

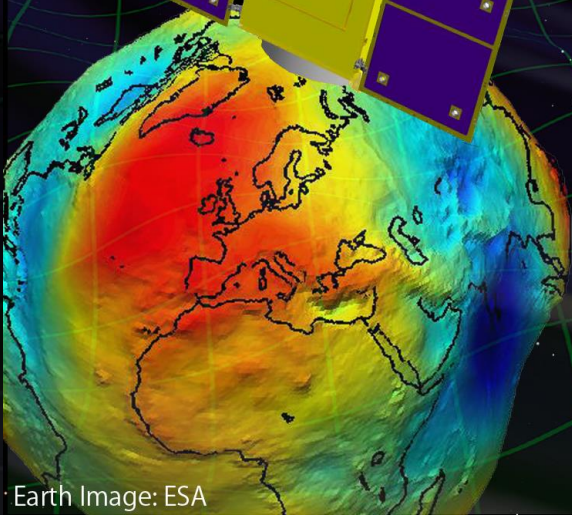
DECIGO/DPFの現状



Original
Picture : Sora

安東 正樹 (東京大学)

DECIGO/DPF collaboration

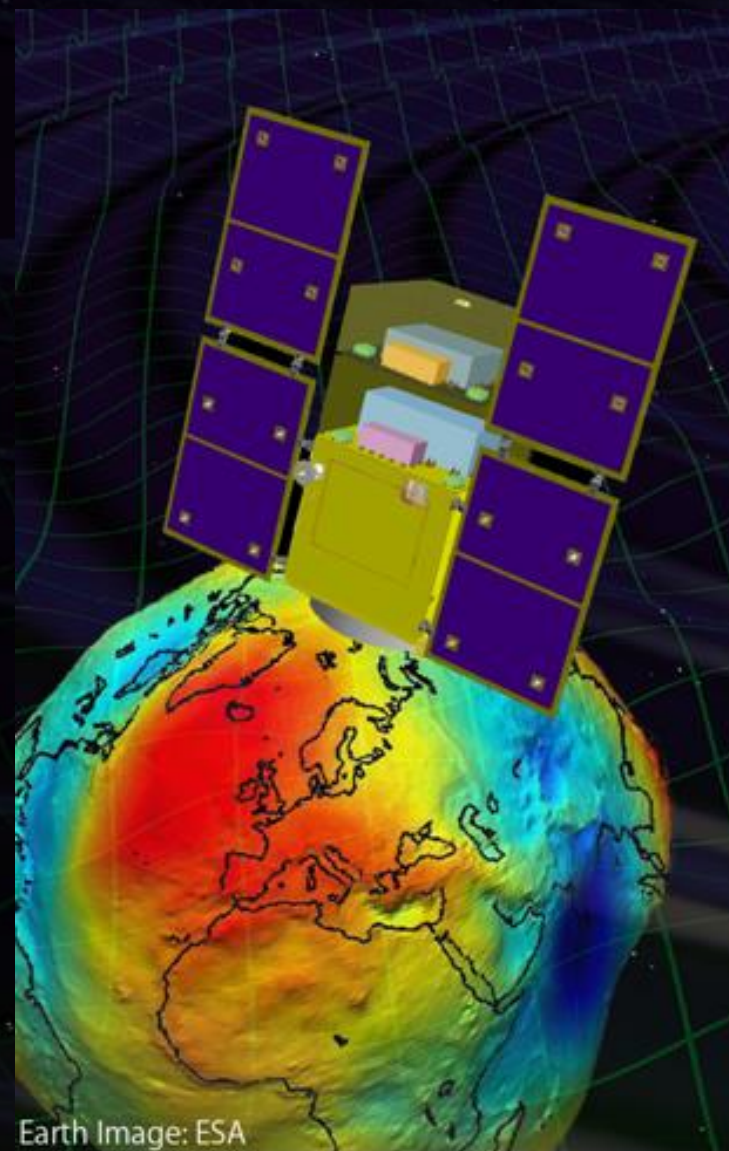


Earth Image: ESA

DECIGO WG members



青柳巧介, 我妻一博, 浅田秀樹, 麻生洋一, 新井宏二, 新谷昌人, 安東正樹, 井岡邦仁, 池上健, 石川毅彦, 石崎秀晴, 石徹白晃治, 石原秀樹, 和泉究, 市來淨與, 伊東宏之, 伊藤洋介, 井上開輝, 上田暁俊, 植田憲一, 歌島昌由, 江尻悠美子, 榎基宏, 戎崎俊一, 江里口良治, 大石奈緒子, 大河正志, 大橋正健, 大原謙一, 大淵喜之, 岡田健志, 岡田則夫, 河島信樹, 川添史子, 河野功, 川村静児, 神田展行, 木内建太, 岸本直子, 國中均, 國森裕生, 黒田和明, 小泉宏之, 洪鋒雷, 郡和範, 穀山涉, 苔山圭以子, 古在由秀, 小薫康史, 固武慶, 小林史歩, 西條統之, 齊藤遼, 坂井真一郎, 阪上雅昭, 阪田紫帆里, 佐合紀親, 佐々木節, 佐藤修一, 佐藤孝, 柴田大, 真貝寿明, 杉山直, 鈴木理恵子, 諏訪雄大, 瀬戸直樹, 宗宮健太郎, 祖谷元, 高島健, 高野忠, 高橋走, 高橋慶太郎, 高橋忠幸, 高橋弘毅, 高橋史宜, 高橋龍一, 高橋竜太郎, 高森昭光, 田越秀行, 田代寛之, 田中貴浩, 谷口敬介, 樽家篤史, 千葉剛, 辻川信二, 常定芳基, 坪野公夫, 豊嶋守生, 鳥居泰男, 中尾憲一, 中澤知洋, 中須賀真一, 中野寛之, 長野重夫, 中村康二, 中村卓史, 中山宜典, 西澤篤志, 西田恵里奈, 西山和孝, 丹羽佳人, 沼田健司, 能見大河, 橋本樹明, 端山和大, 原田知広, 正田涉, 姫本宣朗, 平林久, 平松尚志, 福嶋美津広, 藤田龍一, 藤本眞克, 二間瀬敏史, 船木一幸, 細川瑞彦, 堀澤秀之, 前田恵一, 松原英雄, 宮川治, 宮本雲平, 三代木伸二, 向山信治, 武者満, 森澤理之, 森本睦子, 森脇成典, 八木絢外, 山川宏, 山崎利孝, 山元一広, 柳哲文, 横山順一, 吉田至順, 吉野泰造, 若林野花, 阿久津智忠, 松本伸之, 正田亜八香, 道村唯太, 田中伸幸, 黒柳幸子, 陳たん, 江口智士, 権藤里奈



Earth Image: ESA

DECIGO-WG メンバー 145名

理論	57名
実験	80名
シニア	8名

実験 80名の内訳

KAGRAでも主要タスクを担うメンバー	17名 (21%)
KAGRAでも一部のタスクを持つメンバー	3名 (3%)
DECIGO/DPFのみに参加	57名 (71%)
国外	4名 (5%)

KAGRA and DECIGO

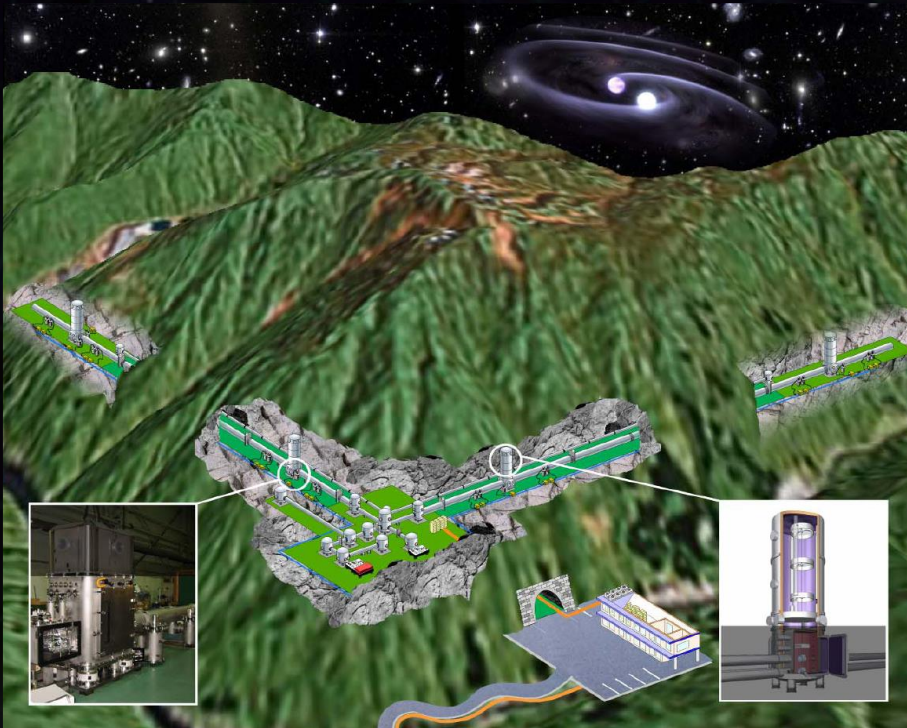


KAGRA (~2017)

Terrestrial Detector

→ High frequency events

Target: GW detection

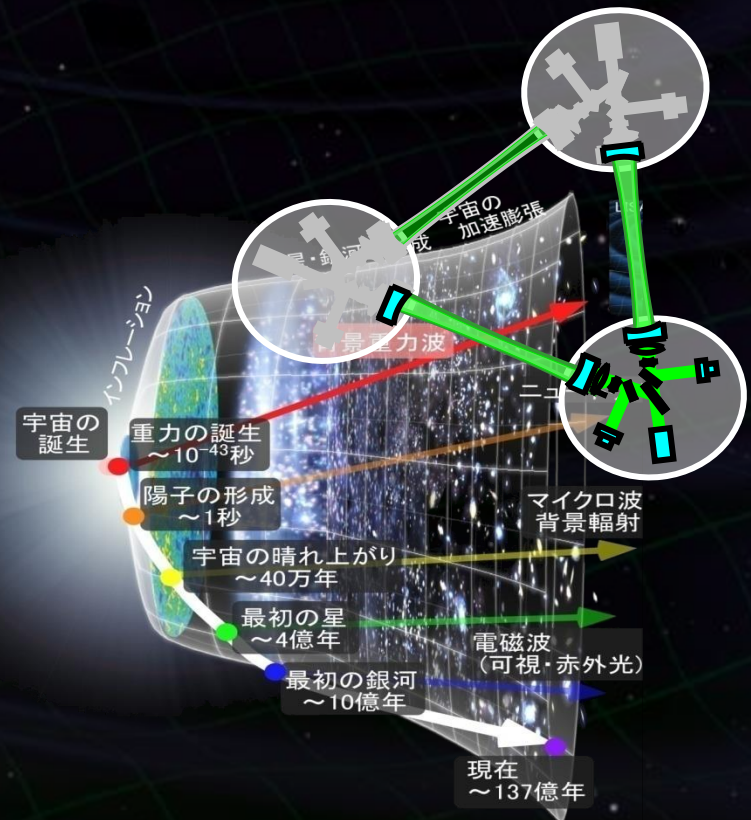


DECIGO (~2027)

Space observatory

→ Low frequency sources

Target: GW astronomy



DECIGO (DECI-hertz interferometer Gravitational wave Observatory)

宇宙重力波望遠鏡 (～2027)

→ 他では得られない豊富なサイエンス

宇宙の成り立ちに関する知見

インフレーションの直接観測

ダークエネルギーの性質

ダークマターの探査

銀河形成に関する知見

ブラックホール連星の観測

宇宙の基本法則に関する知見

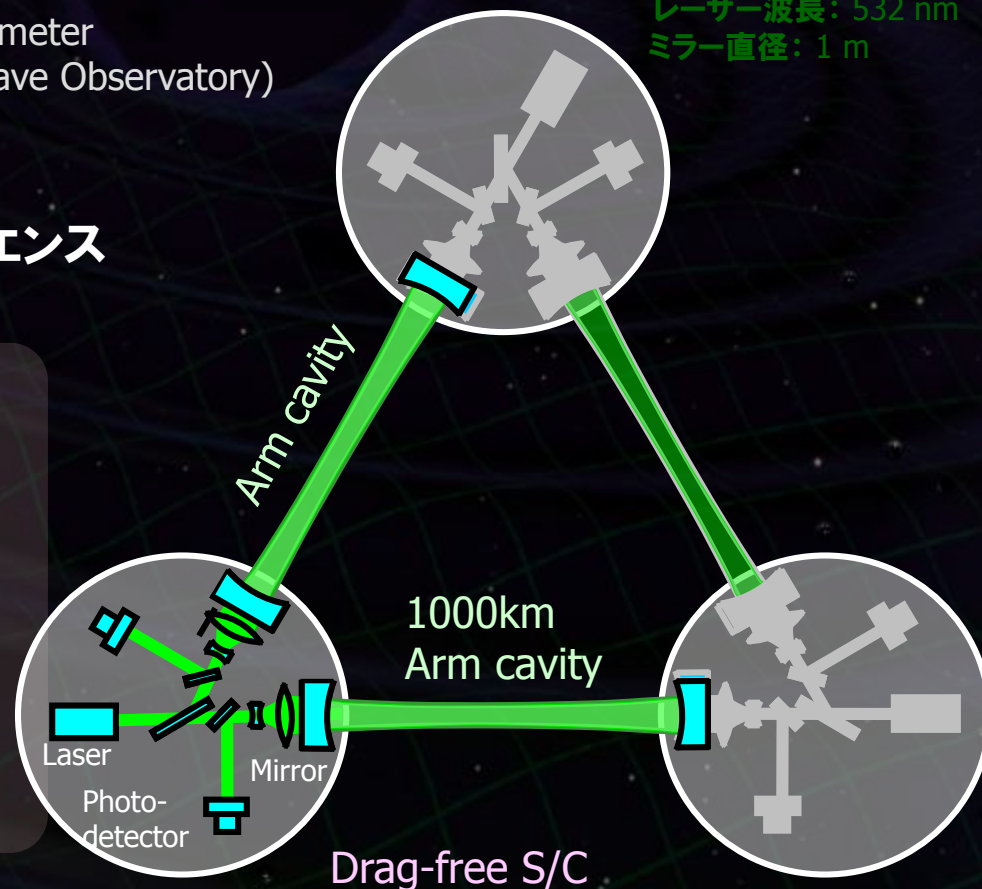
光共振型マイケルソン干渉計

アーム長: 1000 km

レーザーパワー: 10 W

レーザー波長: 532 nm

ミラー直径: 1 m



互いに1000km離れた3機のS/C
非接触保持された鏡間距離を
レーザー干渉計によって精密測距

太陽公転軌道

最大4ユニットで相関をとる

DECIGOパスファインダー (DPF)

将来の宇宙重力波望遠鏡のための前哨衛星

小型衛星 1 機 (重量 400kg)

地球周回軌道 (高度 500km)

非接触保持された試験マスの変動を
レーザー干渉計を用いて精密計測



宇宙・地球の観測

→ 銀河の成り立ち, 地球環境モニタ

先端科学技術の確立

→ 宇宙・無重力環境利用の新しい可能性

JAXA・小型科学衛星3号機 としての実現を目指す

Earth Image: ESA

- 2012年度まで、JAXAの「小型科学衛星戦略的開発経費」
(年間 700万円 – 1,900万円)の補助を受けていた。
 - DPFの衛星システム検討.
 - DPF根幹搭載機器の開発.

→ 2013年度は、まだ公募されていない.
- 2013年度財源
 - JAXA : 旅費補助.
 - 東京大学 : RESCEU よりの補助.
 - 国立天文台 : JAXA「搭載機器基礎開発経費」.
 - その他、各グループ努力による予算確保.

DPF: JAXAの小型科学衛星シリーズの候補

標準衛星バス + イプシロンロケットを利用して
比較的高頻度で 小型科学衛星 を打ち上げる計画



小型科学衛星1号機 SPRINT-A/EXCEED

1号機 ひさき (SPRINT-A) (2013年)

UV望遠鏡による惑星観測

2号機 ERG (SPRINT-B) (~2015年)

地球周辺の磁気圏観測



DPF: 小型科学衛星3号機 を目指す
宇宙分野における新しいサイエンスの
可能性として評価を受けている

打ち上げ目標: ~2017年度



Epsilon Rocket Booster
Photo by JAXA

- 9月9日の宇宙理学委員会で小型計画のAO発出が承認.
 - 早ければ10月にアナウンス. 締め切りは2月頃の見込み.
 - 枠組みは, 2号機までから変更される.
- DPFミッションを提案予定.
- 宇宙政策委員会のもとでの宇宙科学ロードマップに関する議論が進められている.
 - 大型 (300億円規模)
 - 中型 (100-150億円) ← 小型科学衛星+イプシロン
 - 小型 (<10億円/年)
 - 科学的目標に「重力波」のキーワードは含まれている.
 - 「学術大型研究計画」での推薦状況の情報も含まれている (DIOS, LiteBIRDなど).

東京大学 理学系研究科 物理学教室 /
ビッグバン宇宙国際研究センター 共催 談話会

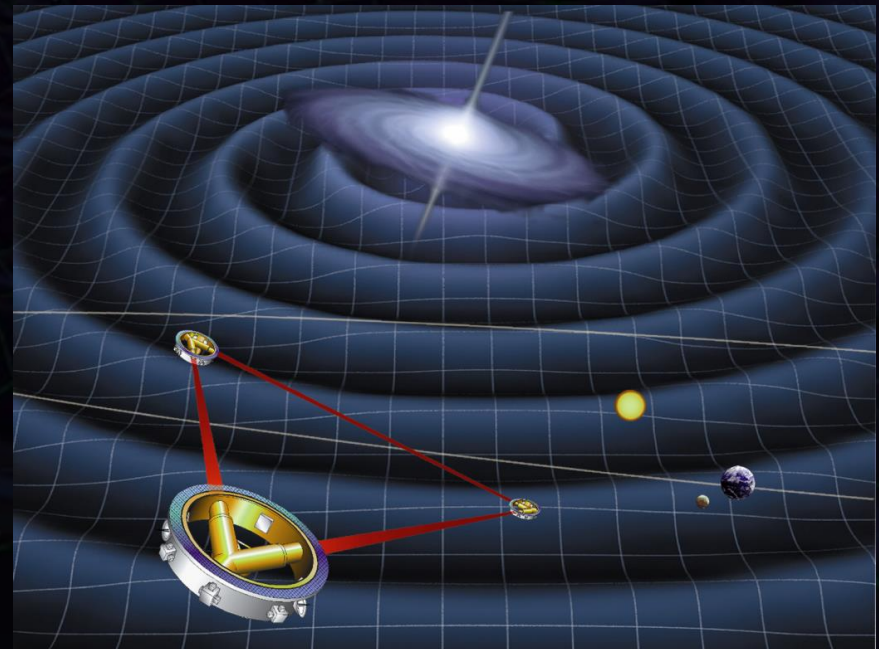
Karsten Danzmann 氏

(Direktor, Albert-Einstein-Institut
Hannover, Max-Planck-Institut
für Gravitationsphysik, Germany)

理学部4号館1220号室

2013年10月28日 (月)

16:30-18:00



参考資料

DPFシステム概要

DPF Payload

Size : 950mm cube

Weight : 220kg

Power : 150W

Data Rate: 800kbps

Mission thruster x10

Power Supply
SpW Comm.



Satellite Bus

('Standard bus' system)

Size :

950x950x1100mm

Weight : 230kg

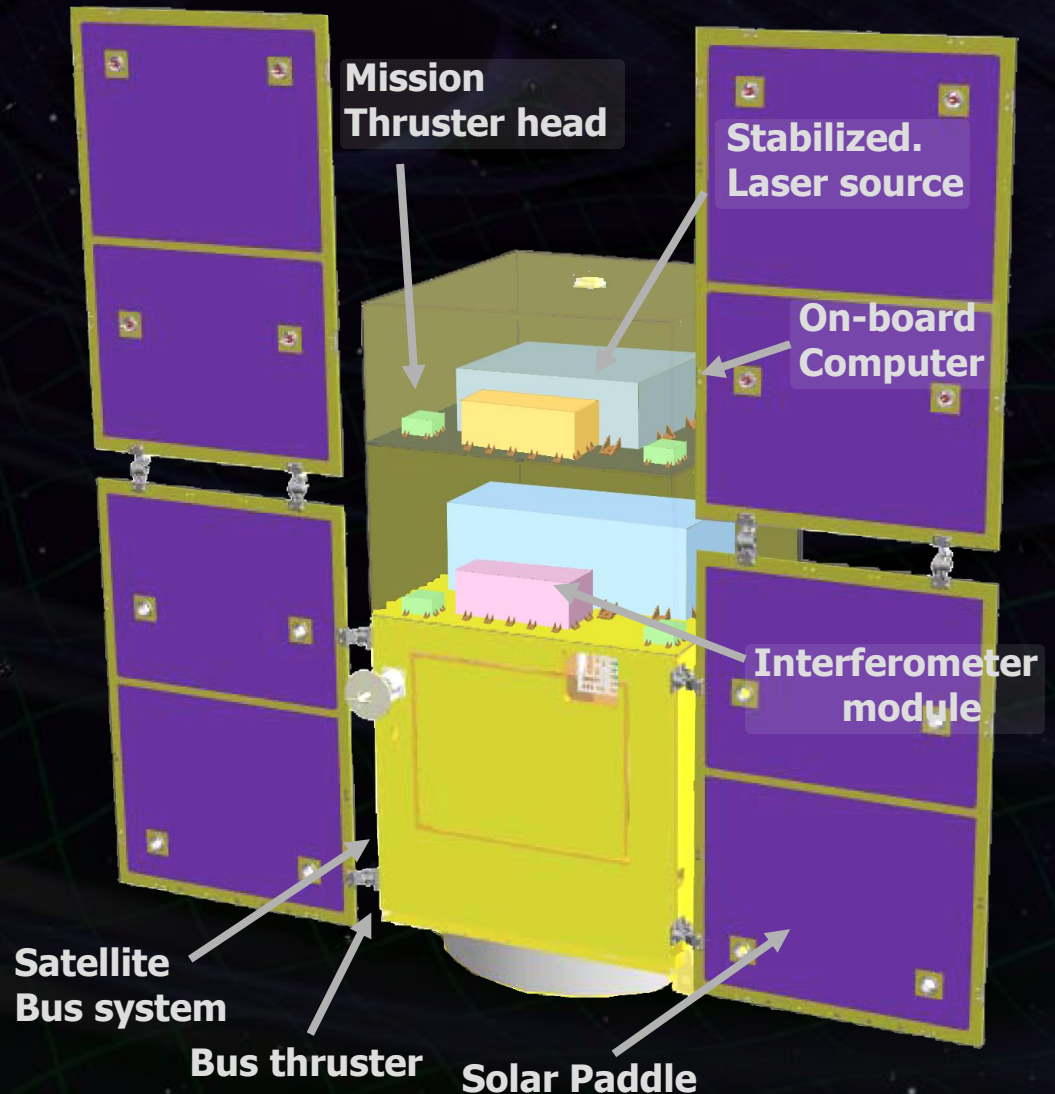
SAP : 960W

Battery: 50AH

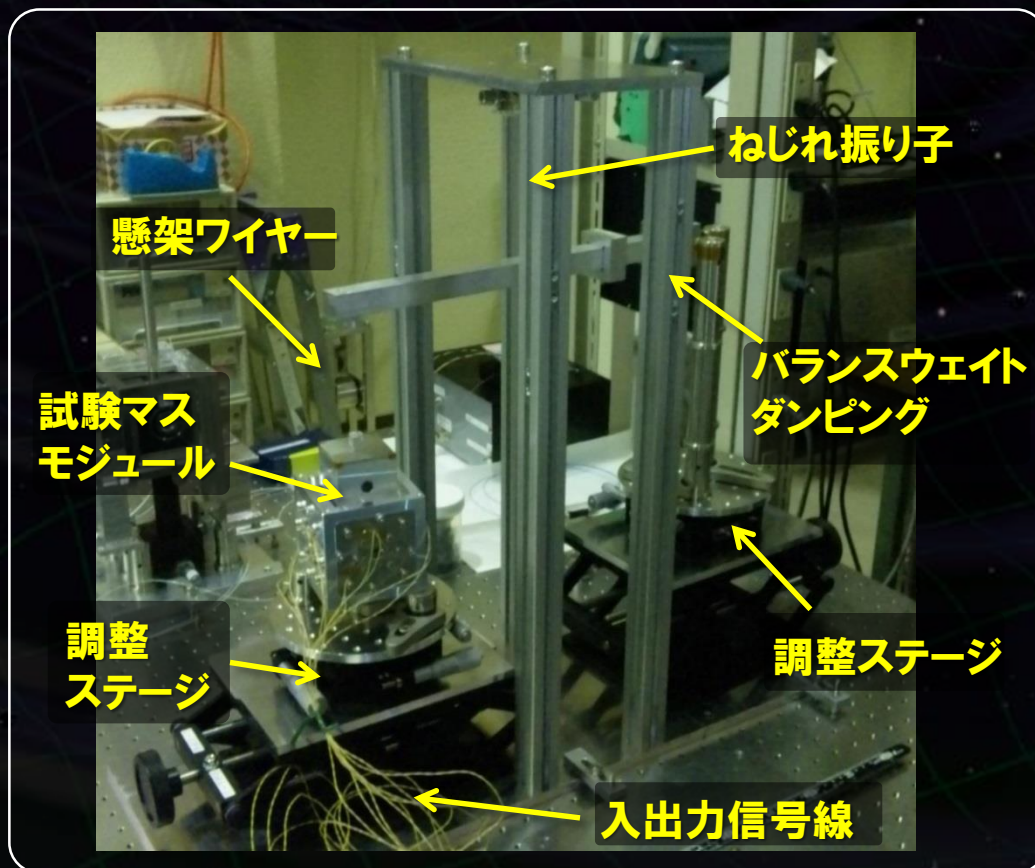
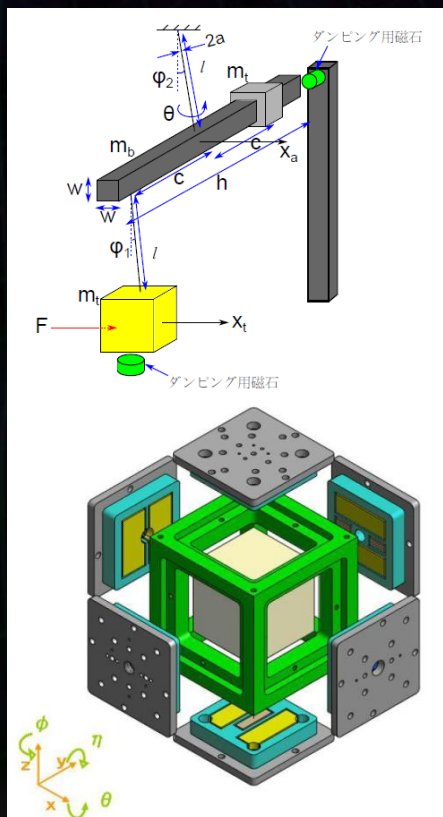
Downlink : 2Mbps

DR: 1GByte

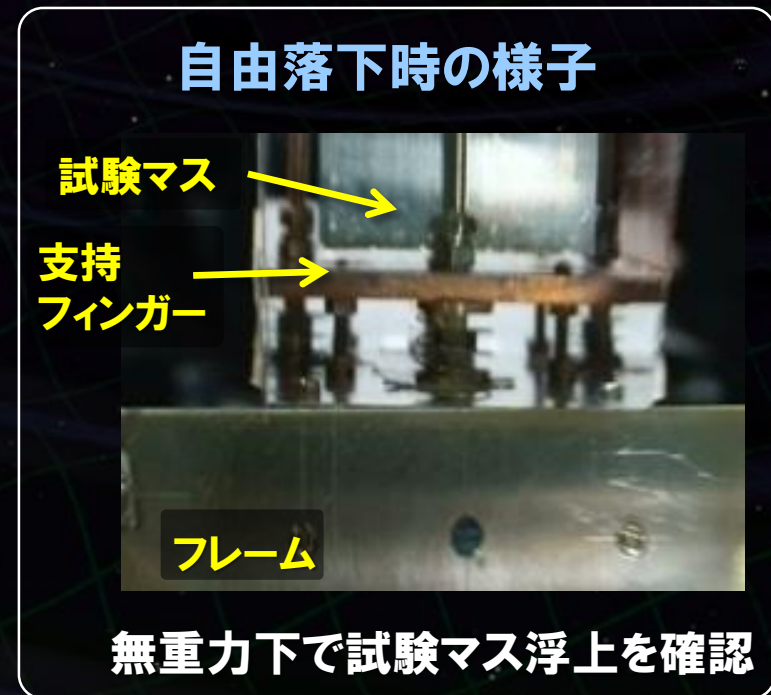
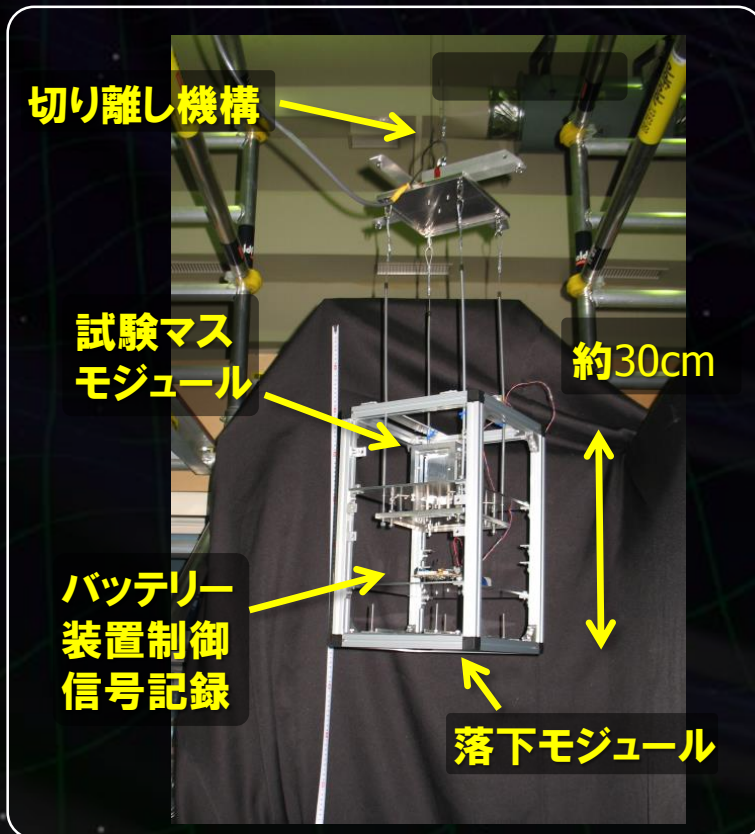
1N Thrusters x 4



- 試験マスモジュール2自由度制御実験 (国立天文台)
 - 試験マスをねじれ振り子で懸架
 - 静電センサ・アクチュエータを用い, 回転・位置を制御



- ・無重力下での試験マス制御デモンストレーション (国立天文台)
 - 落下モジュール (構造, 電源, センサ, ロガーなど)
 - ~3m落下設備 (足場, 切り離し機構, クッションなど)

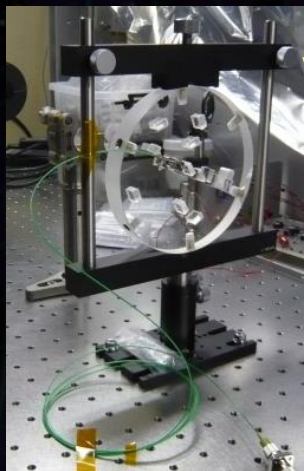


今後, 静電S/Aによる制御をめざす.

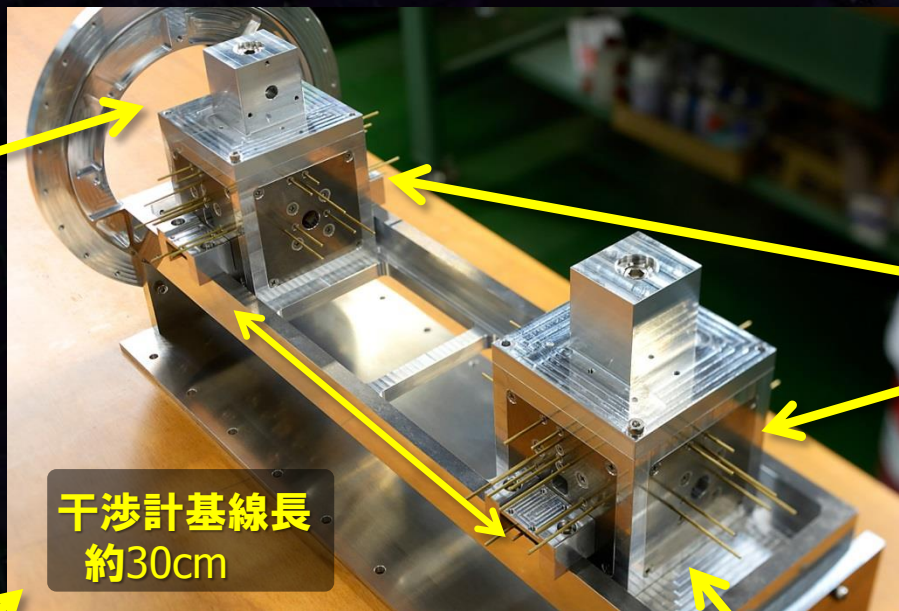
干渉計モジュールEM

入出射光学系

シリケートボンディングにより一体化



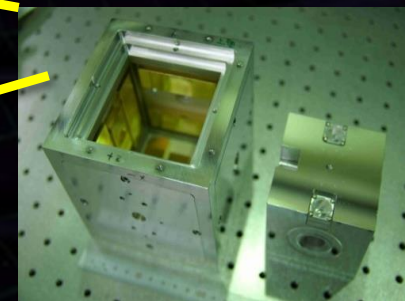
干渉計モジュール



干渉計基線長
約30cm

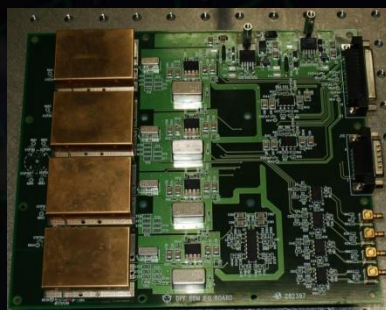
試験マスモジュール

試験マス、静電センサ・アクチュエータ、ローンチロック



4分割RF フォトディテクタ

4分割PD + 復調回路
干渉計基線長・角度の
変動を取得



SpW信号処理・ 制御ボード

SpW FPGA +
16bit AD/DA
干渉計の制御



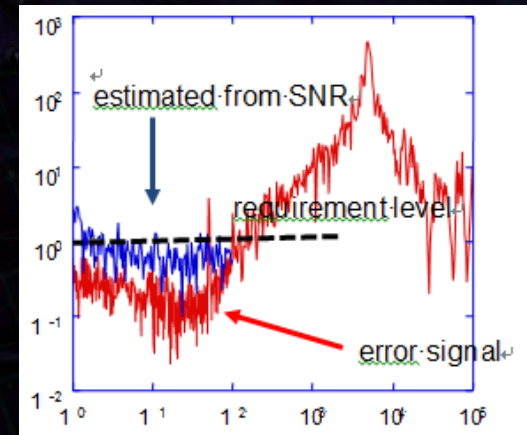
周波数安定化モジュール

・周波数安定化モジュールBBM1 (電通大)

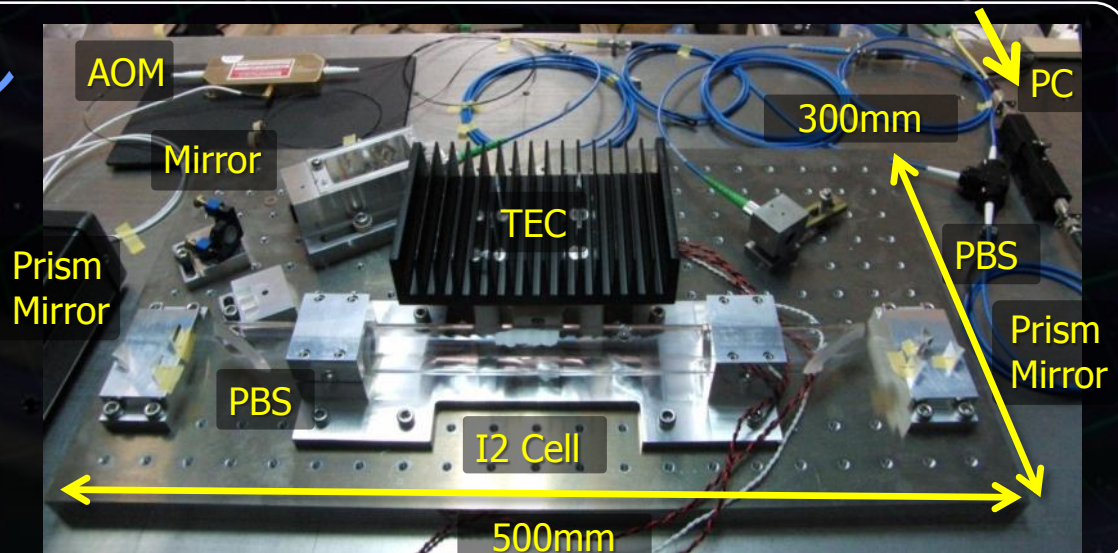
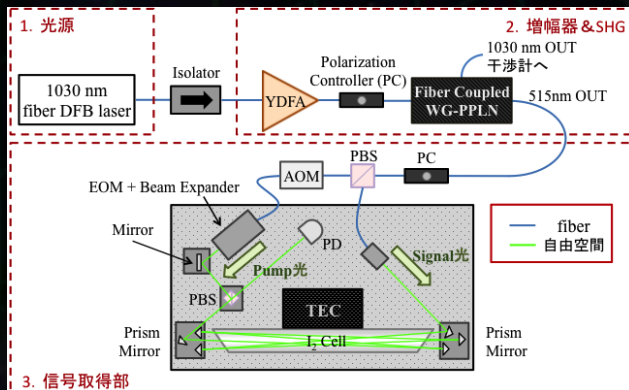
- ヨウ素セルを用いた周波数安定化.
- 安定度要求 ($0.5 \text{ Hz/Hz}^{1/2}$)を満たす.

・周波数安定化モジュールBBM2 (電通大)

- ファイバ素子を用い, 小型・軽量・堅牢化.
- SpWデジタル制御ボードによる動作.



レーザー周波数安定化モジュール

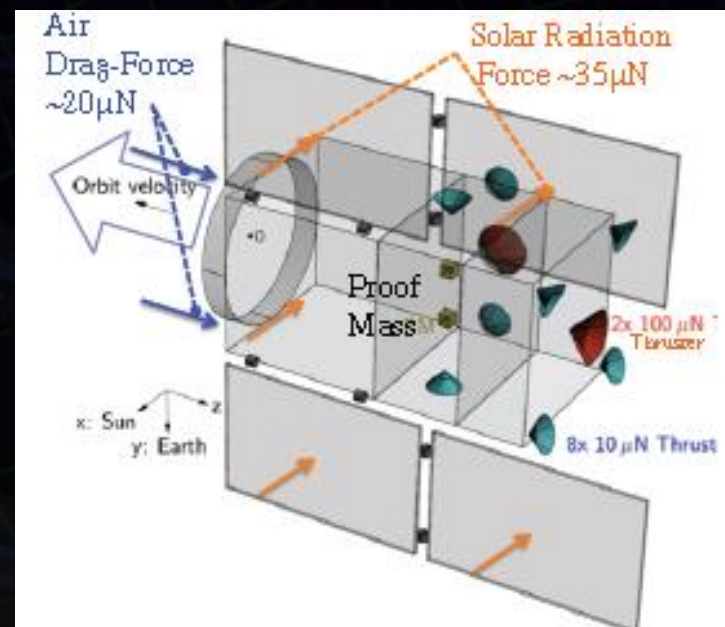


・ミッションスラスタ構成

- 準定常成分 **100 μ Nスラスタ 2台**
大気ドラッグ, 太陽輻射圧
- 変動成分 **10 μ Nスラスタ 8台**
大気圧変動, 太陽輻射変動

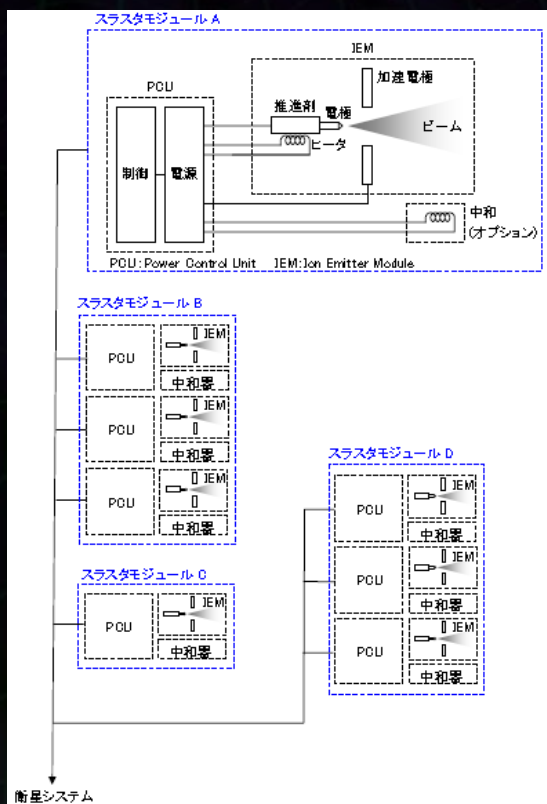
ミッションスラスタ仕様

推力	0.5-100 μ N x2 (可変) 0.5-10 μ N x 8 (可変)
分解能	0.1 μ N
推力雑音	0.1 μ N/Hz ^{1/2}
制御応答	>10Hz
Isp	TBD
電力・質量	<40W, <40kg
運用寿命	4,300 時間



・ミッションスラスタ検討・開発 (ISAS/JAXA) 既存技術を利用 → FEEDスラスタ

スラスタシステム構成

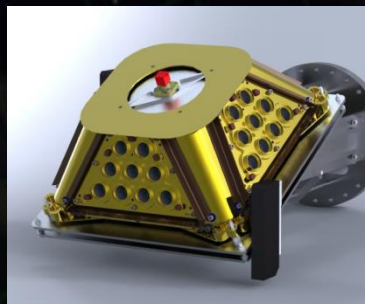


AIT FEED (10 μ N)



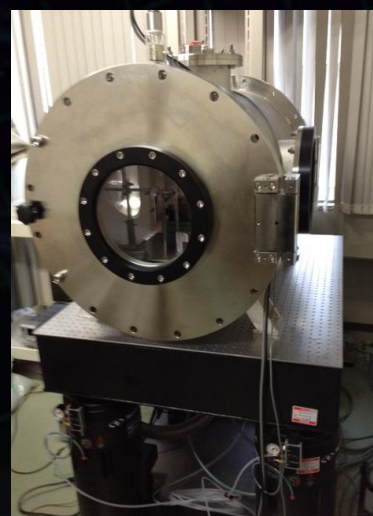
※ Flight Proven

Cluster Type FEED (100 μ N)



スラスタスタンド

微小推力雑音の測定装置.
0.1 μ Nの測定分解能を実現.

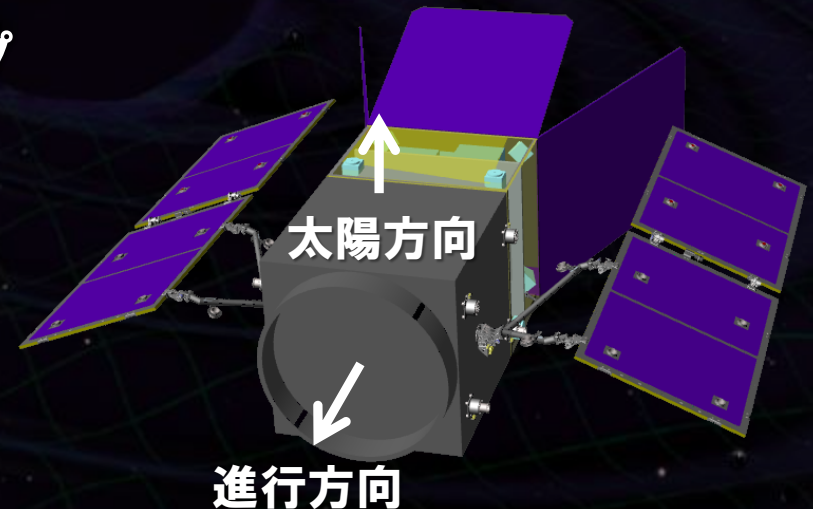


・衛星構造・姿勢検討

- ドラッグフリー制御のバックアップ
- ミッションスラスタの運用寿命

⇒ 受動安定となる衛星構造.

SAP傾斜, フィン構造.



・初期姿勢捕捉・セーフホールド

- バス部に RCS 搭載
コールドガスジェットスラスタ (窒素, 1N)
- 計10回の姿勢捕捉, 日陰時姿勢保持 → 推薬量 3.3 kg
- 残留レート $< 0.01 \text{ deg/s}$

DPF質量検討



衛星質量 450kg (WET) (ミッション部バランスウェイト 46kgを含む)

DPF 機器構成	略号	台数	単体質量 (7桁) [kg]	合計質量 (7桁) [kg]
ミッション部				
ミッション系 (1階層)				46.00
干渉計モジュール		1	30.00	30.00
干渉計制御モジュール		1	5.00	5.00
ハウジング制御モジュール		1	5.00	5.00
レーザセンサー制御モジュール		1	5.00	5.00
ミッション系 (2階層)				70.00
安定化レーザ光源モジュール		1	15.00	15.00
電源・制御モジュール		1	5.00	5.00
信号処理モジュール		1	5.00	5.00
ドラッグフリー・スラスター制御モジュール		1	5.00	5.00
スラスターヘッド・制御モジュール (大2, 小4)		1式	40.00	40.00
ミッション機体系				106.20
ミッション機体	M-STR	1式	36.57	36.57
ミッション部熱計装	M-TINT	1式	5.00	5.00
ミッション部電計装	M-EINT	1式	5.00	5.00
ミッション部熱統計装	M-MINT	1式	0.00	0.00
ミッション部フィン	M-FIN±X	2	3.27	6.54
ミッション部フィン	M-FIN±Y	2	4.43	8.87
バランスウェイト		1式	46.22	46.22
バスシステム				
衛星マネジメント系	SMS			9.63
システムマネジメントユニット	SMU	1	2.00	2.00
テレメトリコマンドインタフェースモジュール	TCIM	1	2.14	2.14
スバースワイヤルータ	SWR1, SWR2	2	1.72	3.44
データレコーダ	DR	1	2.05	2.05
測位系	RF			6.19
Sバンドアンテナ(±X方向)	S-ANT1, S-ANT2	2	0.18	0.36
Sバンドアンテナ(±Z方向)	S-ANT3	1	0.18	0.18
Sバンドダイプレクサ	S-DIP1, S-DIP2	2	0.41	0.82
Sバンドスイッチ	S-SW	1	0.10	0.10
Sバンドハイブリッド	S-HYB	1	0.05	0.05
Sバンドトランスポンダ	S-TRP-A, S-TRP-B	2	3.35	6.70

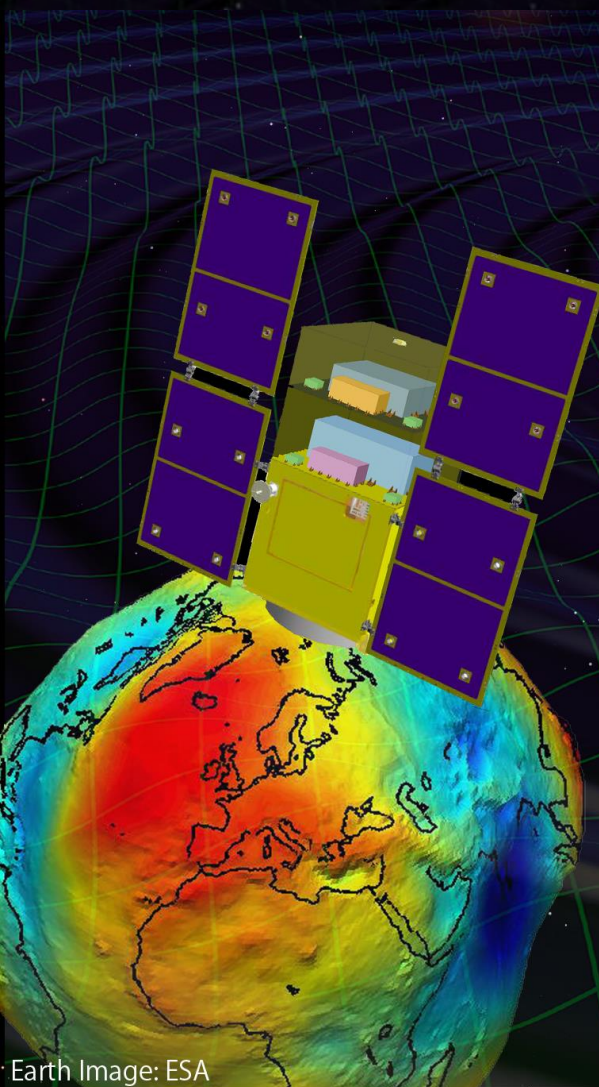
電源系	EPS			48.60
太陽電池パドル	SAP1, SAP2 (3' 11k)	1式	31.10	31.10
	(セリノ部)		↑	—
	(TCM)		↑	—
パドル駆動モータ	SADM1, SADM2	0	0.00	0.00
電力制御器	PGU	1	5.00	5.00
アレイパワーレギュレータ	APR	1	4.00	4.00
SAPプロセッサゲイオード	SBD1, SBD2	2	0.40	0.80
バッテリー (50Ah)	BAT (BAT-L)	1	25.70	25.70
	(BAT-U)	1	↑	—
通信制御系	ACDB			16.60
送受信制御計算機	ACDP-A, ACDP-B	2	2.00	4.00
リアクションホイールアセンブリ	RWA1, RWA2, RWA3, RWA4	6	0.00	0.00
電気トルカ	MTQ-X, MTQ-Y, MTQ-Z	6	0.00	0.00
温度センサ	STT	1	3.28	3.28
電圧監視装置	FOG (R0)			0.45
相対温度センサ	CSAS1, CSAS2	2	0.04	0.08
サンプリングセンサ	SPSH1, SPSH2	0	—	—
地磁気センサ	GAS	0	0.00	0.00
ACOSインタフェースモジュールMTQ24RM	ACMD2	0	0.00	0.00
ACOSインタフェースモジュールRWA4Hanswa11	ACSWH	0	0.00	0.00
ACOSインタフェースモジュールSTTSOCDEN	ACSTS	1	1.48	1.48
ACOSインタフェースモジュールSACSWNTS	ACSDN	0	0.00	0.00
ACOSインタフェースモジュールAnalogBNTS	ACANA	1	2.13	2.13
ACOSインタフェースモジュールKUMPC	ACIRJ	1	2.80	2.80
ACOSインタフェースモジュールVDRG/1A	ACMD1	1	2.50	2.50
推進系	RCS			14.20
推進系	RCS	1式	14.2	14.20
注排弁モジュール	RFV, QFD		↑	↑
バルブモジュール	LAU, FLT, PRC		↑	↑
推進タンク	TNK		↑	↑
配管	PIPE		↑	↑
配管ブラケット	—		↑	↑
インサフェースコネクタブラケット	—		↑	↑
4Nスラスターモジュール	4N TRN	4	↑	↑
熱系				16.00
熱系		1	15.00	15.00
電気計装	E-INT			26.60
ハーネスおよび中継コネクタブラケット	HN	1式	26.00	26.00
制御系	TGS			14.50
ヒータ制御装置	HCE	1	4.50	4.50
熱計装	T-INT	1式	10.00	10.00
機体系	STR			60.60
機体	STR	1式	50.11	50.11
機体計装(バランスウェイト含まず)	M-INT	1式	9.58	9.58
機体計装(バランスウェイト)		1式	0.00	0.00
ミッション部合計		1	223.20	223.20
バス部合計 (DRY)		1	215.31	215.31
機体		1	15.00	16.00
バス部合計 (WET)		1	230.31	230.31
合計 (DRY)		1	438.51	438.51
合計 (WET)		1	453.51	453.51

DPF電力検討



観測+地上伝送時 415W (ミッション部予備・ヒータ電力 50W)

DPF衛星 (2012.03.23)	略号	台数	消費電力[W]	モード別消費電力[W]				備考
				観測		観測+伝送(地上)		
				日照	日陰	日照	日陰	
ミッション								
ミッション機器			199.0					
干渉計モジュール		1	3.0	3.0		3.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
干渉計制御モジュール		1	4.0	4.0		4.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
パワングレインモジュール		1	10.0	10.0		10.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
レーザセンサ制御モジュール		1	8.0	8.0		8.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
安定化レーザ光源モジュール		1	25.0	25.0		25.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
電圧・励磁制御モジュール		1	10.0	10.0		10.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
検号処理モジュール		1	12.0	12.0		12.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
ドラッグフリー・スラスター制御モジュール		1	5.0	5.0		5.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
スラスター電力		1	20.0	20.0		20.0	2012/01/20付け 伝送系モジュール増量	
(予備)		1	53.0	53.0		53.0	ミッション合計が150Wとなるように調整	
バスシステム								
衛星バスシステム			SWS					
システムマネージメントユニット	SMU	1	12.8	12.8		12.8	3PFRNT-αベース	
データレコーダ	DR	1	13.9	13.9		13.9	3PFRNT-αベース	
テレメトリコマンド・インタフェースモジュール	TCIM	1	14.0	14.0		14.0	3PFRNT-αベース	
スペースワイヤルータ	SWR	1	5.1	5.1		5.1	3PFRNT-αベース	
通信系			RF					
3バンドトランスポンダ	S-TRP	1	13.0(機内)30.4	13.0		30.4	3PFRNT-αベース	
電源系			EPS					
電力制御系	PCU	1	10.0	10.0		10.0	3PFRNT-αベース	
アレイパワーレギュレータ	APR	1	1.8(日照時のみ)	1.8	0.0	1.8	0.0	3PFRNT-αベース
姿勢制御系			AOCS					
姿勢制御計算機	AOCP	1	12.8	12.8		12.8	3PFRNT-αベース	
リチウムイオンバッテリーシステム	BMA	0					機内1.5Vで1.4Vで80W(一定回転時)	
燃料タンク	MEQ	0					機内1.5Vで1.4Vで80W	
恒星センサ	STT	1	7.2	7.2		7.2	3PFRNT-αベース	
復元基準装置	IRU	3	2.2	8.8		8.8	*BCAROS搭載機(JAE 製) *機内1.5Vで1.4Vで80W(機内電源(MPC製)TDS)	
AOC3インテグレーションモジュール-RWA	ACRWH	0					機内1.5Vで1.4V	
AOC3インテグレーションモジュール-RATG	ACMGZ	0					機内1.5Vで1.4V増量	
AOC3インテグレーションモジュール-RCS	ACVDI	1	11.0	11.0		11.0	A/GHARDベース(BTBYモード)	
AOC3インテグレーションモジュール-STT	ACSTB	1	7.0	7.0		7.0	3PFRNT-αベース	
AOC3インテグレーションモジュール-Analog	ACANA	1	10.0	10.0		10.0	3PFRNT-αベース	
AOC3インテグレーションモジュール-FRU	ACIRJ	1	20.0	20.0		20.0	3PFRNT-αベースで9.5Wで60Wへの二次電源供給 消費電流が20Wと想定	
熱制御系			TCS					
ヒータ制御装置	HCE	1	10.5	10.5		10.5	3PFRNT-αベース	
ヒータ		1式	50.0	50.0		50.0	システム 熱源要求案のため詳細値は不明。 未検討では衛星負荷電力の総合変化要因としての パラメータ扱いとした。	
衛星負荷電力合計(ノミナル)			325.4 W	353.9 W	372.8 W	371.3 W		
衛星負荷電力合計			325.4 W	353.9 W	372.8 W	371.3 W		
衛星への電力伝送ロス			10.2 W	2.9 W	10.9 W	3.2 W		
APR変換ロス(日照 負荷分)			30.9 W	0.0 W	32.4 W	0.0 W		
			日照/日陰両方	396.5 W	356.8 W	418.1 W	374.5 W	



Earth Image: ESA

終わり