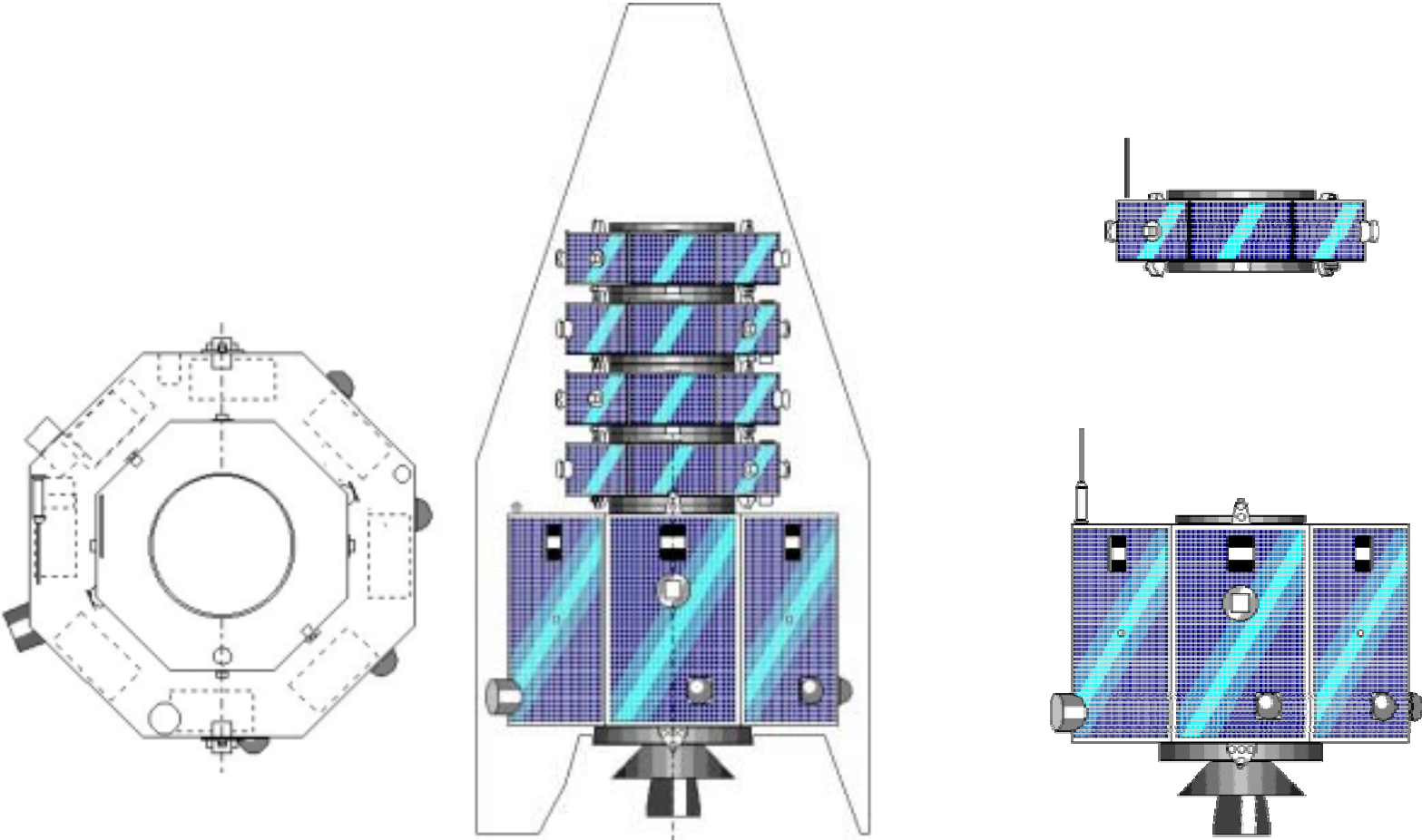


SCOPE ミッション検討資料図表

2003年4月1日現在

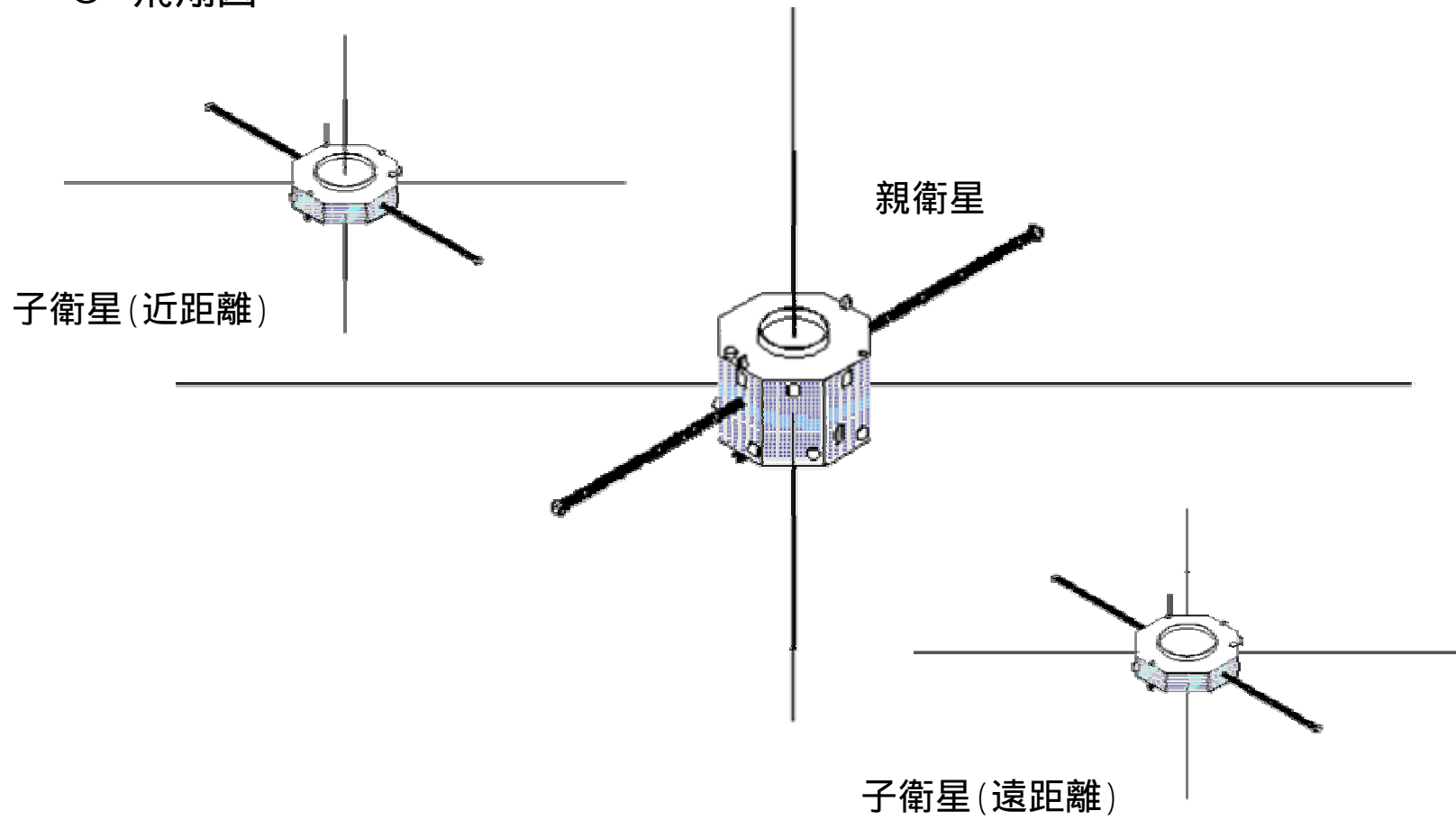
次期磁気圏衛星WG

SCOPE M-V搭載図



コンフィギュレーション

◎ 飛行図



子衛星の運用軌道

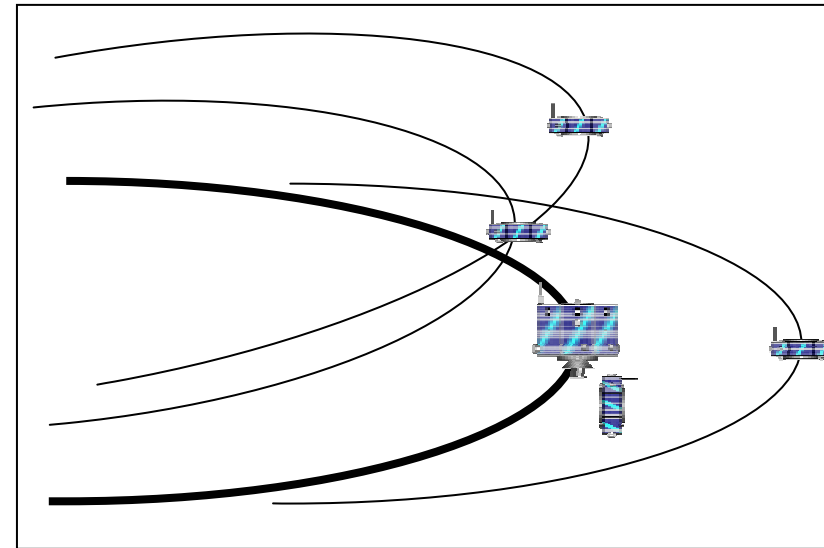
◎ 親衛星の運用軌道を基準に、

Z方向：軌道傾斜角を変える。

X方向：アポジ、ペリジ高度を変える。

Y方向：楕円軸の方位を回転させる（面内）。

近距離衛星：近傍飛行。



子衛星分離から編隊完成までの運用

◎ Z 方向子機分離

- 親子一体のまま、運用軌道とアポジ点で Z 方向に L 異なる軌道に最終 V で投入。(L = 数百 km、初期親子衛星間距離)
- 子衛星 (遠) を 1 機分離する。
- 親機は運用軌道に入る
ノードで面外 $V=2.286\text{m/sec}/100\text{km}$

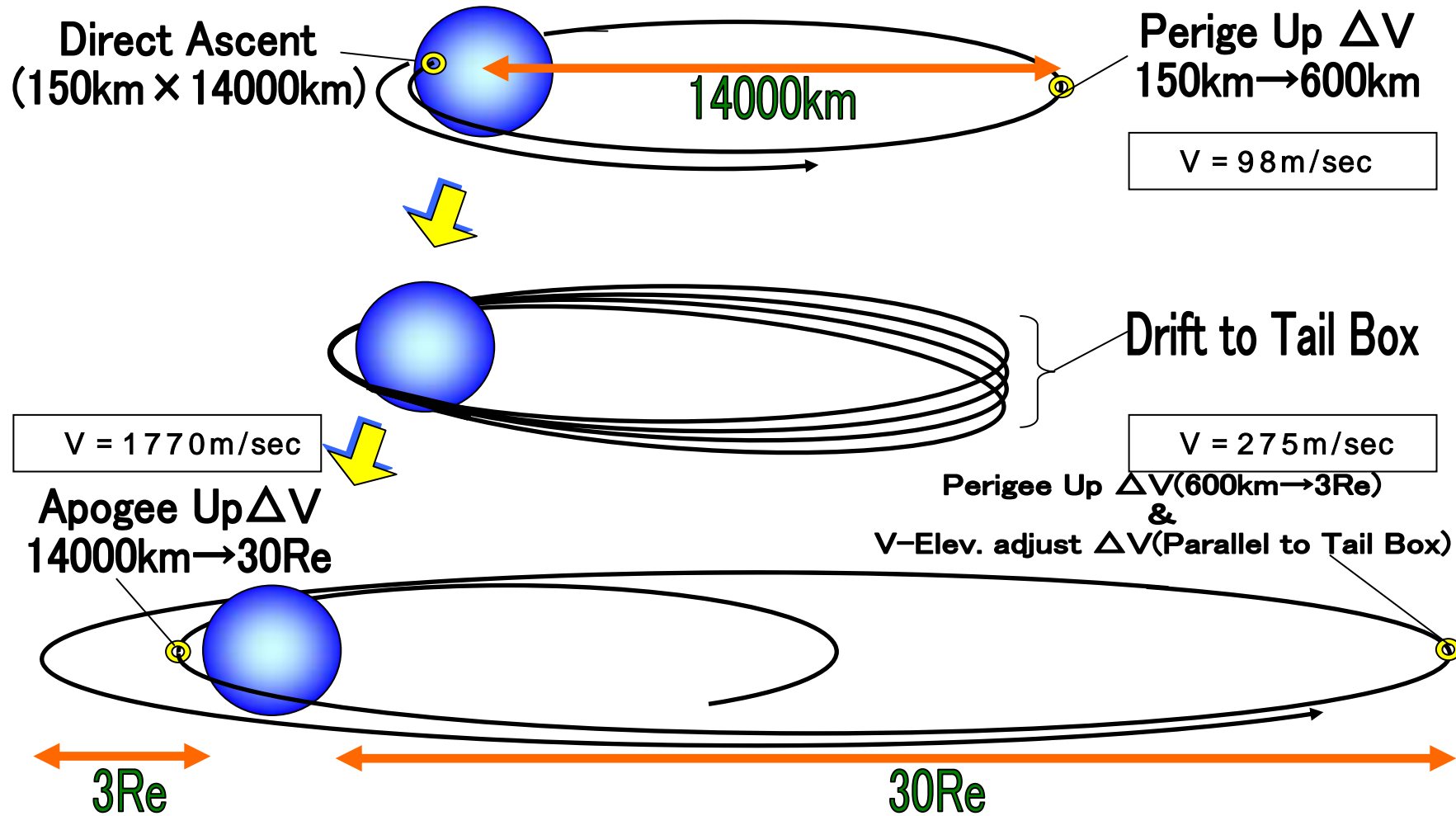
◎ X 方向子機分離

- ペリジでアポジ高度が L / 2 高くなるように V
- 半周回後、アポジでペリジ高度が L 低くなる様に V
- 半周回後、ペリジでアポジ高度をさらに L/2 上昇する様に V
- 子衛星 (遠) を 1 機分離する (上記 3 V 計= $1.626\text{m/sec}/100\text{km}$)
- 親機は運用軌道にもどる

◎ Y 方向子機分離

- 目的軌道との交点で進行方向と垂直(面内) に V
- 子衛星 (遠) を 1 機分離する (上記 2 V 計= $1.594\text{m/sec}/100\text{km}$)
- 親機は運用軌道にもどる

Orbital Sequence



SCOPE リソースまとめ

質量 (kg)		親衛星	子(近)衛星	子(遠)衛星
項	目	Mother S/C	Daughter (Near)	Daughter (Far)
Items				
ミッション機器	Payload Instrument	87.0	15.5	15.7
通信系	Tracking Telemetry and Control	25.2	2.8	10.4
データ処理系	Data Handling	27.7	7.7	7.7
軌道姿勢制御系	Attitude Orbit Control	32.1	2.8	2.8
電源系	Electrical Power	27.9	11.1	11.1
推進系	Reaction Control	65.0	13.5	20.0
熱制御系	Thermal Control	17.5	6.3	6.3
構造系	Structure	63.5	18.5	18.5
計装系	Integration	24.2	7.2	7.2
計	Sub Total	370.1	85.4	99.7
親衛星推進薬	Propellant	857.0		
システム合計	Total	1622.1		マージン 0.9

電力 (W)		親衛星	子(近)衛星	子(遠上段)衛星
項	目	Mother S/C	Daughter (Near)	Daughter (Far)
Items				
ミッション機器	Payload Instrument	85.0	3.0	10.0
通信系	Tracking Telemetry and Control	128.4	25.0	24.0
データ処理系	Data Handling	75.5	30.8	30.8
軌道姿勢制御系	Attitude Orbit Control	76.9	1.0	1.0
電源系	Electrical Power	12.0	8.0	8.0
推進系	Reaction Control	0.0	0.0	0.0
熱制御系	Thermal Control	30.0	8.0	8.0
構造系	Structure	0.0	0.0	0.0
計装系	Integration	40.0	9.0	9.0
計	Total	447.8	84.8	90.8

SCOPE システム検討メモ

1. 推進系

推進系は搭載推薬削減を考慮して500N2液（Isp=325sec期待、実績は1～2秒高い）を採用。タンクサイズを抑えるため、調圧式に変更した。

500Nノズルの問題は、MUSES-Cの第4段はSCOPEの第4段より大きく、SCOPEはPLANET-Bと同じであることから見直した結果、ノズルが入るステイアウトが有ることが分かり、搭載に問題ないことを確認した。

2. リソース（質量）

子機の拡大、近距離子衛星のX帯機器削減、親衛星データ処理機器と姿勢軌道制御電子機器の統合化でマージン0.9kg、分離機構、親衛星構造補強等を考慮するとマイナスマージンとなる

3. 子機搭載コンフィギュレーション

子機の親衛星上並列配置と積重配置を比較した。積重配置は搭載推薬量の要求から、タンクサイズが240mm（充填率70%）になり、衛星高さが300mm程度になるが、径が1300mmと稼げるため搭載性はよくなる。ただし、それに伴う質量増加のインパクトがある。

特に、分離機構（親衛星と子機間は400kg衛星相当の耐性が必要）への質量インパクトが大きい。

4. 衛星間通信

近子衛星は、飛翔範囲を50km程度とすると、400kbps伝送にはオムニアンテナで対応可能である。

表 SCOPE方式と特徴

項目	方式	選択理由 / 他の選択	備考
打上げ	M - V シングルロッチ + 4 段キックモーター	・前提条件	PLANET-B 相当
通信系	対地球局：X 帯 (X-MGA)(親 + 子遠距離) 衛星間通信：S 帯 (S-MGA)(親子 (近))	・親子間の衛星間通信は、運用距離 5000km を考慮すると不成立。	
データ処理系	子機はデータ処理系で衛星を統一的に制御、AOCE 機能、DR を内蔵。 親機は DHU + 汎用バス方式	・低電力、軽量化対策	
電源系	バッテリーは Li-Ion、太陽電池セルは MJ セル。 子機シャントは PCU 内に搭載。	・軽量化対策	バッテリーは食時 2 H を考慮でサイジング
姿勢軌道制御系	運用軌道投入 (3 軸) ミッション運用 (スピン) 分離後子機、親機ともスピニアップ (分離機構により、初期スピンを若干与える。)	・子機分離を考慮し、親衛星単独になるまでは 3 軸姿勢制御。 ・分離後はそれぞれスピン安定制御。	4 子機並列配置でも、分離時の質特変化を考慮すると、3 軸での分離が望ましい。
推進系	軌道変換は 2 液 5 0 0 N エンジンを使用 調圧方式、N2H4 タンク：780mm × 2 NTO タンク：700mm × 2 GHe タンク：300mm × 1	・高 Isp(325sec)による軽量化 ・タンク容積削減と末期の推力特性維持のため調圧化 ・固体エンジンの場合容積は小さいが、他の軌道変換用の高 Isp 2 液小型エンジンがない。	固体エンジンの使用の場合、液体エンジン使用後になる。
熱制御系	基本的に受動熱制御 + ヒータ	・軽量化対策	

	遷移軌道上はスロースピン	・熱バランスの考慮。	
構体系	スピンモードを考慮、8角柱形状 子機は親機上面に平行配置	・子機を積み上げて搭載の場合、打上げ環境上、下側の子機に補強必要、質量増。	
計装系	子衛星とのインタフェースラインは分離前にワイヤカッタで切断	・軽量化対策	μ-Labsat 実績
運用 測距 初期編隊配置 食時運用	親、子(遠): 地上との2Way 子(近): 親衛星経由の4Way 子機の初期配置運用は親衛星側で軌道変換を実施し配置する。 子機は分離後、姿勢確立まではバッテリー運用も考慮 軽負荷モード運用	・レーザ測距は光行差上は可能であるが、レフレクタが大きく(250mm)子機への搭載が難。 ・子衛星の小型/軽量化(親衛星への搭載性) ・適切な電源系の設計	光行差は地上位置換算で1km以下(角度で数秒オーダ) スピン分離採用のため、影響は小さい。

SCOPE- 地上間回線

検討

前提条件：

1. 地上局：KSC 34m
2. データレート：親 4Mbps、
子 800kbps
3. SCOPE アンテナ：
MGA 4 段スタック
(アンテナゲイン 5dBi、
半値幅 ± 5 度)
(MGA の仕様見直し / 変更)

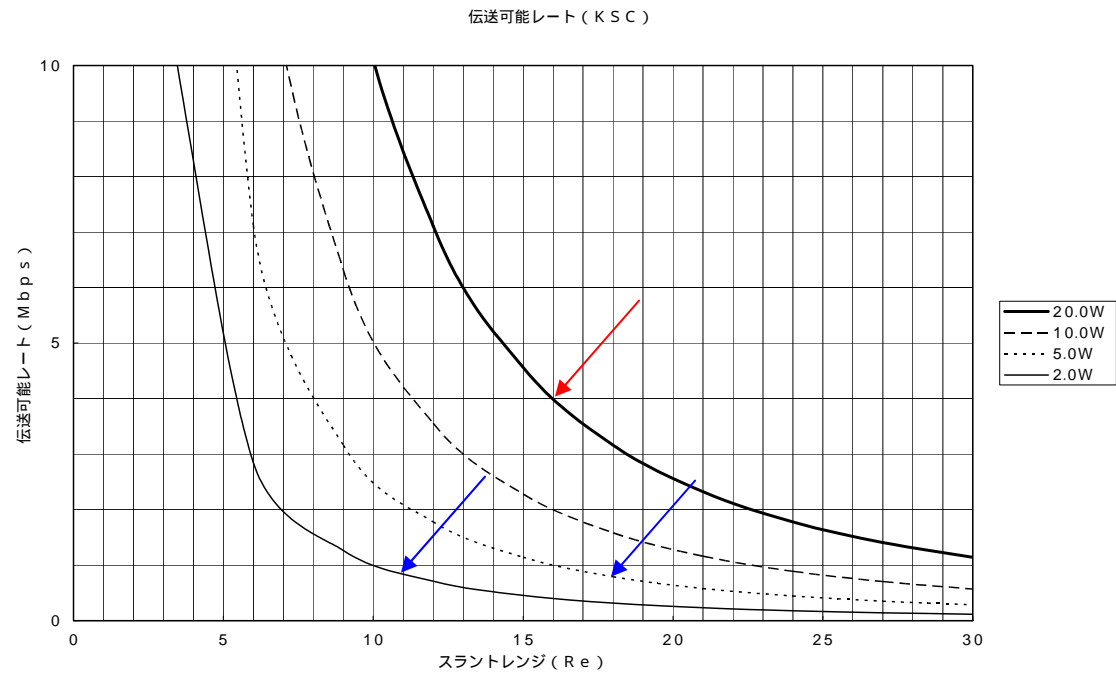
表 SCOPE X-Band 4Mbps TLM Link at KSC 34m
(SCOPE : XPA High Power)

PARAMETER	UNIT	DOWN LINK	REMARKS
Frequency	MHz	8460.81	
Transmit. Power	dBm	+42.0	
Transmit. Feeder Loss	dB	-1.0	
Transmit. Ant. Gain	dBi	5.0	XANT
EIRP	dBm	+46.0	
Transmit. Point. Loss	dB	0.0	
Polarization Loss	dB	-3.0	
Slant Range	km	191610.0	30Re
Space Loss	dB	-216.7	
Absorb. Loss	dB	-0.4	
Rain Loss	dB	-2.5	5mm/h
Receiv. Point. Loss	dB	-0.2	
Receiv. Ant. Gain	dBi	+67.0	34m
Receiv. Feeder Loss	dB	---	included in Ant. Gain
Receiv. Signal Power	dBm	-109.8	
System Noise temp.	K	141.6	LNA:17K :EI=10
Noise Power Density	dBm/Hz	-177.1	
G/T	dB/K	+45.5	
C/No	dB·Hz	+67.4	

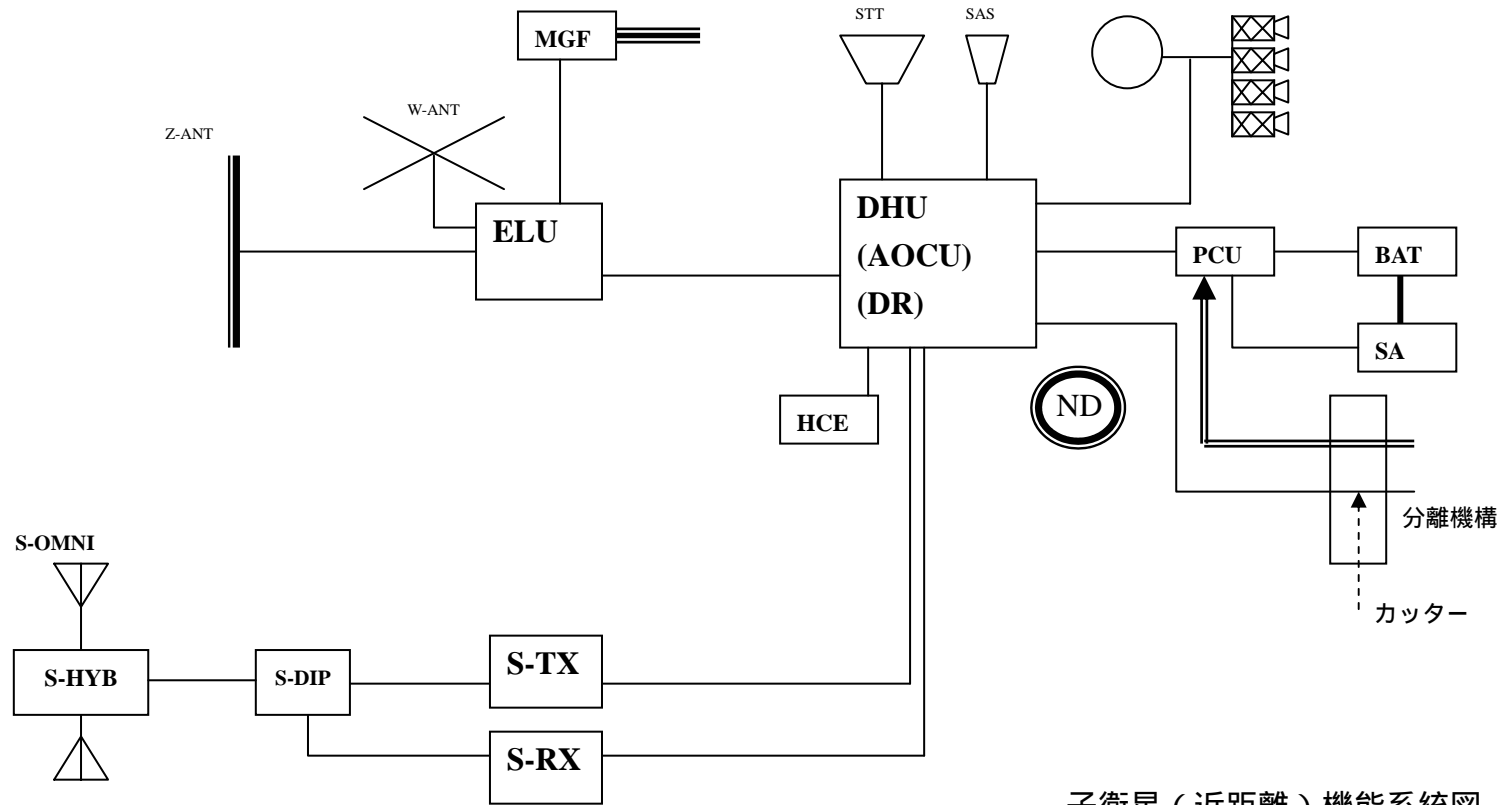
Signal		TLM	
		4194.304 kbps	
Required Eb/No	dB	9.6	BER=1×10 ⁻⁵
Hardware Loss	dB	2.5	
Diff. Enc./Dec. Loss	dB	0.1	
Coding Gain	dB	6.4	Concatenated Coding (Reed-Solomon Code+Convolutional Code)
Bit Rate	dB·Hz	66.2	
Required C/No	dB·Hz	72.0	
MARGIN	dB	-4.7	

結果：下記の表

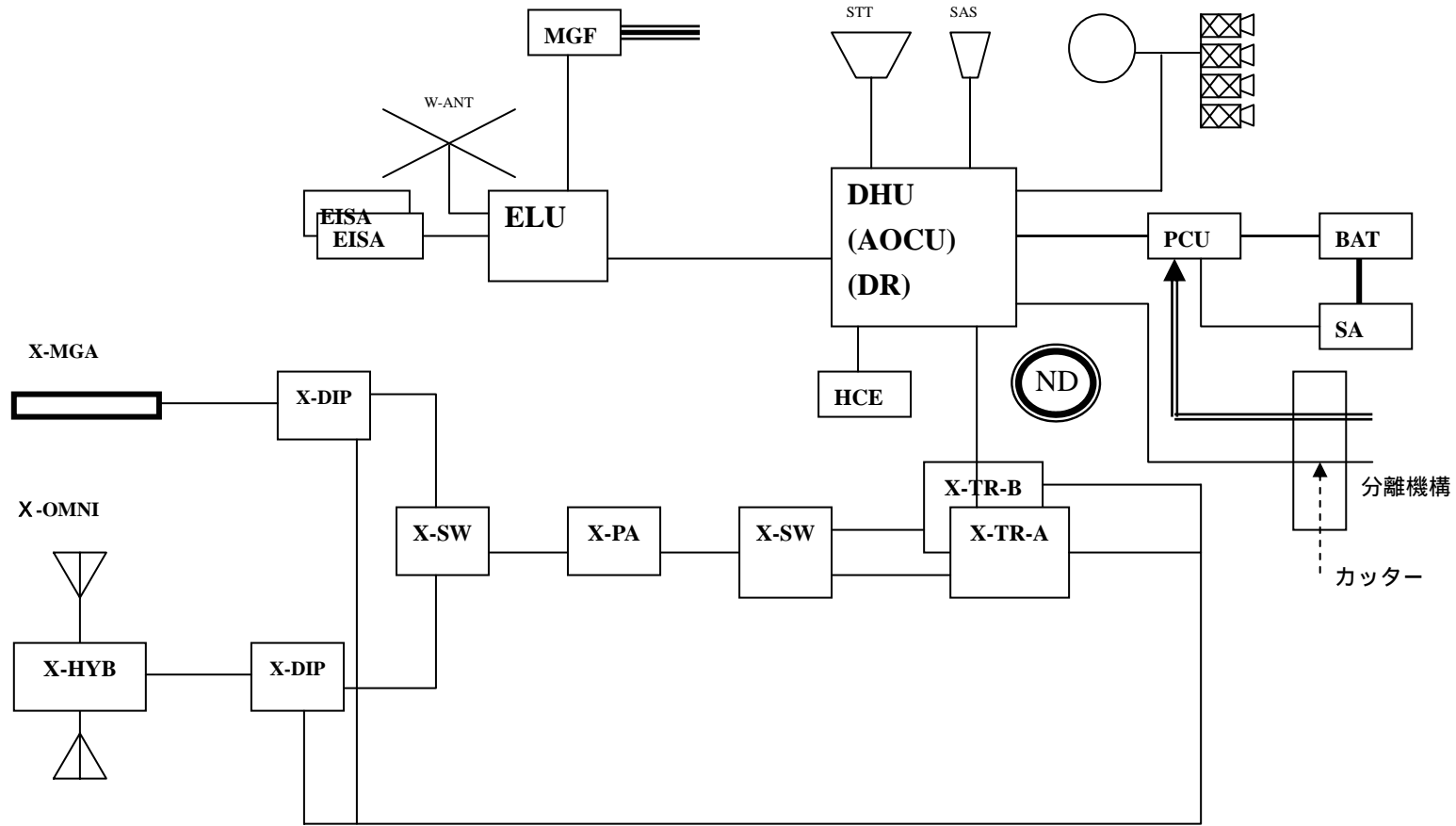
項目	データレート	送信出力	伝送可能距離	概算軌道半径
親	4Mbps	20W	16Re	17Re
子	800kbps	5W	18Re	19Re
子	800kbps	2W	11Re	12Re



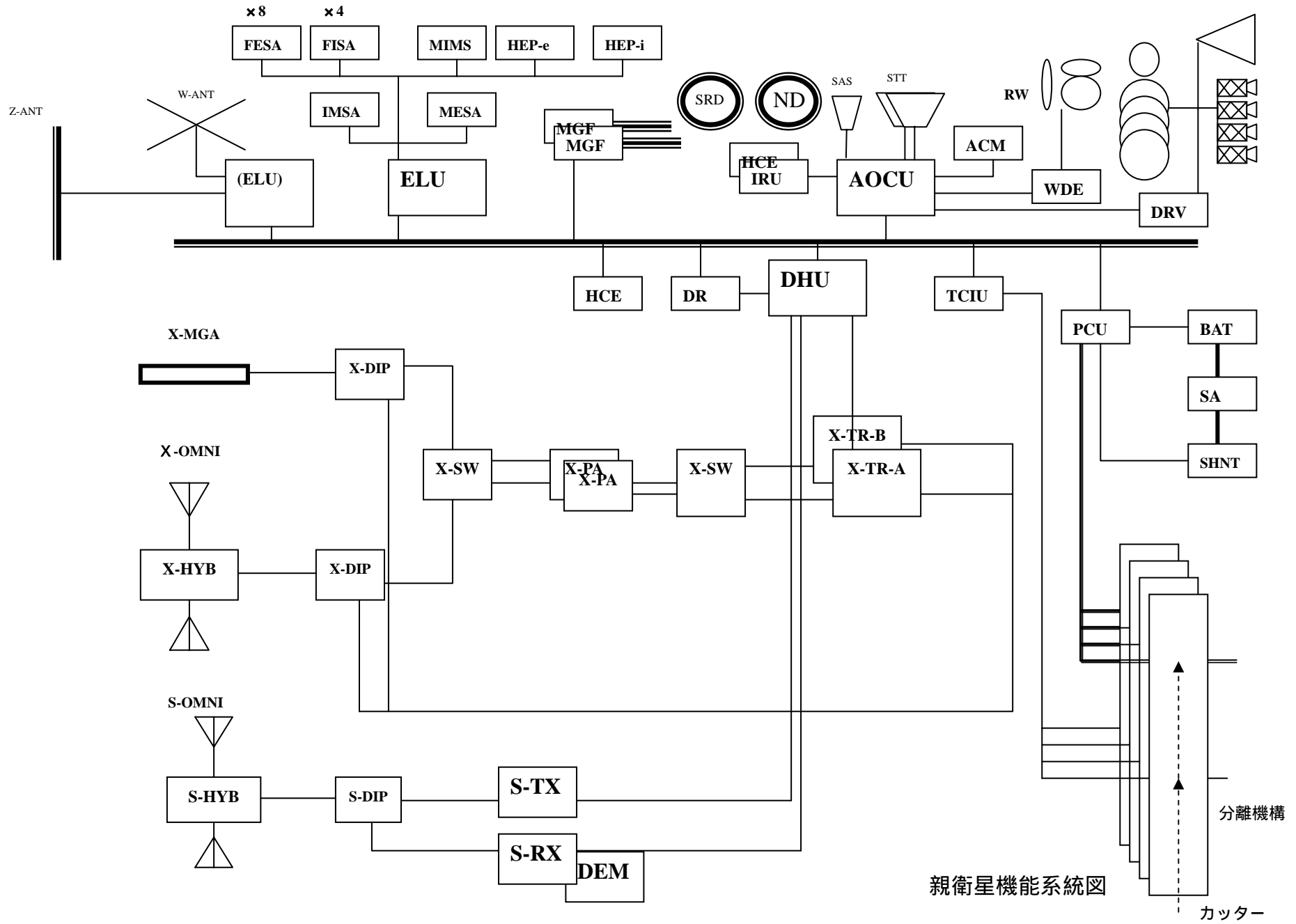
参考 (白田は、アポジでも受信可能)



子衛星（近距離）機能系統図



子衛星（遠距離）機能系統図



親衛星機能系統図