

国際共同木星圏探査ミッション 木星探査衛星システム検討について

高島健、藤本正樹、船瀬龍、
川勝康弘、Stefano Campagnola (ISAS/JAXA)
佐々木晶 (国立天文台)、笠羽康正 (東北大)
国際共同木星探査WG

Europa Jupiter System Mission

- 2020年代での実施を想定する**木星系総合探査**
- 「ガリレオ」による探査結果を受けての、日欧研究コミュニティによる本格探査提案。
- 2007年にESAへと提案。2008年に第一次審査通過。紆余曲折を経て、現在は、NASA(米国)／ESA (欧州宇宙機関)が主導するミッション
- **NASA:エウロパ周回機**
ESA:ガニメデ周回機

EJSMのサイエンス

- 木星系の起源: どのようにして生まれたのか
- 木星系の現在: どのような進化をしてきて、
どのような相互作用しているのか
- その理解を踏まえて:

生命居住可能性のあるエウロパ

(Possibly habitable world of Europa)

を理解する

そして、巨大ガス惑星系の氷衛星における生命居住可能性を考えていく上での第一歩とする

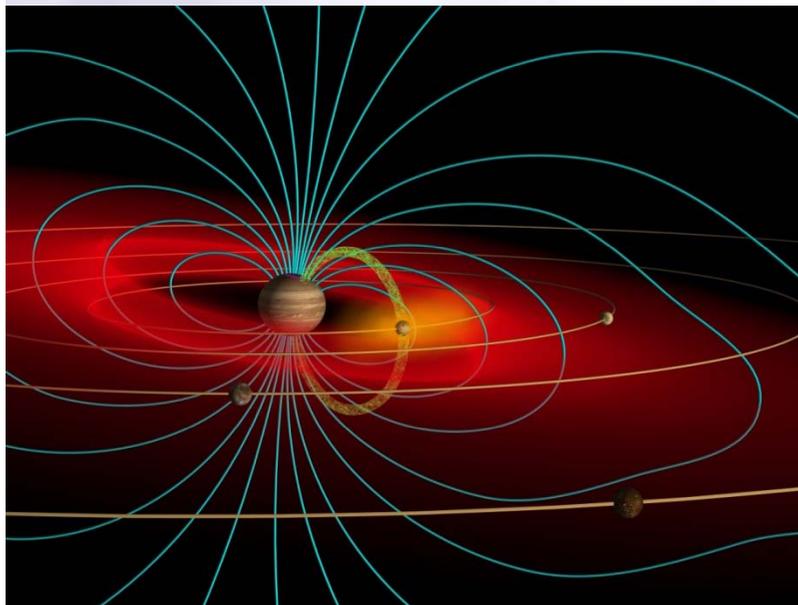
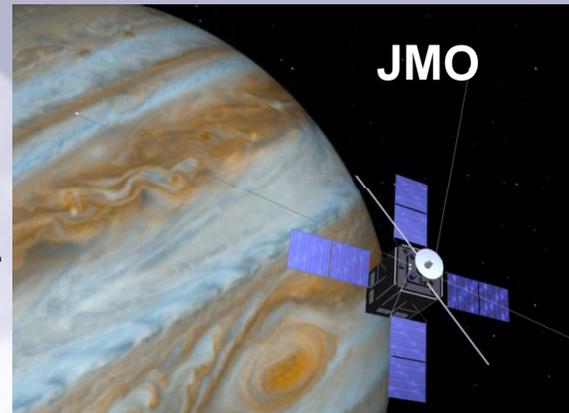
包括する研究分野: 太陽系・惑星系起源論 (系外惑星も含む)、
木星大気、氷衛星科学、磁気圏・宇宙プラズマ分野宇宙生物学

JMO（木星磁気圏周回機）のサイエンス

木星磁気圏

- ・太陽系最強の粒子加速器
- ・高速回転する磁気圏の物理
- ・磁気圏・衛星相互作用

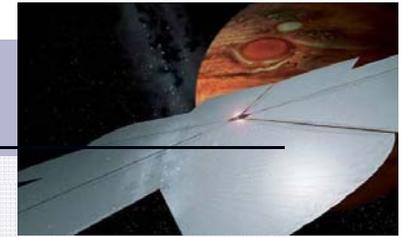
太陽系プラズマと天文プラズマ
を実証を伴って橋渡しをする
上で、必須のステップ



エウロパ周回機(NASA)・ガニメデ周回機(ESA)
との同時観測で
「大きく時間変動する、
過酷な宇宙環境下にある氷衛星の世界」
というテーマが、圧倒的に充実する。

氷衛星世界への「宇宙生命学」からの興味の高まり

サイエンスからのJMO軌道要求例



木星磁気圏全領域のサーベイ

(1) 初期 – Go into the Inside

- 遠木点 : 100R_j (tbc)
- 近木点 : イオ
- 赤道面 with Multiple satellite flybys

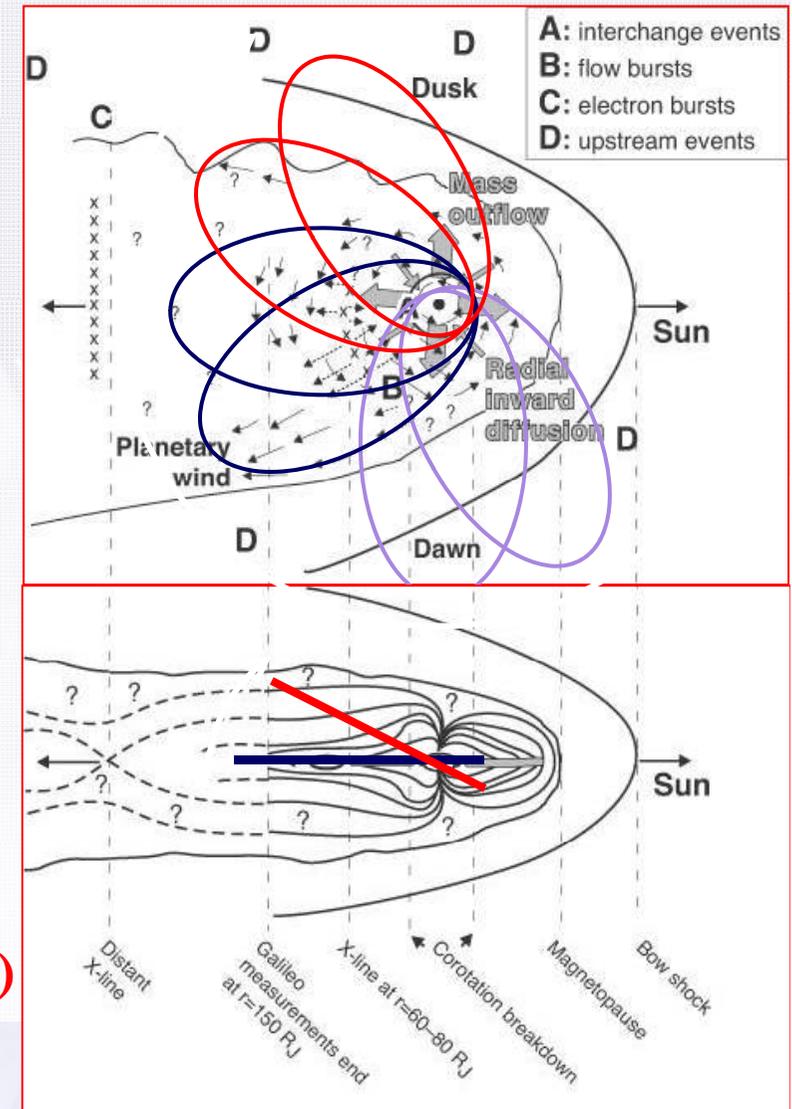
(2) ノミナル – Cover the Distance

- 遠木点 : 100R_j (tbc)
- 近木点 : エウロパかガニメデ
- 赤道面

JEO – JGOとの共同観測

(3) 最終 – Get the Inclination

- 遠木点 : 100R_j (tbc)
- 近木点 : エウロパかガニメデ
- 衛星フライバイにより軌道を傾斜(~ 15-30deg)

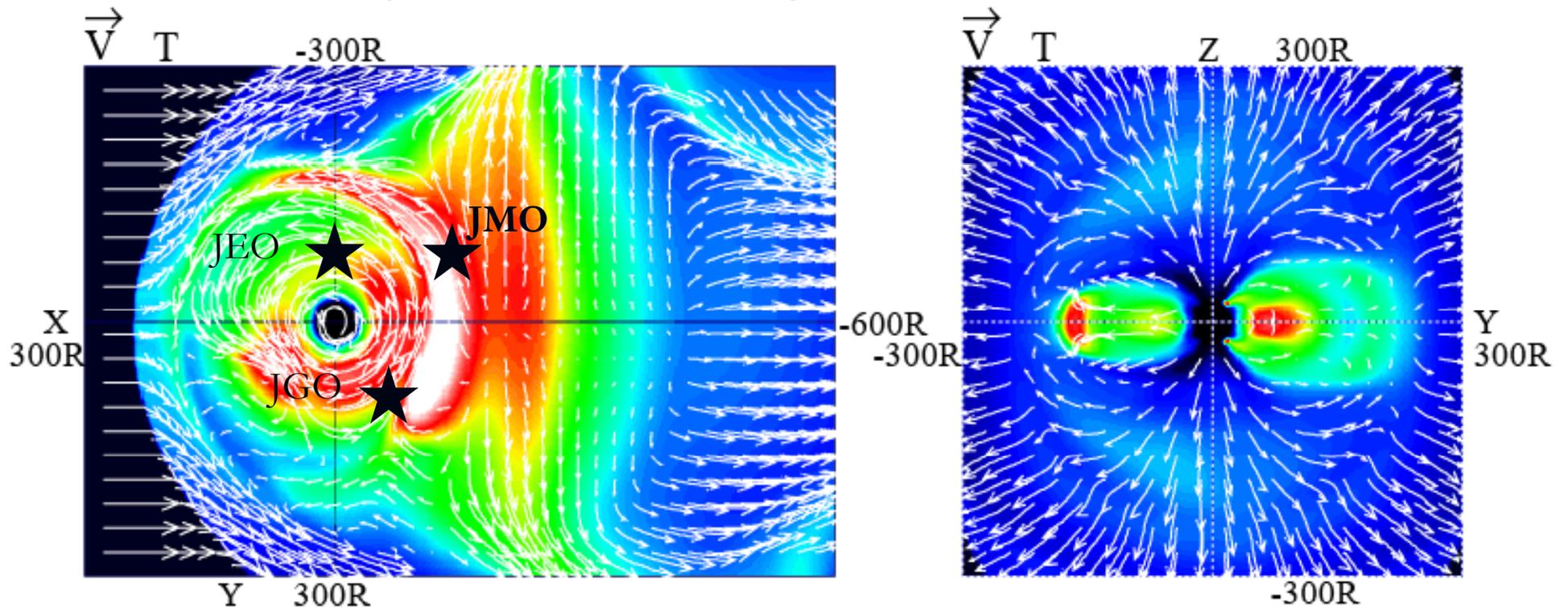


初期とノミナルはプラズマ観測がメイン → スピン衛星
最終はイメージング観測がメイン → 3軸衛星

JEO/JGOが観測する衛星周辺宇宙環境変動の原因領域を 赤道面上を飛行するJMOが観測

Simulation of Jupiter's magnetosphere
 $D_{sw} = 0.01 \text{ nPa}$, IMF $B_z = 0.105 \text{ nT}$, $t = 3.5 \text{ hours}$

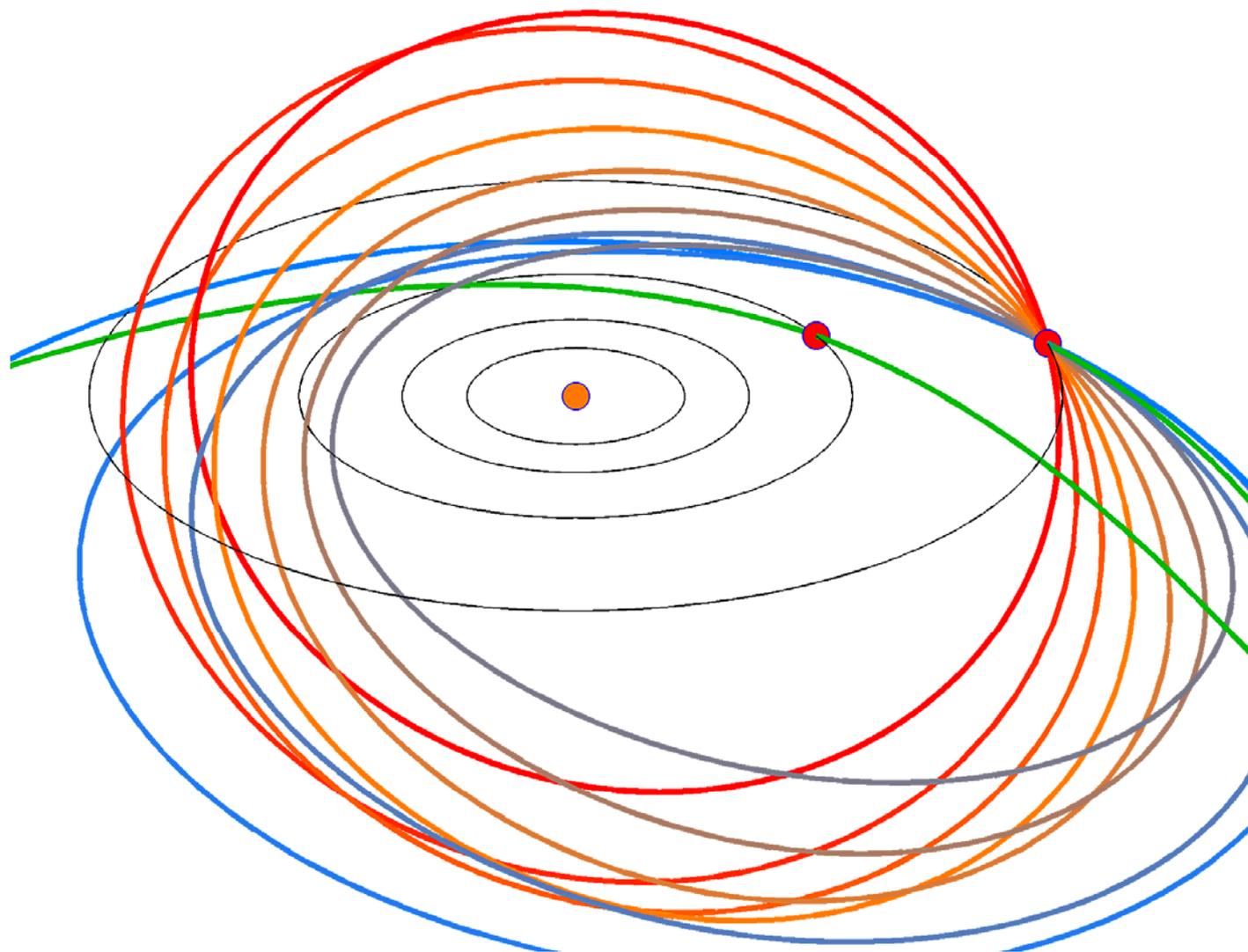
Fukazawa, 2004



equatorial plane

north-south-plane

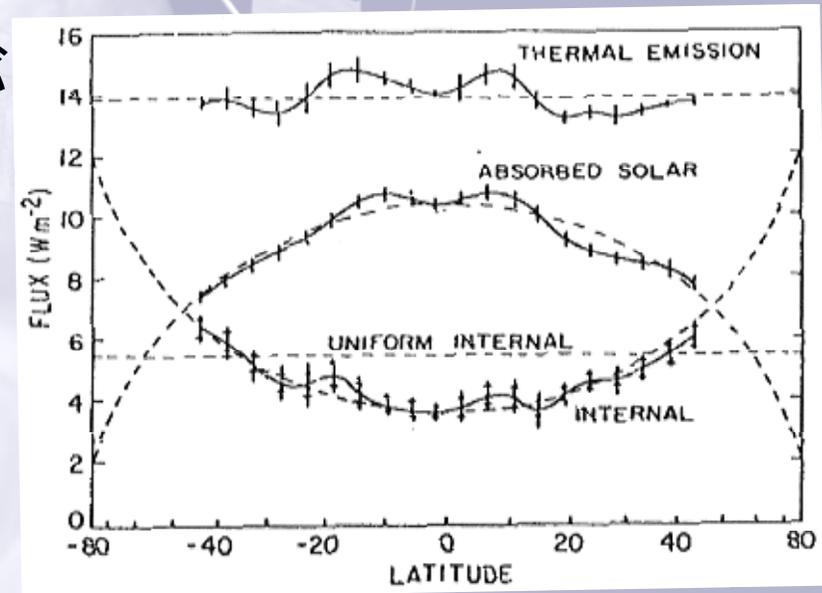
カリスト・フライバイを使って軌道変更すれば
「上から見下ろしてイメージングすることも可能



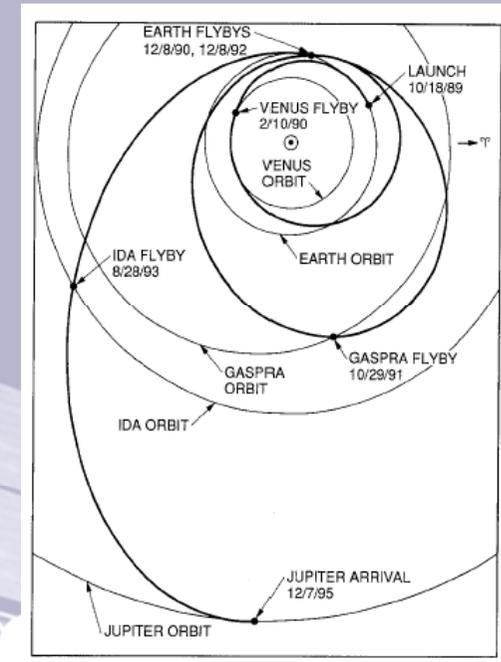
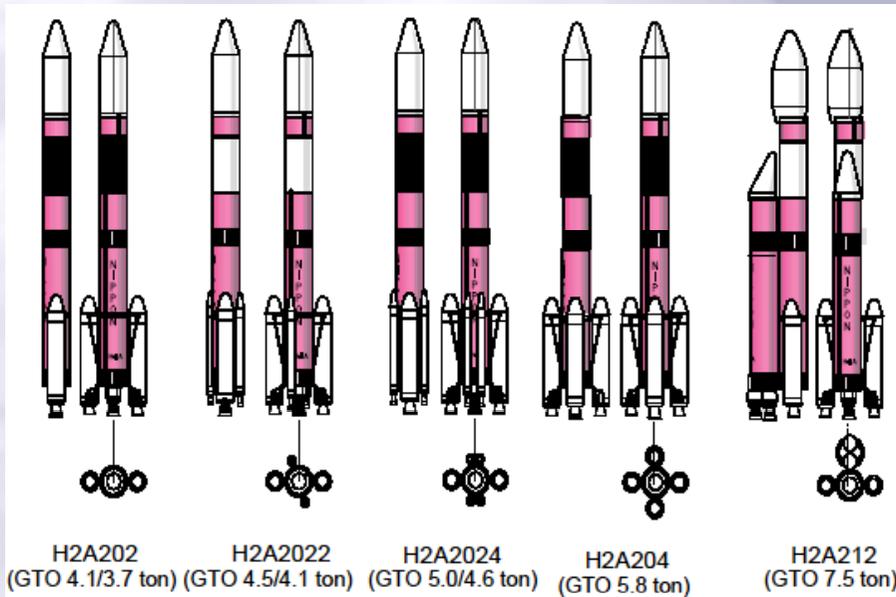
軌道傾斜角の
上昇の様子：
第一フェーズ
は赤道面での
「その場」観測、
第二フェーズ
では上からの
撮像する軌道
へと変遷

「上から見下ろして」の撮像

- 新しい技術を活用して磁気圏赤道面でのダイナミクスをイメージング、太陽系最強の粒子加速器の全体像を俯瞰
- X線天文分野と共同して硬X線観測を導入し、木星放射線帯という「その場」観測が不可能な領域をリモート観測
- 木星極域を観測することができるので、高緯度における内部からの熱流束という巨大ガス惑星の科学において根源的に重要なデータを取得



Possibility of JAXA's launcher : H-IIA



Launchable S/C Mass for each H2A Type (VEEGA Trajectory)

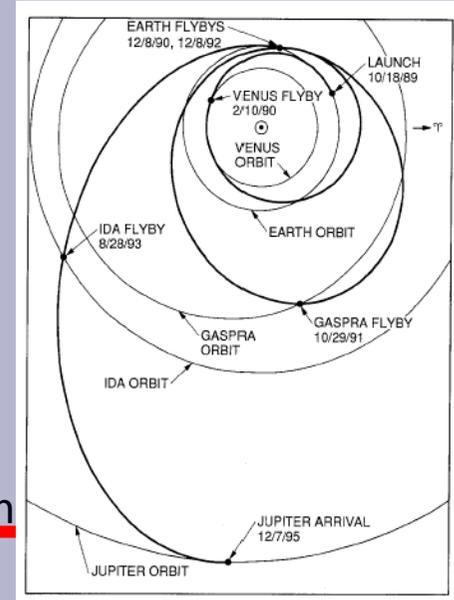
Baseline for the following study

	H2A202-4S	H2A2022-4S	H2A2024-4S	H2A212-4S
2nd Stage Carries;	4100kg	4500kg	5000kg	7500kg
US Weight	1960kg	2350kg	2390kg	3580kg
Initial S/C Weight	2140kg	2150kg	2610kg	3920kg

木星遷移軌道

軌道設計 Trajectories for Jupiter Tour

- (1) Direct Trajectory (Earth to Jupiter)
 Propulsion System: Chemical Only
 Escape C3~90km²/s² Cruising Time: 700~800days
- (2) VEEGA Trajectory (Earth-Venus-Earth-Earth-Jupiter)
 【Propulsion System: Chemical Only】
 Escape C3~10km²/s² Cruising Time: 6~8years ← Base line
- (3) EDVEGA Trajectory (Earth-(Earth)-Earth-Jupiter)
 【Propulsion System: Chemical+IES】
 Escape C3~1 to 10km²/s² Cruising Time: 5~7years
- (4) Solar Power Sail Trajectory 【Propulsion System: Solar Sail+Chemical+IES】
 Escape C3~1 to 10km²/s² Cruising Time: 5~7years
- (5) Others



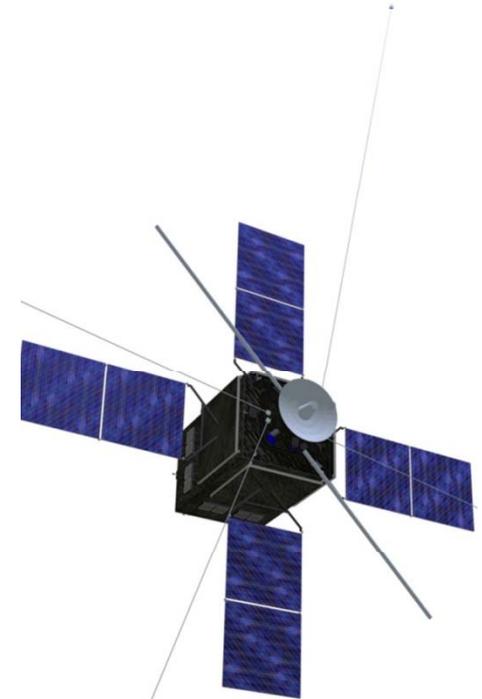
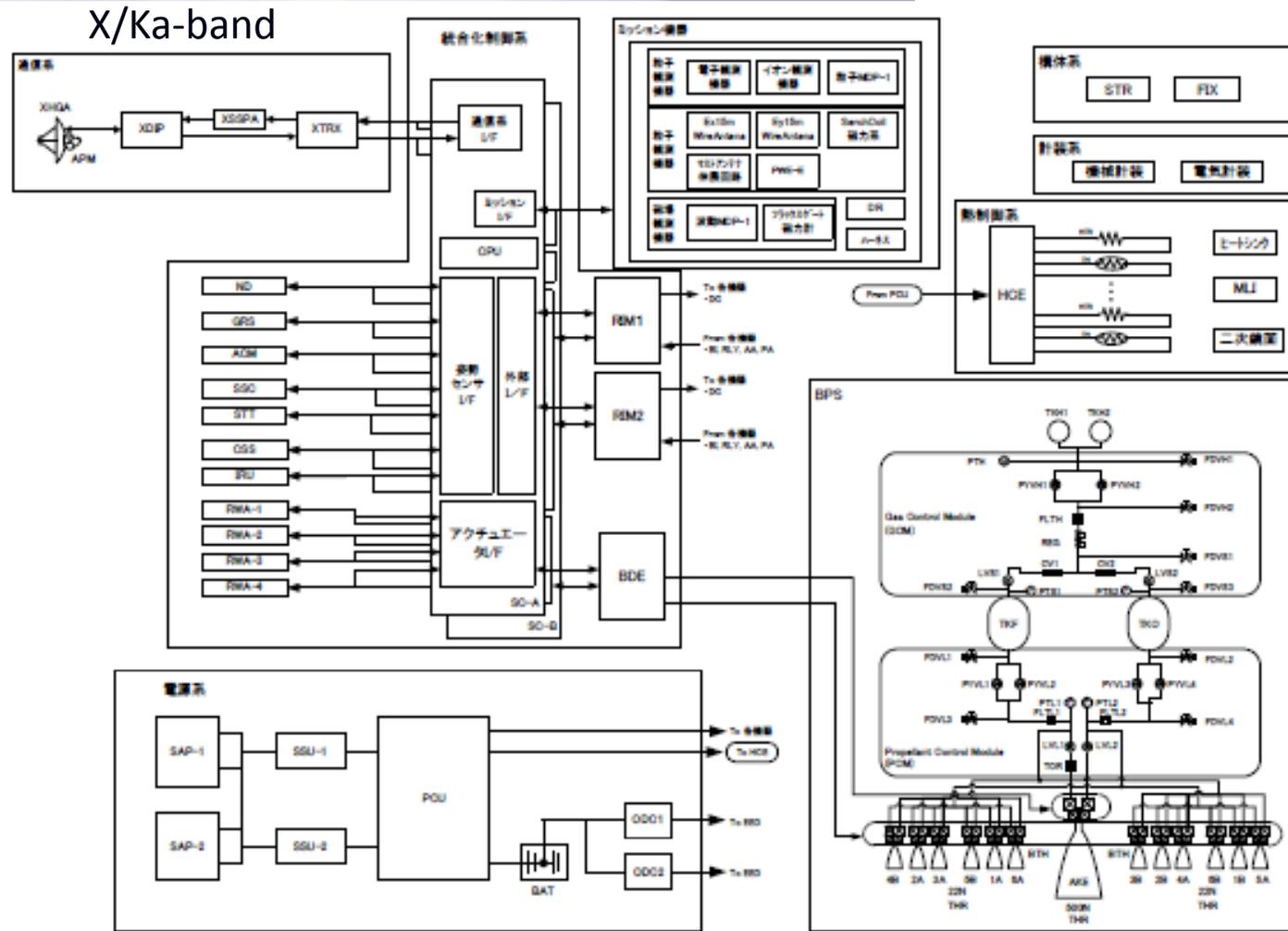
周回機軌道条件

Periapsis :12-15Rj
 depending on Radiation tolerance
 Apoapsis : 15-100Rj
 depending on delta-V propellant

Apoapsis down to	Propellant [km/s]	Weight [kg]
10 Rj	6.5	4180
15 Rj	5.2	2270
100 Rj	1.2	190

10-200~250Rj IJO, @ IPS = 260sec

JMO衛星システム検討

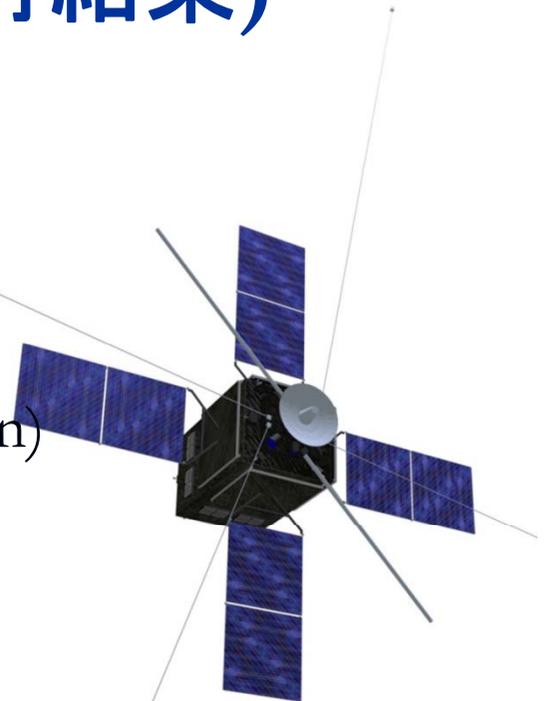


500N main thruster x 1
20N thruster x 12

SAP 32m² 350W@EOL 図 2.2.2-4 JMO システムブロック図

JMO 衛星リソース(初期検討結果)

- Mass
 - Dry mass : 1000kg (5% margin)
 - BUS: $\sim 900\text{kg}$
 - PL : $\sim 60\text{kg}$
 - Propellant : 1650kg (12-100Rj: $\sim 10\%$ margin)
 - Total mass : 2.65 ton
- Power
 - SAPs : 32m^2
 - $350\text{W}@\text{EOL}$ (eff=28% / degradation=20% for 10yr)
- Attitude control
 - Cruise : 3-axis stabilized (open only one paddle because saving generating power)
 - Orbiter : spin stabilized



衛星システムとしてスピンと3軸両方の制御機能を持つ

→ 木星周回でも観測フェーズにあった姿勢制御が可能！ 撮像時には3軸制御に移行！

SAP検討

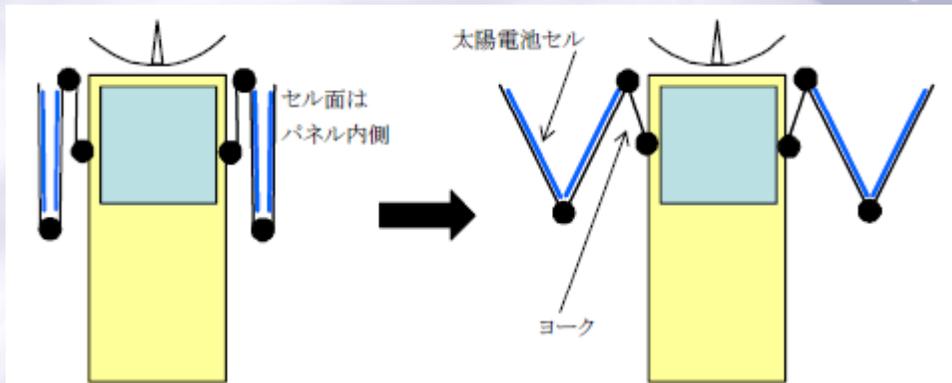


図 2.2.2.2 太陽電池セル面の配置

地球・金星軌道では発生電力過剰となるため1翼のSAPのみで3軸制御

以下の条件でSAP重量の検討を実施

- 木星での太陽光強度: 50.6 W/m^2 (地球の約3.7%)
- 太陽電池セルの効率: 28%
- 10年後の劣化: 20%
- 太陽光入射角: 太陽指向姿勢より垂直入射を前提(木星周回軌道上のJMOの日陰率は約2~3%程度と考慮)
- 木星における太陽電池の発生電力: $50.6 \times 0.28 \times 0.8 = 11.3 \text{ W/m}^2$
- 機器消費電力: 350W (ヒーター電力含む)

Muses-Cベースだと 約150kg

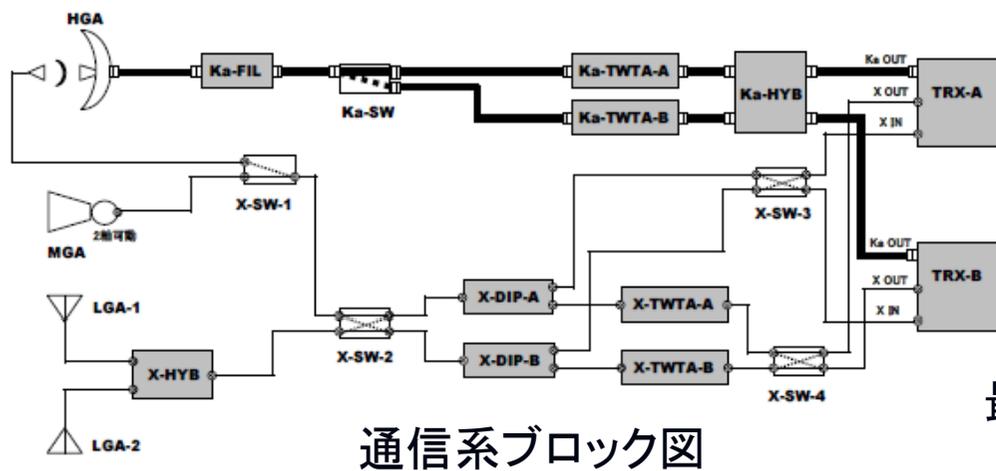
メーカー開発中軽量型SAPをベース

- 3kg/m²従来 1.84kg/m²(開発中)
- 太陽電池パドル面積: $350 \div 11.3 = 31 \div 32 \text{ m}^2$
- 太陽電池パドル質量: $32 \times 1.84 = 59 \text{ kg}$

通信検討

- X-band 2kbps
 - 臼田受信局
 - PCM-PSK/PM変調方式
- Ka-band 16kbps
 - ゴールドストーン受信局
 - PCM-BPSK変調方式

		DOWNLINK	
周波数	GHz	32.000	
送信機出力	dBm	46.0	(40.000W)
給電損失	dB	-3.00	
送信アンテナ利得	dB _i	50.0	ピーク値、直径1.6m
EIRP	dBm	93.02	
電力分配損失	dB		
ポインティング損失	dB		
自由空間損失	dB	-302.3	(968197419km)
偏波損失	dB	-0.2	
大気吸収損失	dB	-2.5	仰角5度、30GHzを前提 晴天時のみ考慮
降雨損失	dB		
ポインティング損失	dB	-0.2	
受信アンテナ利得	dB _i	84.0	ピーク値、左記は仮定値
給電損失 L	dB	-1.0	
受信レベル	dBm	-128.9	
システム雑音温度	dBK	20.9	(122K)
雑音電力密度	dBm/Hz	-177.7	
G/T	dB/K	61.9	
受信C/NO	dBHz	48.6	
要求C/NO		(TLM)	
	dBHz	48.1	
初期捕捉時の「インテリ」損失	dB	-	
マージン	dB	0.4	

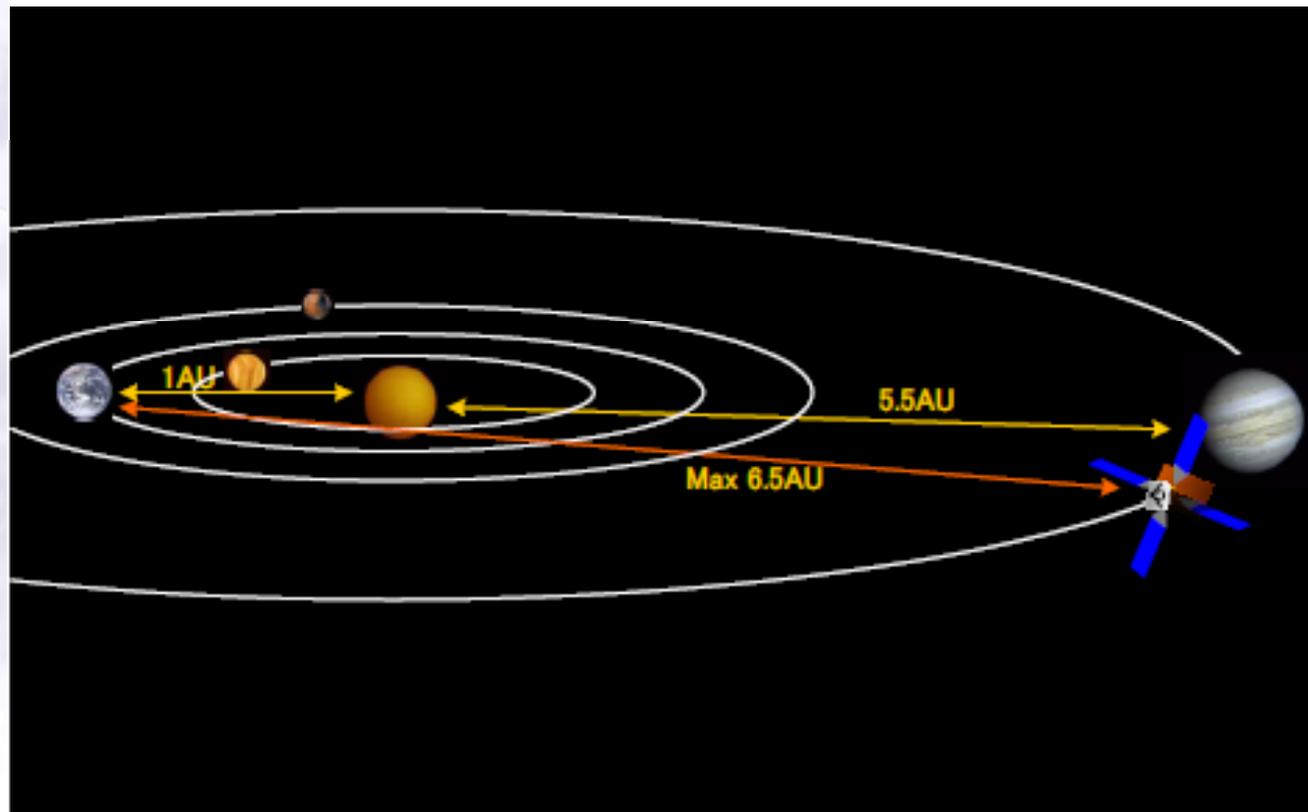


テレメトリ回線要求C/NO		(単独変調モード)	
信号	単位	TLM	
変調方式		PCM-BPSK	
要求Eb/NOまたはS/NO	dB	9.6	
符号化利得	dB	5.2	
ビットレートまたは帯域幅	dBHz	42.1	
	bps	16384bps	
ドップラシフトの劣化量	dB	1.6	
要求 C/NO	dBHz	48.1	

Ka-band検討結果

最低でもKaにて16kbpsを確保
ただし、地上局を今後整備して行く必要あり

統合化制御システム検討



- 最大で片道54分の通信時間がかかる
- 運用において、HKによるオンボード自律化運用が前提となる
- HTV誘導制御で使用された技術をJMOに適用する

自律化制御検討結果

- HKのみならず、コンポーネントの任意テレメトリを常時監視しながら自動的に判断するシステム(仮称:SC-Agent)を搭載する
- 帯域制限を受けないように、システムバスとは別の経路を準備して行う
- 科学衛星が採用するSpaceWire通信方式にもマッチングする方式である

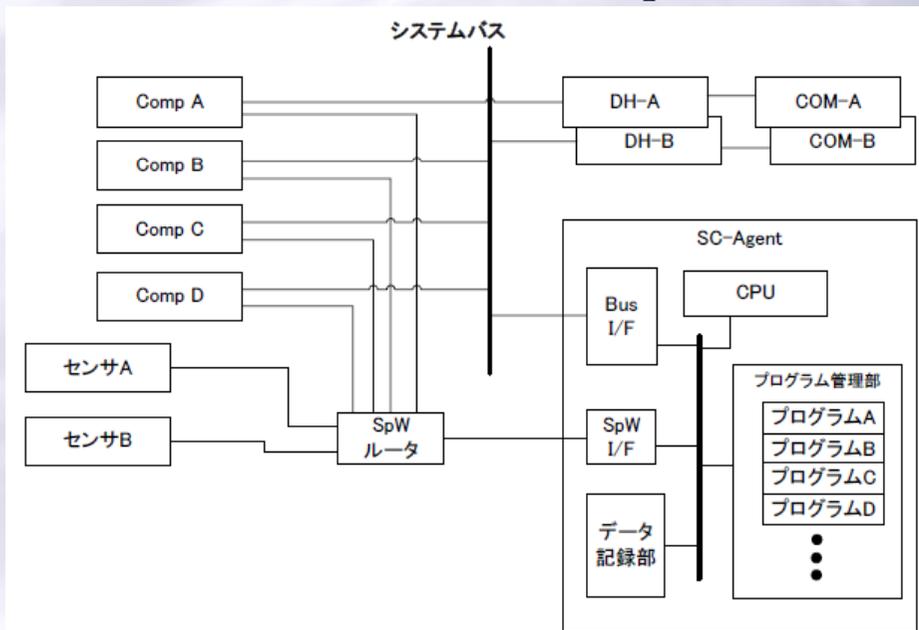


図6 SC-Agent構成図(システムバス使用時)

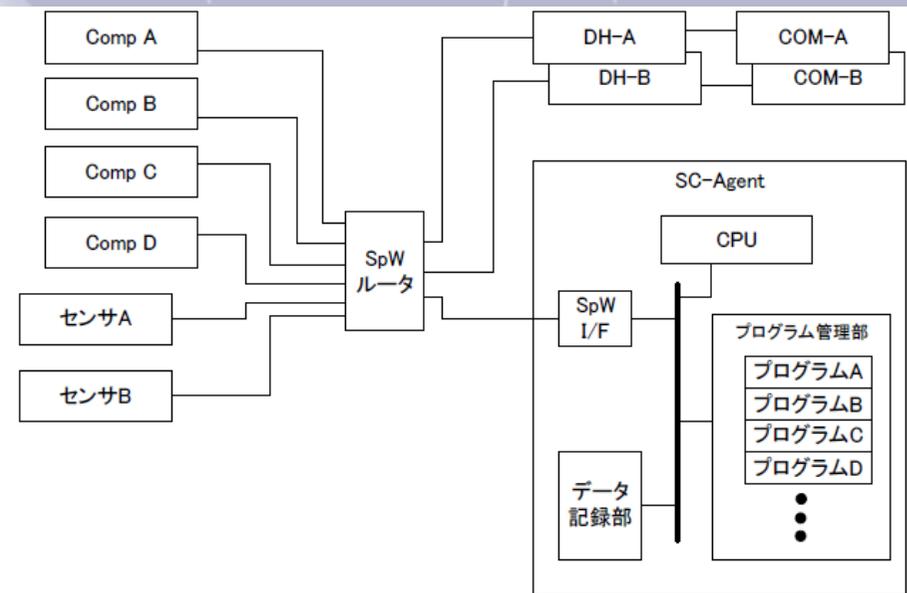


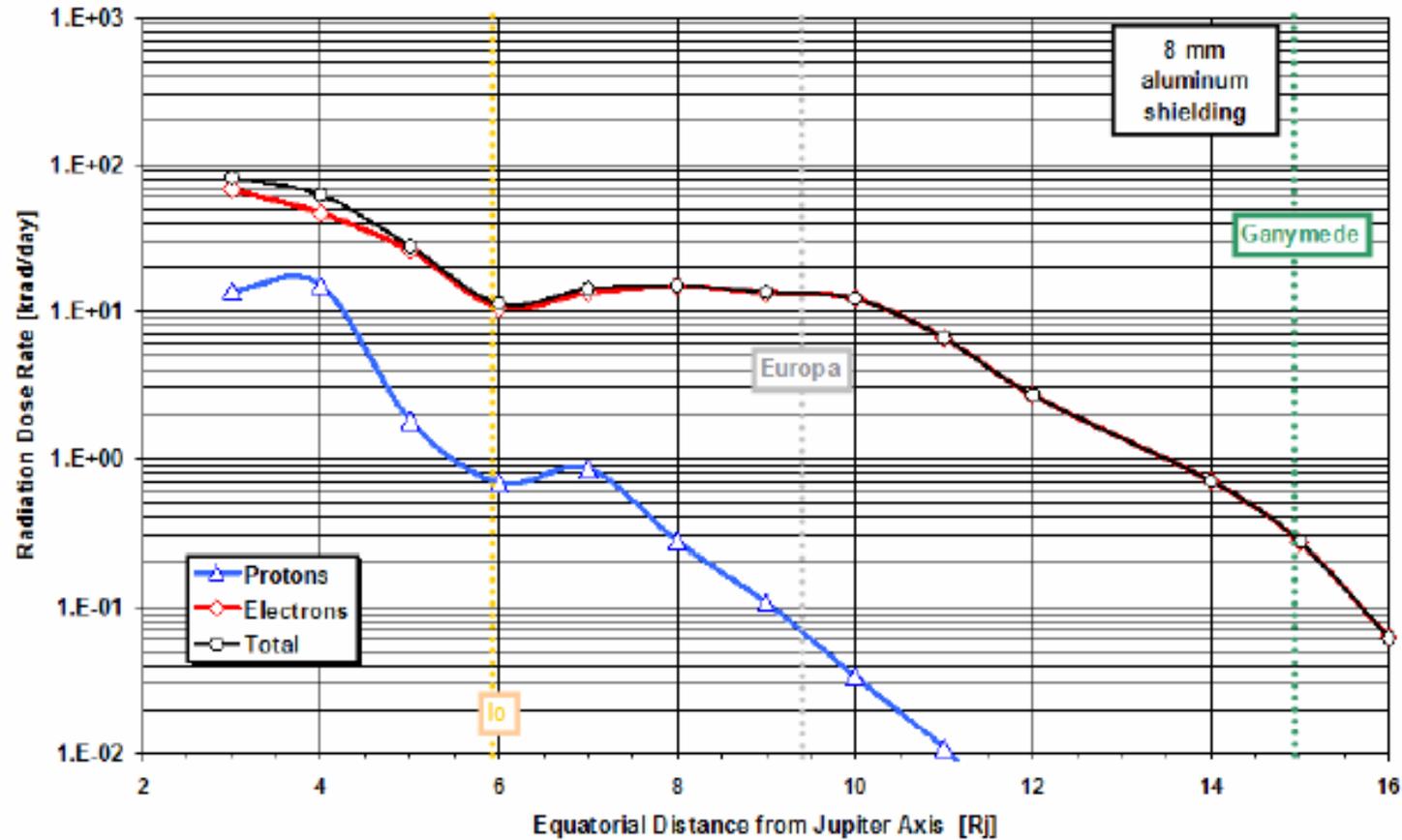
図7 SC-Agent構成図(SpWルータ使用時)

システムバス+SpW構成

SpW+ルーター通信構成

- FDIR以外の不具合への迅速な対処(例:ミッション機器 HV異常など)
- ソフトウェア管理プログラムの入れ替えによる、近傍域、遠望域における設定変更が容易
- 姿勢、通信の要求と観測要求を整合させた効率的な運用

放射線シールド検討



条件：
既存の技術を利用
シールド内で
100kRad以下

■ 6-80Rj 34.8日 22kRad/周 455kRad/y → 39mm Alが必要

■ 10-80Rj 37.3日 14kRad/周 267kRad/y

■ 12Rj にすると 70kRad/y

サイエンス要求を満たすために近木点を
ミッション期間中に変更することを今後検討

1m立方体の遮蔽室を想定：

Al 8mm	約130kg
Al 39mm	約630kg

ESA CV 選考過程とEJSM

