・基本は, 4衛星による遠地点での正四面体隊形形成.
- ・観測性を最適化するべく以下の指針により相対軌道設計.
 - 衛星間通信が可能な位置関係であること.
 - 衛星間測距により相対軌道決定の精度が確保できる相対軌道ジオメトリであること.
 - 観測の空間分解能が高いこと.



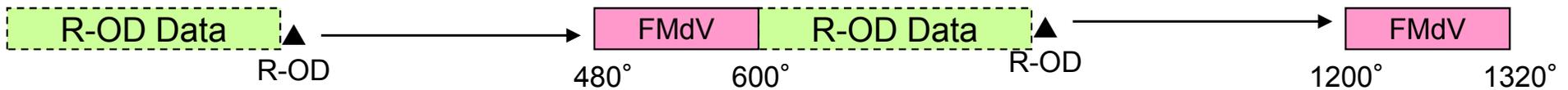
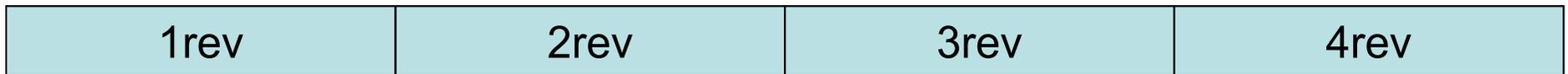
参照軌道中心回転座標系におけるノミナル相対軌道設計結果.



編隊維持の解析結果(例)

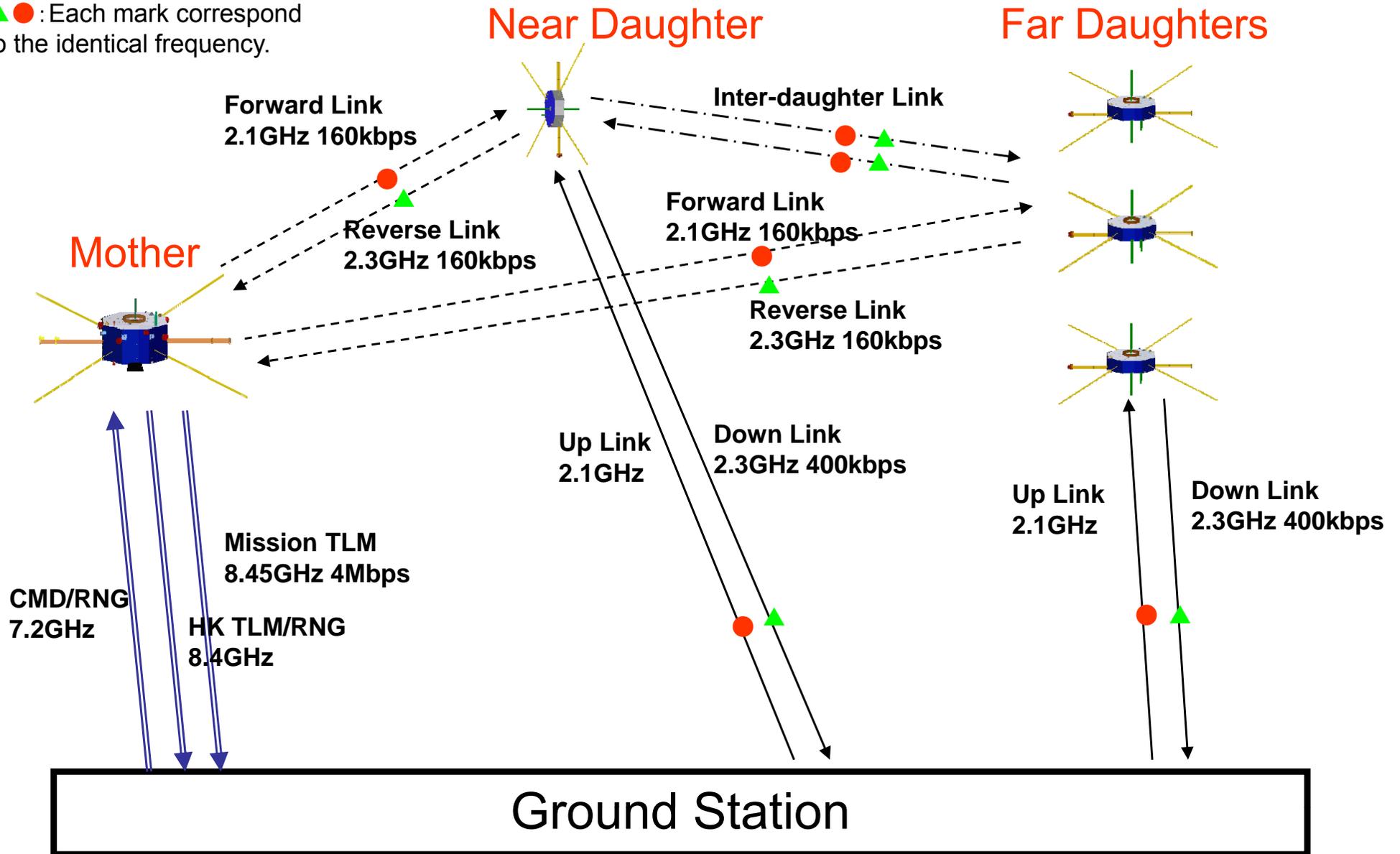


0° 180° 360° 540° 720° 900° 1080° 1260° 1440°



SCOPEにおける衛星間通信および対地上通信要求

▲●: Each mark correspond to the identical frequency.



衛星間測距・時刻同期システム (ICORASS)

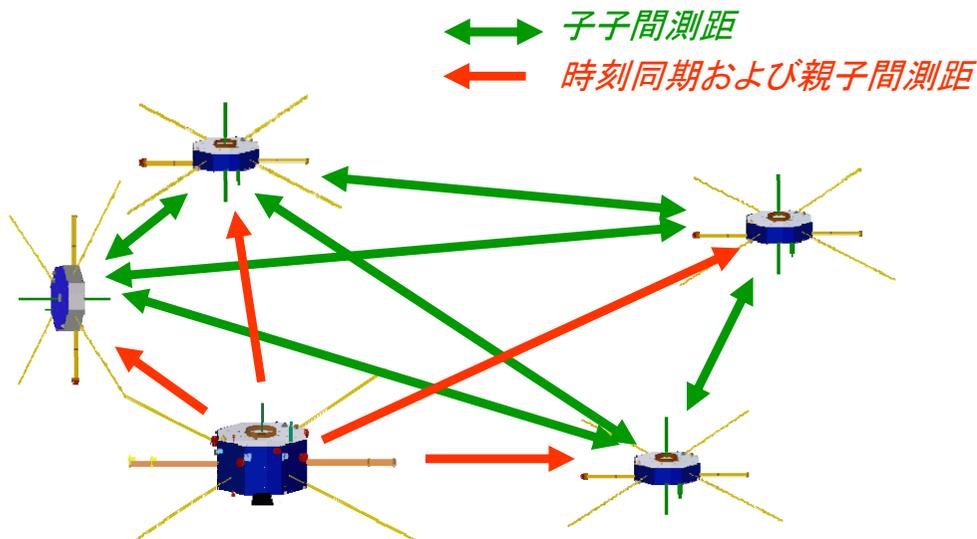
ICORASSへの要求:

- ・衛星間の時刻および衛星間の直距離が、左記の表の精度で実現されること。
- ・相対軌道決定が左記の表の精度で実現されること。
- ・絶対軌道の軌道決定精度については、従来の衛星のレベルで良い。

Accuracy of relative ranging (requirement)

Mother-Daughter distance	Time resolution	Distance resolution
1 km	1 usec	10 m
10 km	10 usec	100 m
100 km	100 usec	1 km
1000 km	1 msec	10 km
L km	L/1000 msec	L/100 km

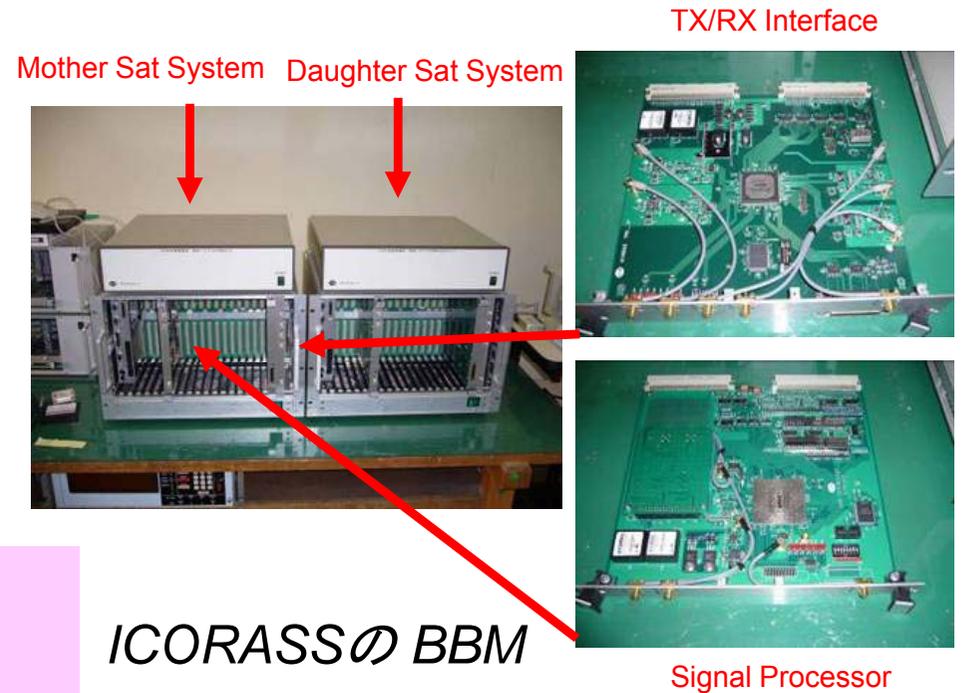
Onboard Ranging
 Limit of ground-based OD
 Ground-based OD



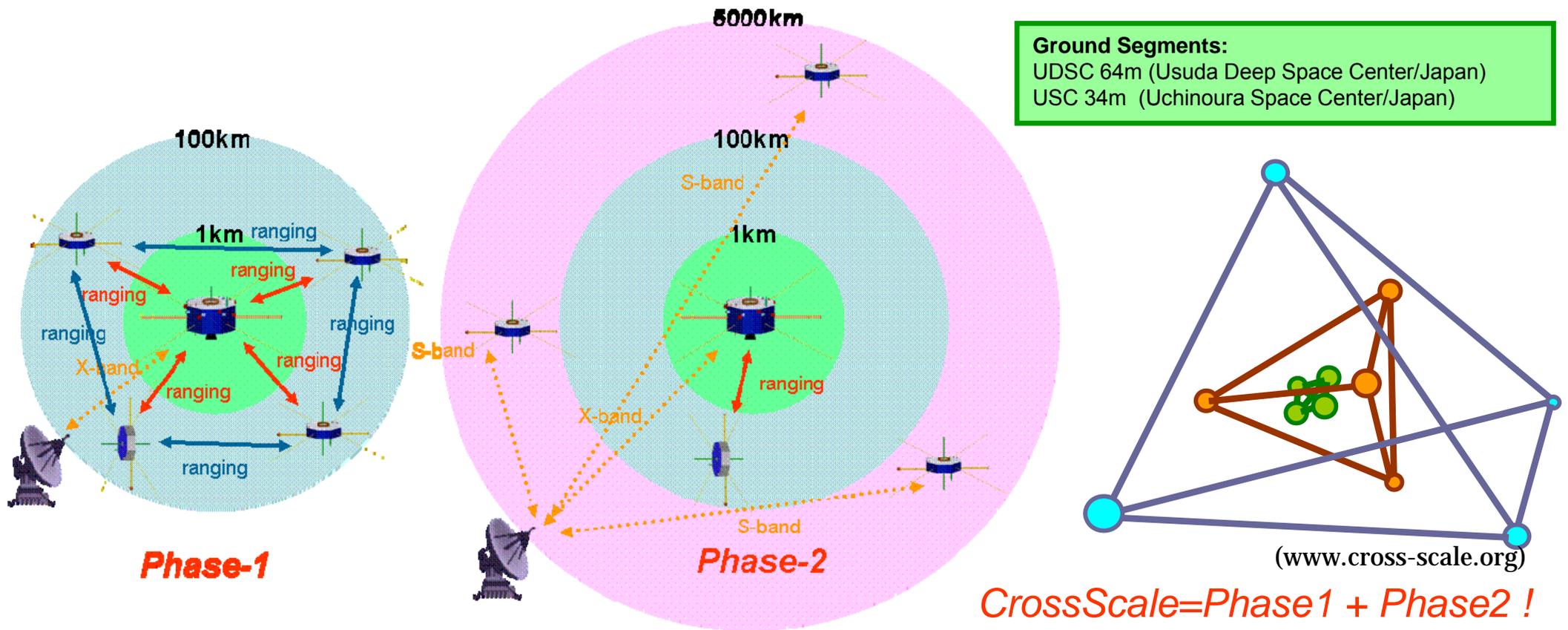
ICORASSの性能:

以下の性能を衛星間距離1~200kmにて実現

- ・1usecの時刻同期精度
- ・10mの直距離測定精度



運用コンセプト



- ・ミッションフェーズは以下の2つのフェーズに分かれる。
- ・フェーズ1は、遠地点において、全ての衛星間距離100km以内。このフェーズでは、子の運用は親経由の通信で実現される。
- ・フェーズ2は、衛星間距離が最大5000kmまで離れる。このフェーズでは、各衛星は独立した衛星として個別に運用される。

