

地震先行現象検知による確率地震発生予測実証CubeSat

- 第11回気象文化大賞；地震先行電離圏変動現象検知のためのCubeSatのエンジニアリング・モデル製作：衛星バス・サブシステムの統合 -

Prelude

PREcursory eLectric field
observation cUbeSat
DEmonstrator

<技術的なブレークスルー、アピールポイント>

- ・ D領域電子密度上昇に起因するVLF帯電磁波強度減少現象の解明のために特化した超小型衛星搭載用ハイブリット型電場・プラズマセンサーを開発。
- ・ 地震のみならず自然災害減災・予測への利用ができるなどの利点があり、宇宙からの地球電磁気的な観測で自然災害予測の分野を発展させ、宇宙産業の成長が期待できる。

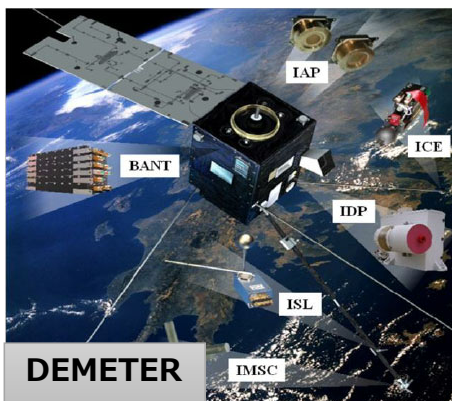
<軌道上での実証内容>

- ・ 短期地震予測技術に必要な電離圏で発生する地震先行現象（夜間VLF波電磁波強度減少現象）の検知から確率的短期地震発生予測を準リアルタイムで行い、宇宙から短期地震予測の実証実験をおこなう。

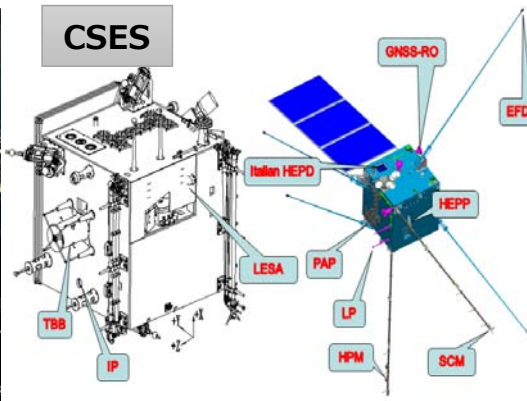
Pre|ude

❖ 先行現象の事例と先行研究の衛星

- ❖ 地震の先行現象は様々であり、**地震発生前の地震活動の変化や地殻変動、地下水ラドン濃度上昇**といった現象が発見されているが**短期間(数日～数時間)での予測に至るだけの科学的根拠は未だ無い。**
- ❖ 1980年代より地震先行電離圏変動現象の存在が指摘される。
- ❖ 2004年—2010年フランスCNESにより同現象を検証するDEMETER衛星が運用された。
 - ❖ 夜間にVLF帯1.7kHz帯電磁波の信号強度が減少
 - ❖ マグニチュード5以上の地震に対して、① 信号強度が4～6dB(3 σ 以上の)程度減少、② 4時間前～地震時・震央から500km以内で発生。地震発生前における電離圏D領域における電子密度が20～30%上昇したことが電磁波強度変動に起因している可能性がある。
- ❖ 2018年より中国・イタリアによる同現象を検証するCSES衛星が運用されている。

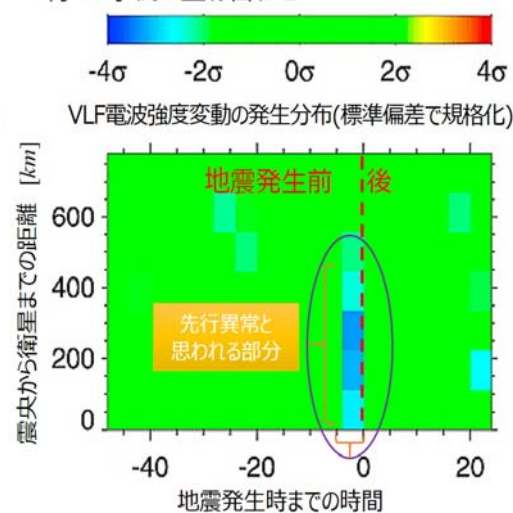


仏, 130 kg, 2004～2010

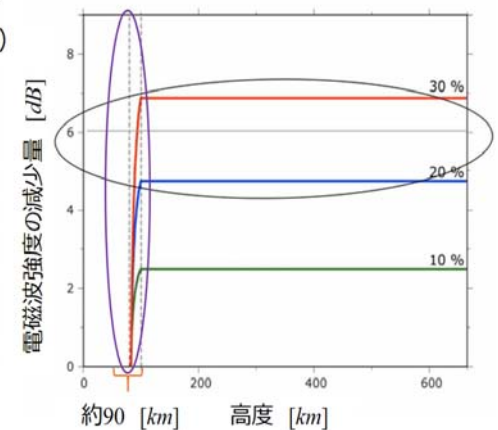


中国・イタリア, 730 kg, 2018～

DEMETERのVLF電波強度の地震前変動成分
約100事例の重ね合わせ



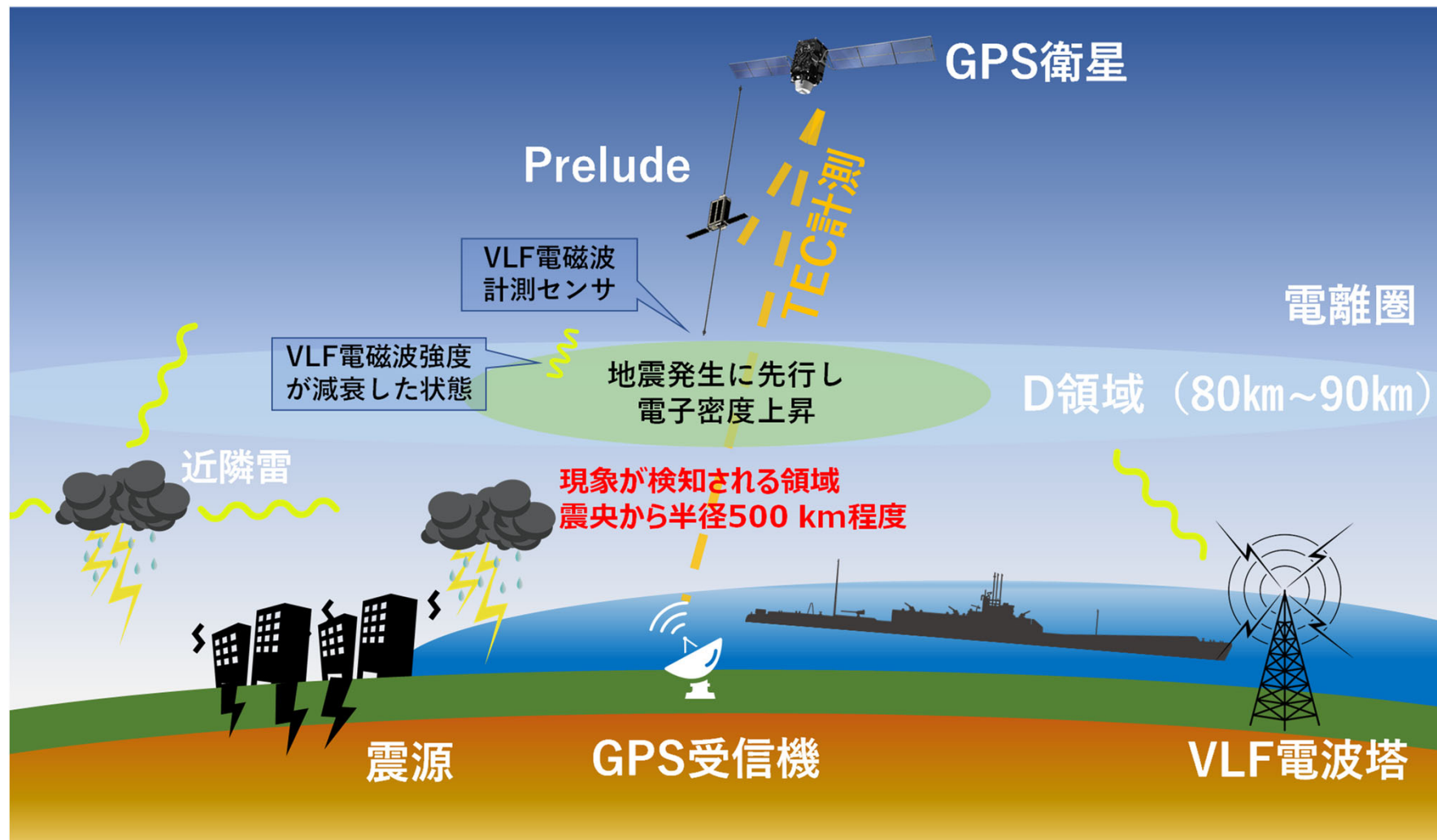
DEMETERのVLF電波強度の地震前変動量と電離圏D領域における電子密度の上昇量



本提案衛星は地震先行電離圏変動現象のメカニズム解明のために、擾乱の少ない日陰時に観測を行う。

実証テーマ概要ー提案プロジェクト概要ー

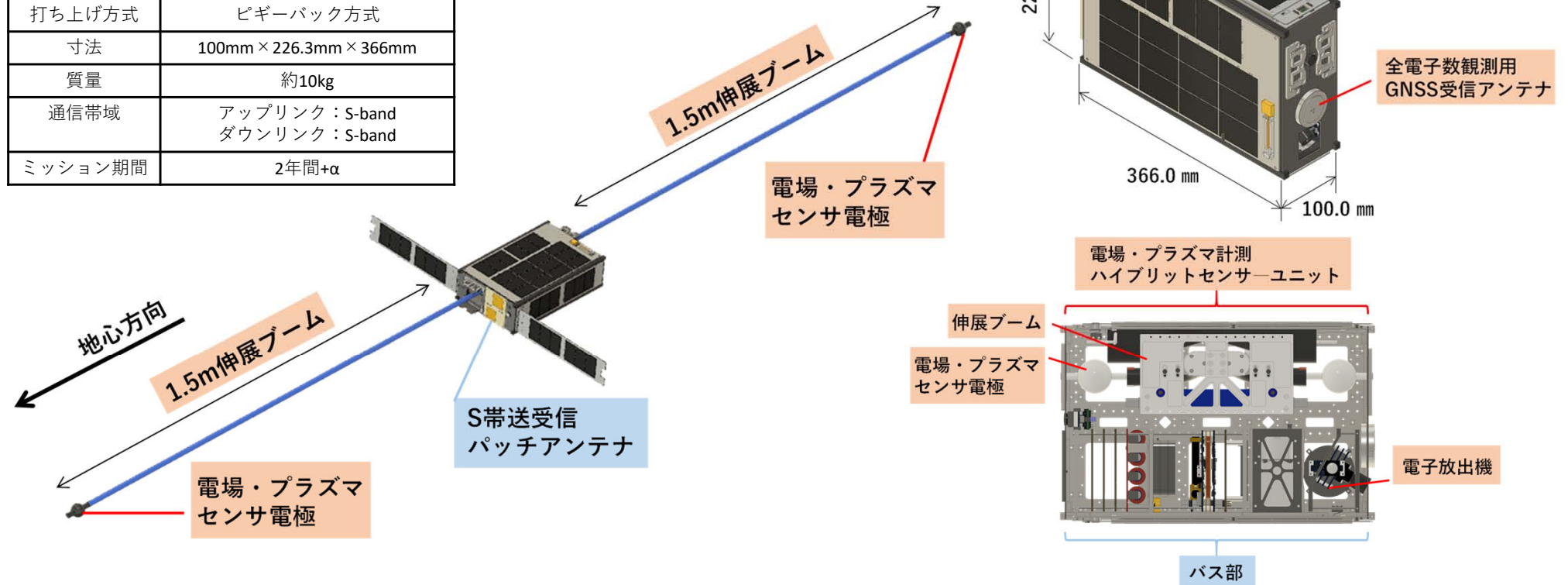
- ❖ DEMETERの先行研究で有望な地震先行VLF波帯電磁波強度減少現象の検証を行うCubeSat衛星を開発する。DEMETERやCSESとは異なり多種多様な観測をせず、目的とする現象に機能を特化する。
- ❖ 観測原理は、電磁波強度減少の起因とみられる電離圏D領域の電子密度上昇を近隣雷の電波やVLF波帯航行用電波を受信することで検知する。現象の判定の高精度化のために全電子数(TEC)観測や衛星周辺のプラズマ計測も行う。



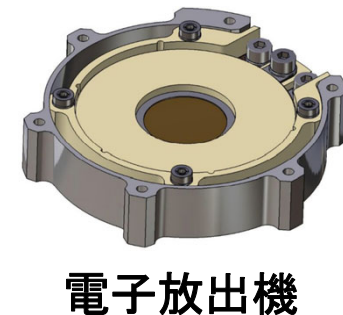
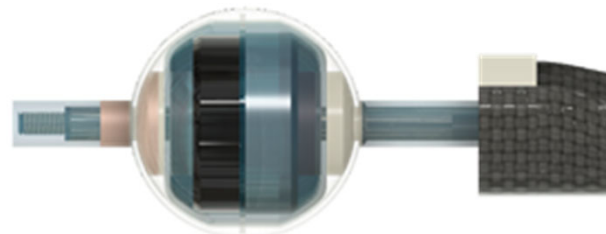
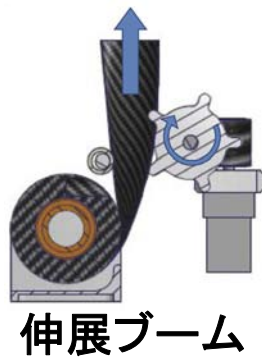
実証テーマ概要ー6UキューブサットPreludeー

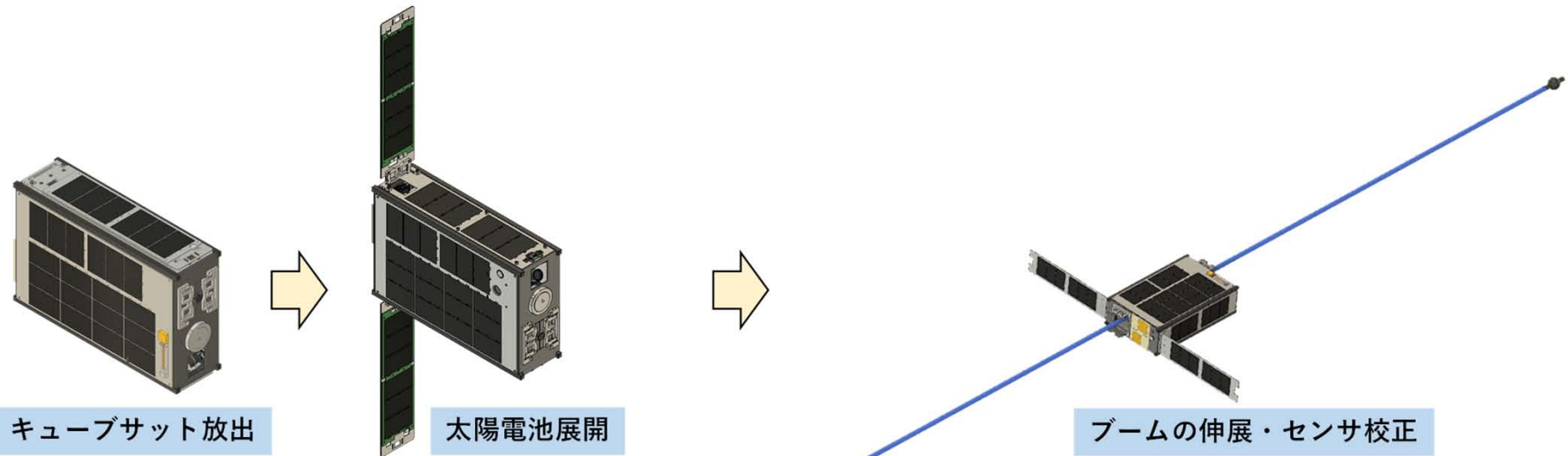


仕様項目	仕様
投入軌道	太陽同期準回帰軌道
衛星高度	500~700 km
打ち上げ方式	ピギーバック方式
寸法	100mm×226.3mm×366mm
質量	約10kg
通信帯域	アップリンク：S-band ダウンリンク：S-band
ミッション期間	2年間+α



電場・プラズマハイブリッドセンサユニット





①クリティカルフェーズ（1週間）

キューブサット放出，姿勢安定，S帯通信確立，太陽電池展開，電力・熱収支確認

②初期運用フェーズ（3ヵ月）

電場・プラズマハイブリッドセンサの展開，センサ校正，電子放出機の機能確認

③定常運用フェーズ（～2年3ヵ月間）

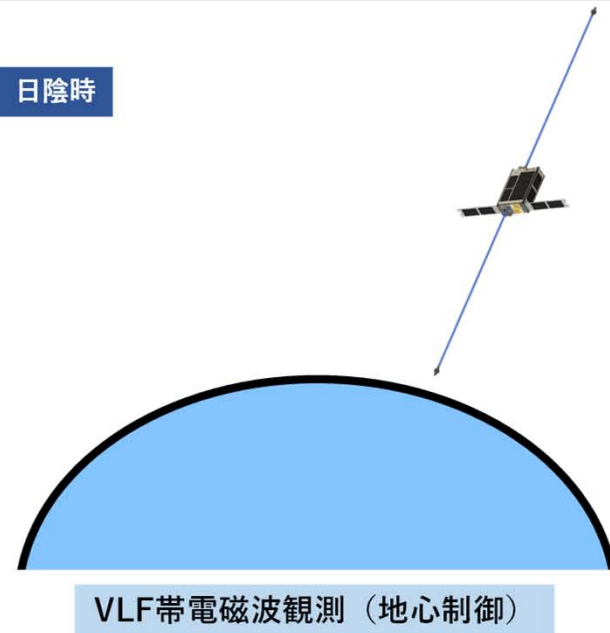
日陰時に地心指向制御を維持しVLF帯電磁波・プラズマ観測，GNSS受信機による全電子数の観測，データのダウンリンク．電磁波計測では，統計的評価につながるSurvey，発生機構解明および先行変動検知の高精度化につながるBurstの2モードで計測を行う．

Survey Mode
スペクトル分解能1024点でVLF波帯観測データをスペクトル化し季節変動等を含む電離圏変動観測を実施

Burst Mode
マグニチュード4.8以上の地震に対してサンプリング周波数40kHzでVLF波帯観測を実施

④後期運用フェーズ（～大気圏突入）

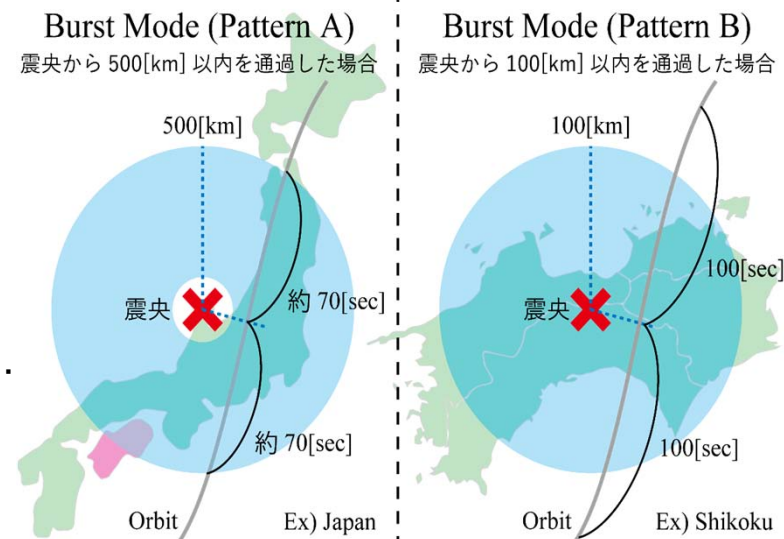
統計量を増やすための継続的な観測を実施し，統計的評価を行う



- ◆ 日陰時に地心指向制御を維持しVLF帯電磁波観測, GNSS受信機による全電子数の観測, プラズマ計測を実施. 電磁波計測では, 統計的評価につながるSurvey, 発生機構説明および先行変動検知の高精度化につながるBurstの2モードで計測を行う.

◆ 夜間常時観測 (Burstデータ)

本衛星の観測は日陰判定を衛星内部で行い, 日陰判定時のみサンプリング周波数40kHzで取得する. データ量は, 1日当たり3.76GBとなるため, 観測生データは地上局が地震時間を指定してダウンリンクする方式を採用する. 地震発生直前と非地震発生時のデータを比較する為に, 地上局から前後1軌道分の生データを要求する. そのため3日以上以上の保存ができるメモリであり, **ドライブレコーダーのように書き換えが容易な設計を採用する.**



◆ 日照時解析 (Surveyデータ)

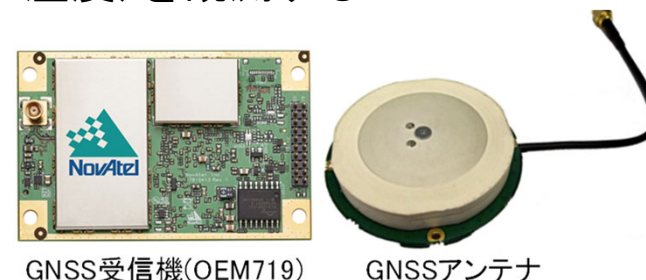
夜間常時観測したデータは, 日照判定時に衛星オンボード上でFFT解析を行う. 周波数分解能は1024点, データのサンプリング周期は1Hzとする.

◆ プラズマ計測

衛星周囲のプラズマ状態 (電子密度・電子温度, イオン密度・イオン温度) を観測する.

◆ 電離圏全電子数観測 (TEC (Total Electron Content))

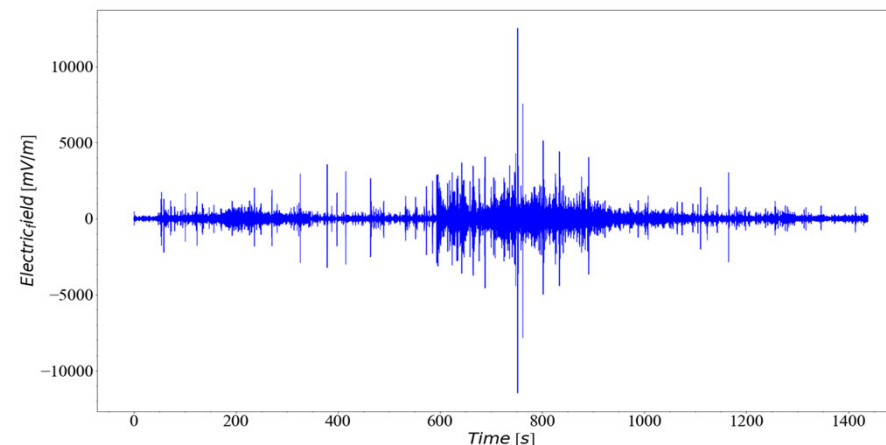
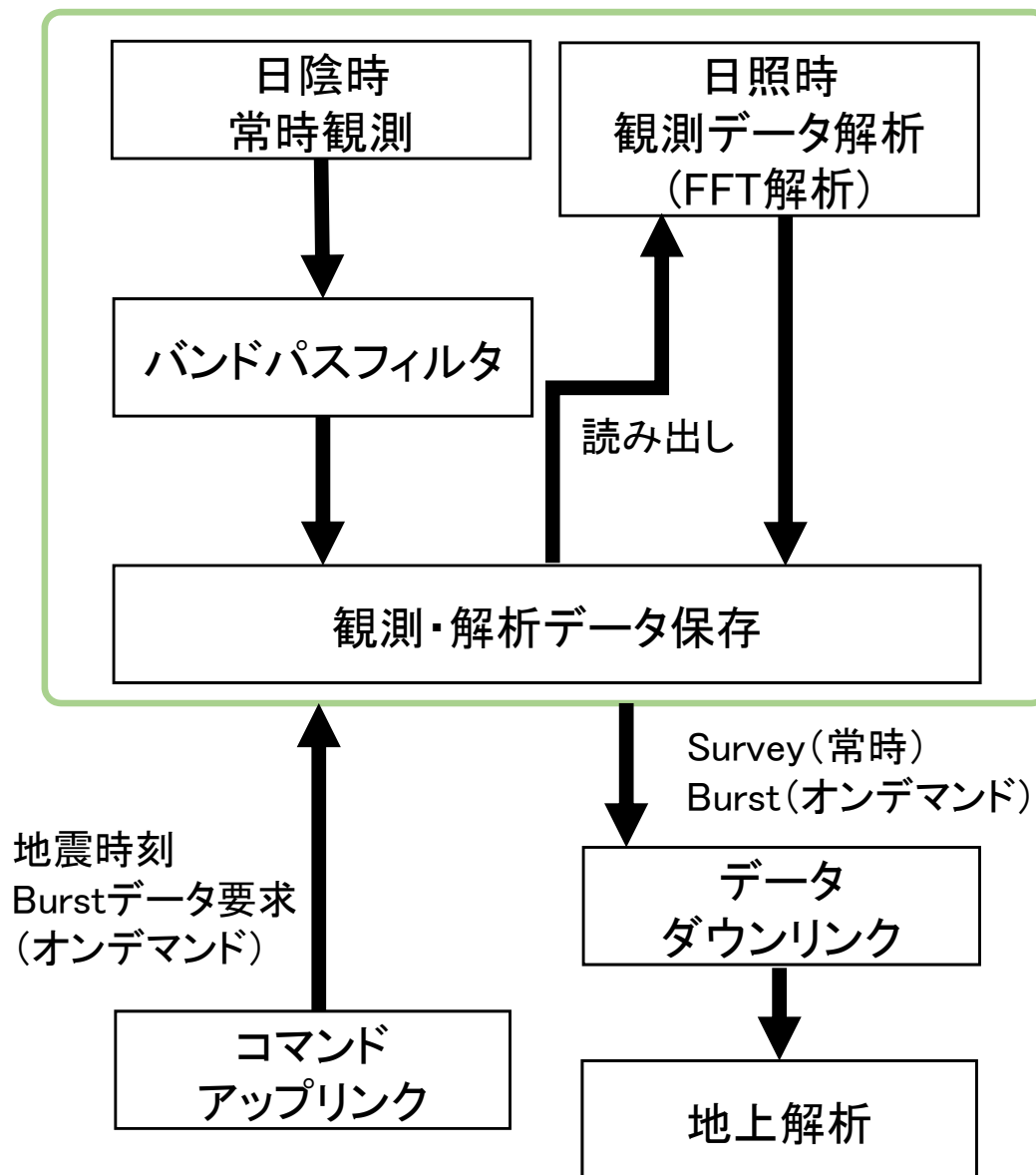
GNSSのL1/L2波長の位相差を観測する. 位相差からGNSSとPrelude衛星間の電離圏全電子数を観測する.



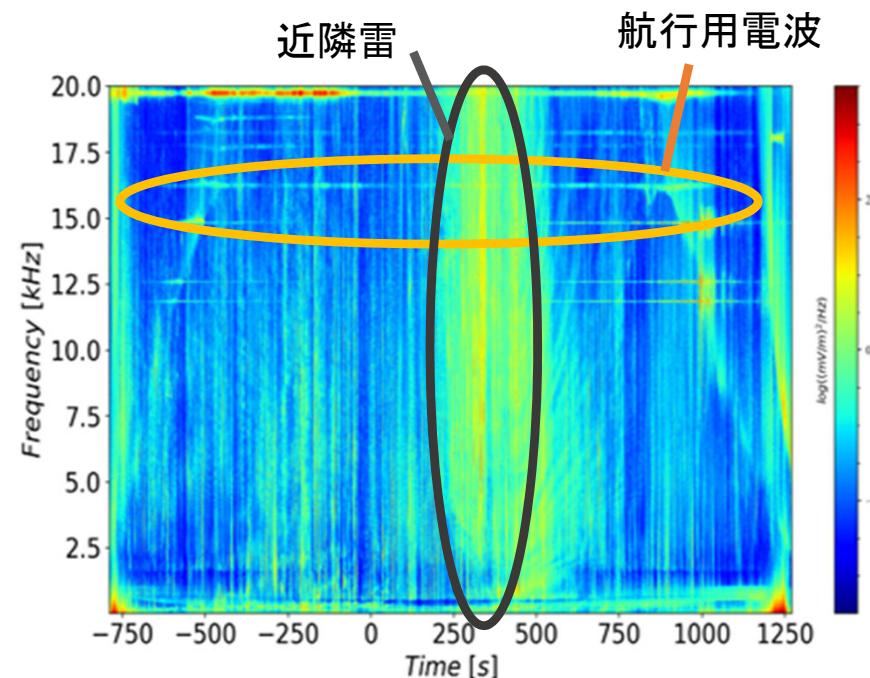
実証テーマ概要ーデータ取得フローー

◆ VLF波帯電磁波計測では、次のようなデータ取得を行う。

衛星内部処理

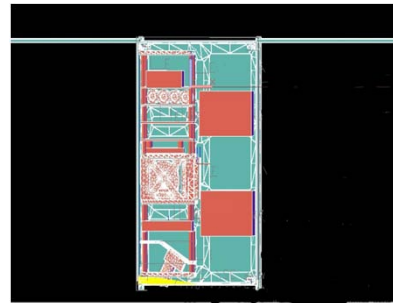
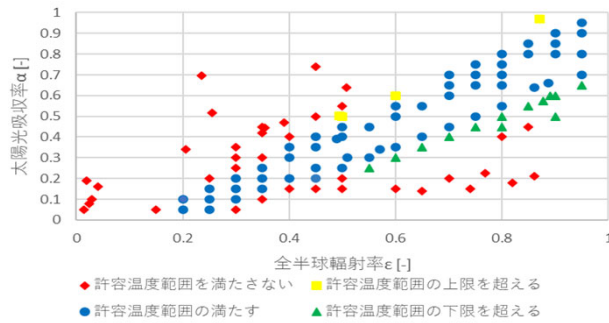


Burstデータ(観測生データ)
伸展ブーム先端にある各電極の電位差から求まる電場



Surveyデータ(解析データ)
BurstデータをFFT解析, 周波数毎の電場強度

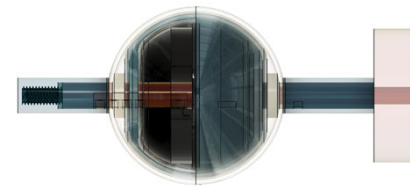
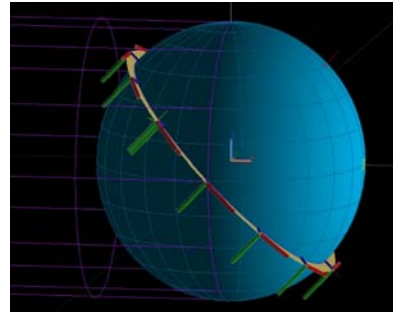
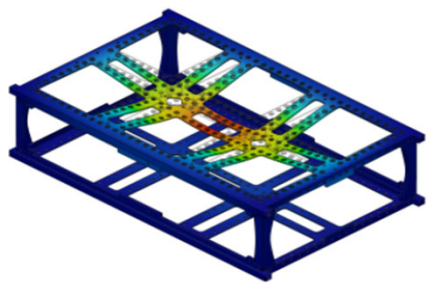
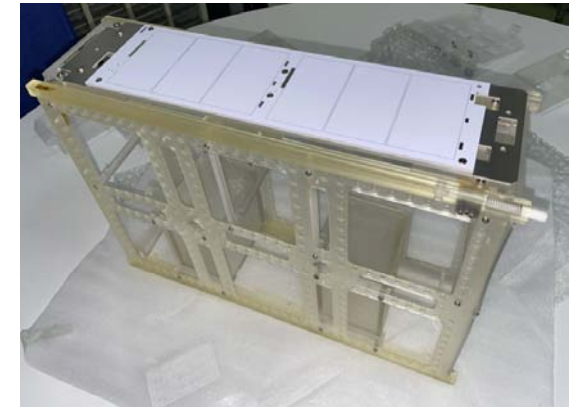
■ 各種設計解析 (電力・構造・熱・内外通信データ・ミッション)



VLF電磁波, プラズマパラメータ, TEC, 衛星位置・状態の観測機設計

観測ノイズを制限する衛星構造設計

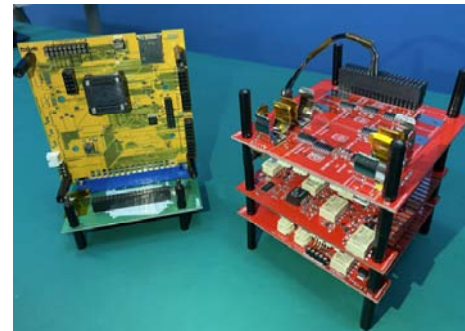
展開型ヒンジの開発



ミッションデータの時間・空間的情報圧縮

■ エンジニアリングモデル (電力・データ処理・構造) の製作・サブシステム試験

```
File | Benchmark | Input | Logging | Help
All Functions | Home >
KOK
[COM1]$OPPGA,104854.00,,,,,0,00,9,9,,,,,"5A"
KOK
[COM1]$OPPGA,104904.00,,,,,0,00,9,9,,,,,"5E"
KOK
[COM1]$OPPGA,104913.99,3543.4743,N,14003.3468,E,1,04,3,9,24.40,N,36.00,H,,"59"
KOK
[COM1]$OPPGA,104924.00,3543.4744,N,14003.3468,E,1,04,3,9,24.40,N,36.00,H,,"59"
varCRxBuf : ,24.22,N,36.00,H,,"5E"
KOK
[COM1]$OPPGA,104934.00,3543.4744,N,14003.3459,E,1,04,3,9,24.32,N,36.00,H,,"54"
KOK
[COM1]$OPPGA,104944.00,3543.4745,N,14003.3459,E,1,04,3,9,24.36,N,36.00,H,,"56"
KOK
[COM1]$OPPGA,104954.00,3543.4743,N,14003.3468,E,1,04,3,9,24.24,N,36.00,H,,"59"
54.00,,,,,0,00,9,9,,,,,"5A"
KOK
[COM1]$OPPGA,104904.00,,,,,0,00,9,9,,,,,"5E"
KOK
[COM1]$OPPGA,104913.99,3543.4743,N,14003.3468,E,1,04,3,9,24.40,N,36.00,H,,"59"
KOK
[COM1]$OPPGA,104924.00,3543.4744,N,14003.3468,E,1,04,3,9,24.40,N,36.00,H,,"59"
varCRxBuf : ,24.22,N,36.00,H,,"5E"
```

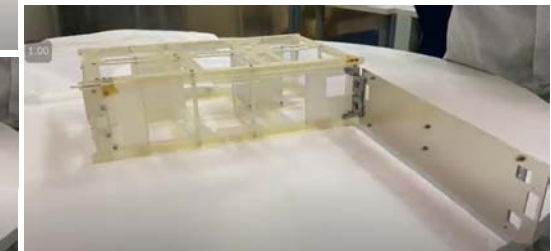
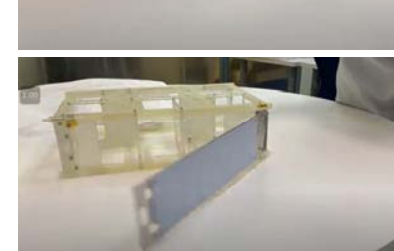


EMサブシステム間の通信試験

EM基板の設計・製作

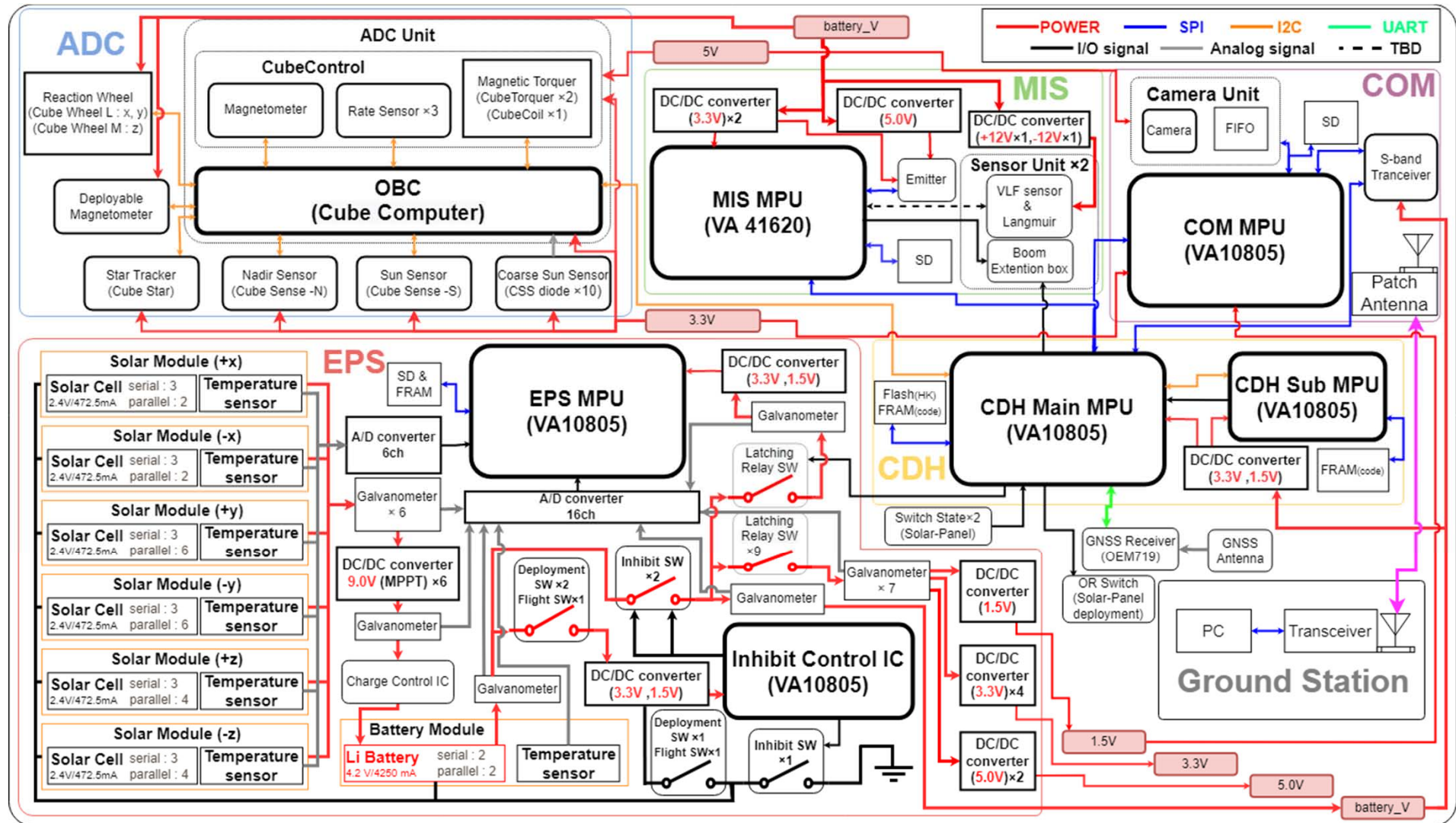


プローブ・太陽電池パネル保持開放機構 (HRM) 試験



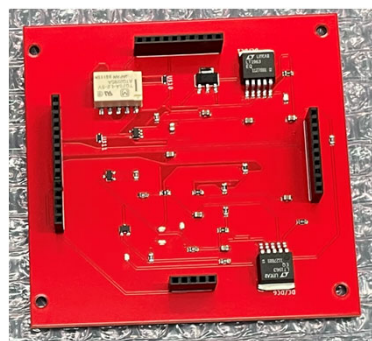
エンジニアリングモデルの製作 (物理システム図)

- ❖ バスシステムの設計は過去の衛星のシステム構造と技術を極力用いる方針.
- ❖ 伸展ブームはOrigami-Sat1の技術を踏襲.
- ❖ 電場・プラズマ計測センサは(仏)DEMETERの技術を踏襲し小型化.

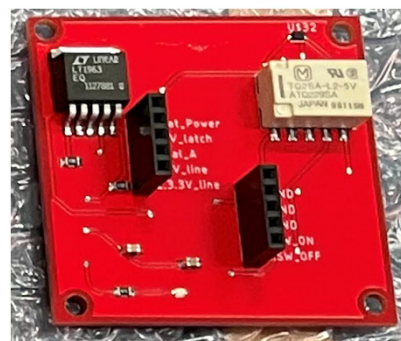


❏ EM基板ver1の修正箇所を検証するための基板を作成・検証.

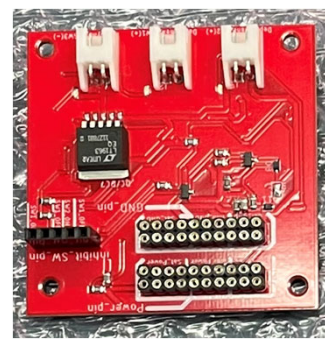
- ❏ ADC基板に電源を投入する際に用いるコンバーターの回路修正 (基板①)
- ❏ GPSに電源を投入するコンバーターの回路修正 (基板②)
- ❏ Deploymentスイッチとinhibitスイッチ箇所の回路修正 (基板③)
- ❏ バッテリー基板のスタック方法の変更 (基板④)



基板①



基板②



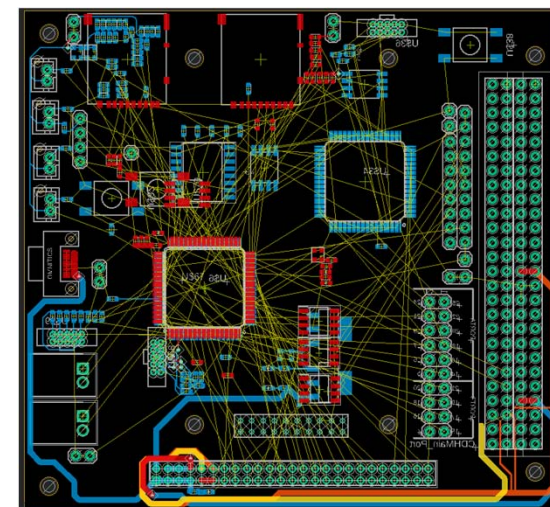
基板③



基板④

❏ EM基板ver2(最終版)設計中

- ❏ EM基板ver1を改良し, EM基板ver2を作成
- ❏ 右図は現在作成しているCDH - COM基板のボード図



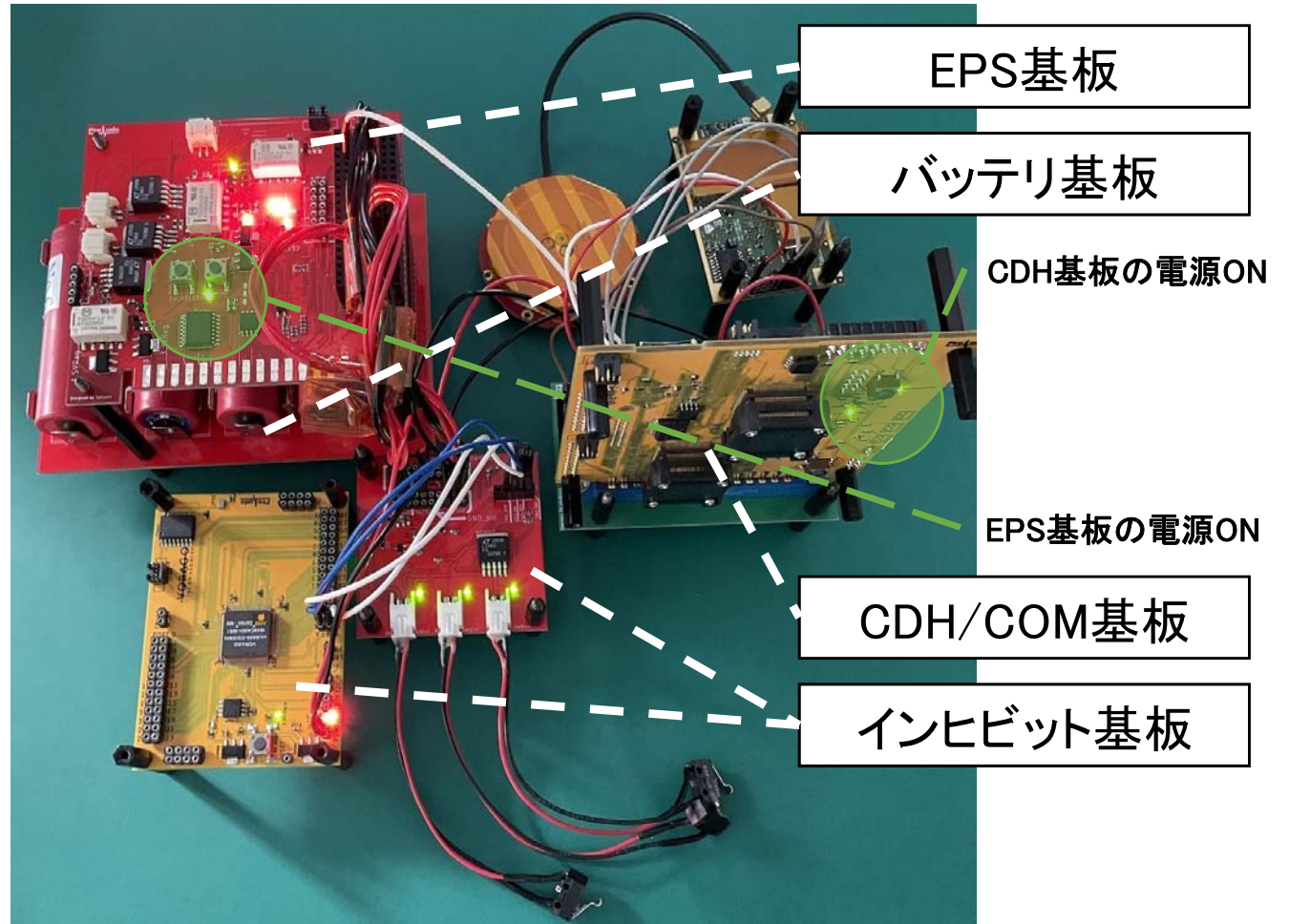
CDH - COM基板のボード図

エンジニアリングモデルの製作 (ソフトウェア設計・実装)

- ❖ 衛星の各サブシステムの単体動作検証用のプログラムを作成・検証を確認.
- ❖ また、運用シーケンスのに沿った統合用ソフトウェアを作成・検証を確認.

```
138 int main(void) {
139     /** Settings **/
140     spi(PORT_SPIA, EPS_MOSI, EPS_MISO, EPS_CLK, MASTER);
141     init_cs(EPS_CS);
142     frequency(PORT_SPIA, 0x05, 0x09, MASTER, 0x07);
143
144     /** Main Code **/
145     printf(">>> CDH Main Start \n");
146     printf(">>> Auto Sequence Start \n");
147     printf(">>> eps_get_HK_isr_flag = %d \n", eps_get_HK_isr_flag);
148     // Power on Phase
149     printf(">>> Release Detection & Power on \n");
150
151     // timer on
152
153     VOR_SYSCONFIG->TIM_CLK_ENABLE |= 1<<23; // enable TIM23 clock
154     i = CONFIG_TIM23_periodic_int0;
155
156     // 6. EPS Power ON
157     printf(">>>> 6. EPS Power ON \n");
158     printf(">>>> wait");
159     for (int i=0; i<5; i++) {
160         printf(" ");
161         VOR_Sleep(1000);
162     }
163     printf(">>>>\n");
164     LRsw(EPS_on); // Latching Relay Switch ON
165     printf(">>>> EPS Power ON Done !\n");
166     VOR_Sleep(1000); // Wait for power on
167
168     // 7. EPS Health Check
169     printf(">>>> 7. EPS Health Check \n");
170     health_check(PORT_SPIA, EPS_CS, 0x02);
171     VOR_Sleep(1000);
172     printf(">>>>");
173     for (int i=0; i<100; i++) {
174         printf("health check ");
175         health_check(PORT_SPIA, EPS_CS, 0x02);
176         VOR_Sleep(1000);
177     }
178     // 10. EPS HK Sensings
179     printf(">>>> 10. EPS First HK Sensing \n");
180     int ack = spi_send_cmd(PORT_SPIA, EPS_CS, 0x04);
181     VOR_Sleep(1000);
182     if (ack == 0xEF) {
183         eps_get_HK_isr_flag = 1;
184         printf(">>>> eps_get_HK_isr_flag = %d \n", eps_get_HK_isr_flag);
185         VOR_Sleep(1);
186         for (;;) {
187             printf(">>>> HK command Sending \n");
188             ack = 0;
189             ack = spi_send_cmd(PORT_SPIA, EPS_CS, 0x05);
190             if (ack != 0xEF) {
191                 break;
192             }
193             VOR_Sleep(1);
194         }
195         VOR_Sleep(10000);
196         printf(">>>> HK data Recieving \n");
197     }
```

統合用コード

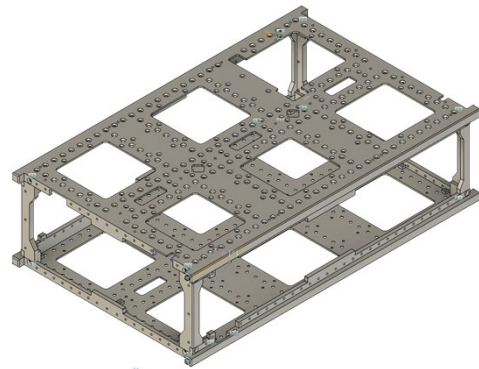


統合時概要図

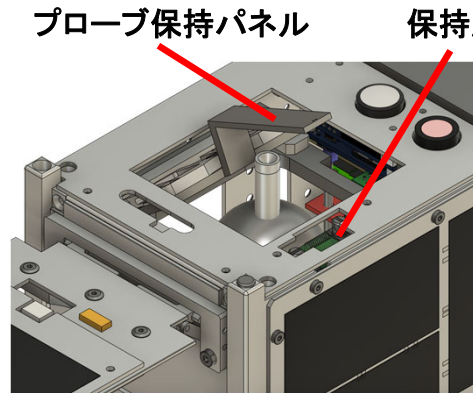
- ❖ 初期シーケンスにあるバスシステムの電源投入統合コードを作成・確認. 現在、各サブシステムの電源投入後の初期動作確認を行なっている.

エンジニアリングモデルの製作 (構造設計)

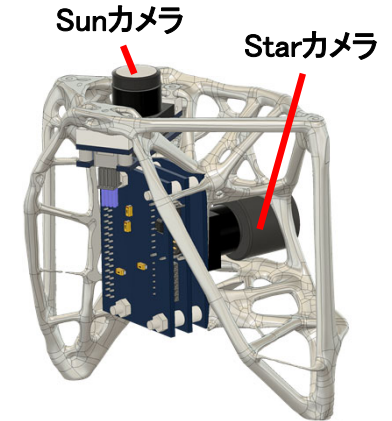
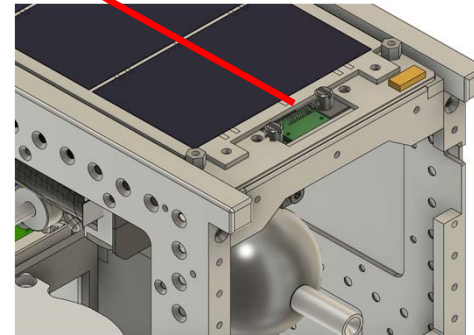
- ❖ 6U構体と構体支柱, 伸展プローブの保持パネル, 保持展開機構, 内部機器の固定ジグを設計
- ❖ モックアップを作成し, 組み立て手順, ハーネスの取り回し, 太陽セルの配置を確認



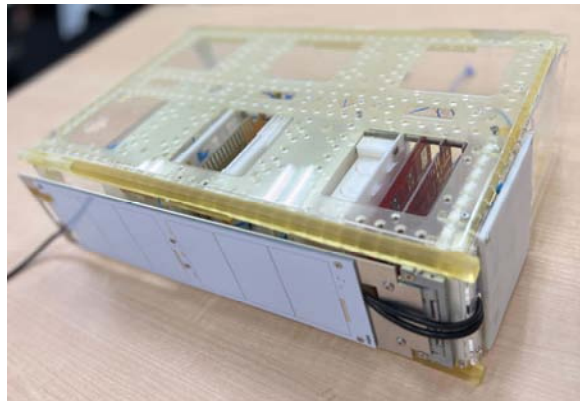
6U構体フレーム・支柱の設計



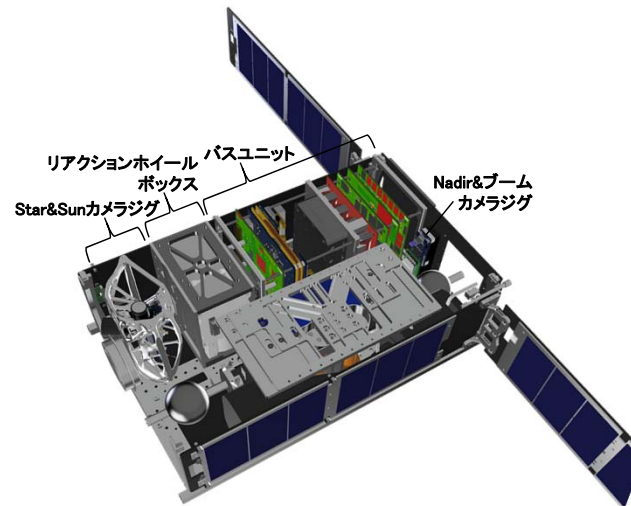
プローブ保持パネル 保持展開機構



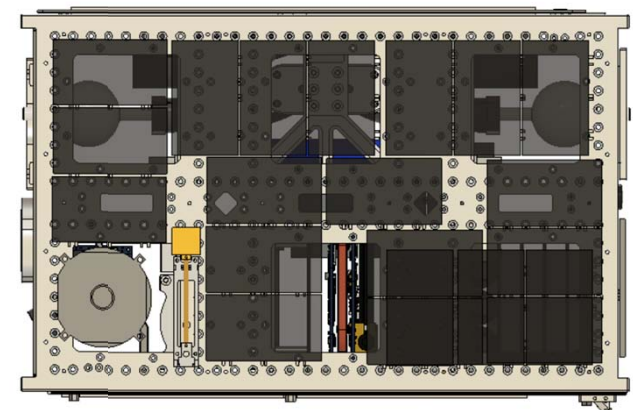
Generative Designによる
Star&Sunカメラジグの設計



モックアップ作成と組み立て手順・
ハーネスの取り回し確認



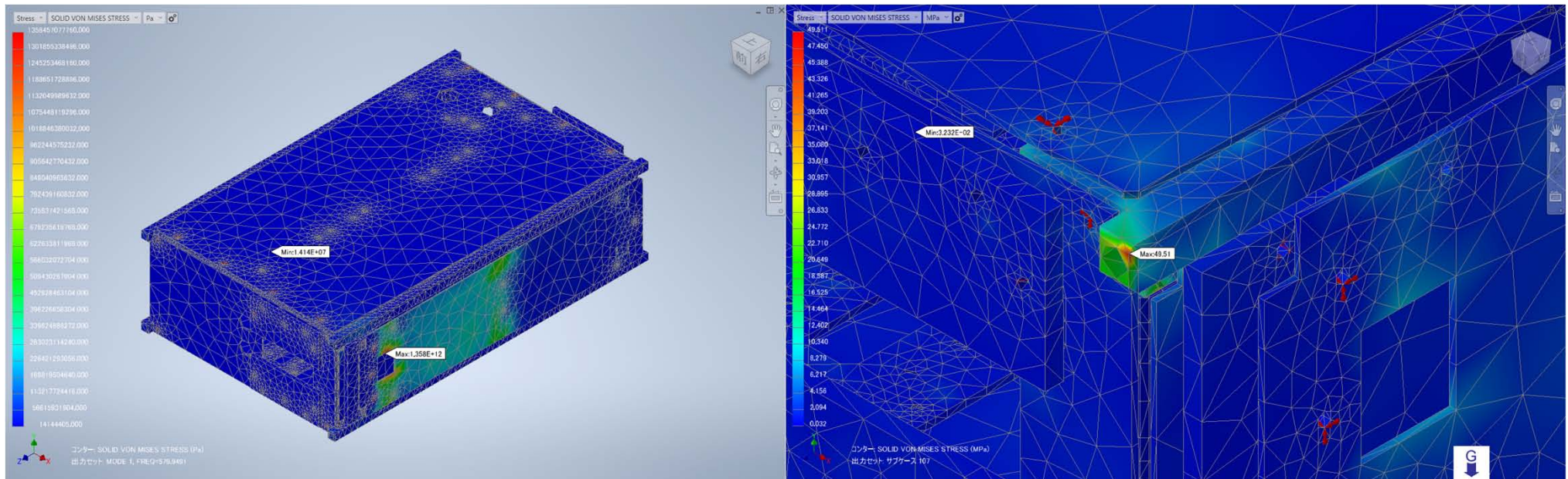
バスユニット・バス機器ジグの
配置・設計検討



太陽電池セルの配置検討

エンジニアリングモデルの製作 (構造解析)

❖ 衛星筐体強度が、打ち上げ時の要求を満たしているのかを確認。解析結果を以下に示す。



固有値解析結果(モード数=1,固有振動数=580Hz)

静荷重解析結果(最大応力=49.5MPa)

- ❖ 固有値解析では、本衛星筐体の固有振動数が打上げ条件の120Hz以上であることを確認。
- ❖ 静荷重解析では、衛星にかかるであろう最大荷重を負荷した際に、最大荷重を耐えうる構造であるかを確認。最大応力は49.5MPaであり、安全余裕 MS を十分満たす結果である。

$$MS = \frac{\sigma_{allow}}{\sigma} - 1 = 5.80 > 0$$

ただし、 σ_{allow} :許容応力[MPa], σ :フォンミーゼス応力[MPa] とし、安全率を1.5としている。

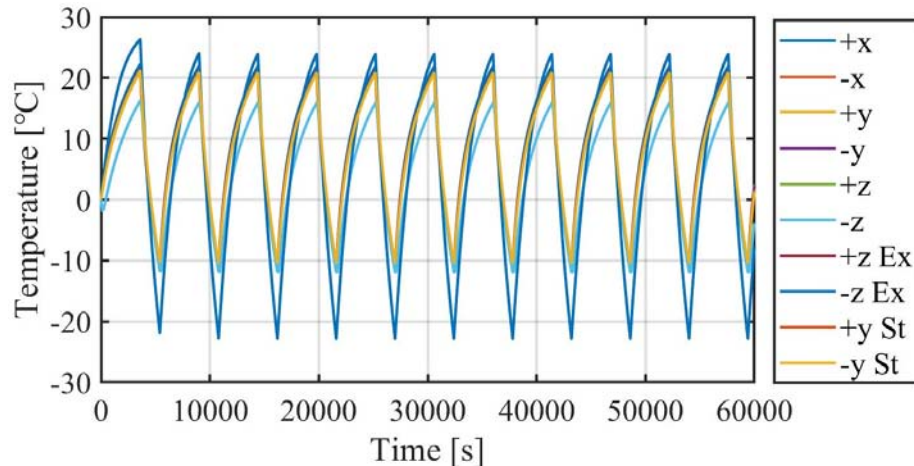
エンジニアリングモデルの製作 (熱解析#1)

❖ 本衛星を軌道上で運用する際、各機器の温度が動作温度範囲内であることを節点解析にて確認。以下に解析結果を示す。

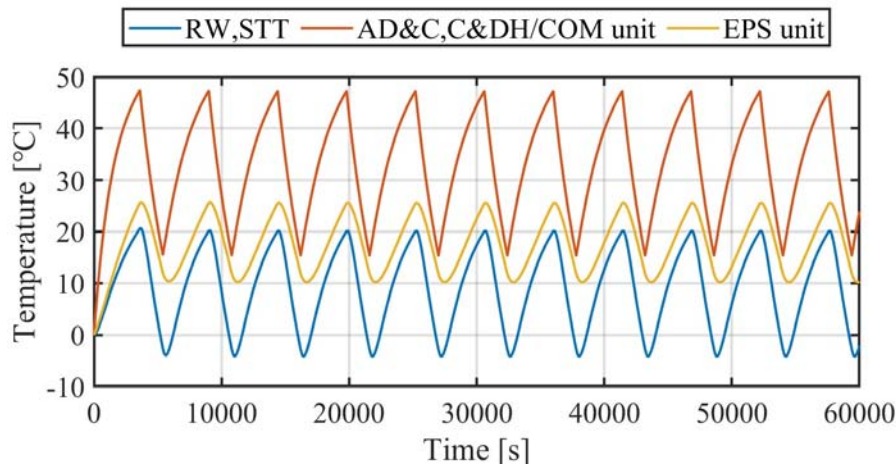
❖ 節点解析の解析条件

- ❖ 最悪高温時: 太陽からの熱入力が最も高く、搭載機器の内部発熱が最も高い時
- ❖ 最悪低温時: 太陽からの熱入力が最も低く、搭載機器の内部発熱が最も低い時

❖ 最悪高温時

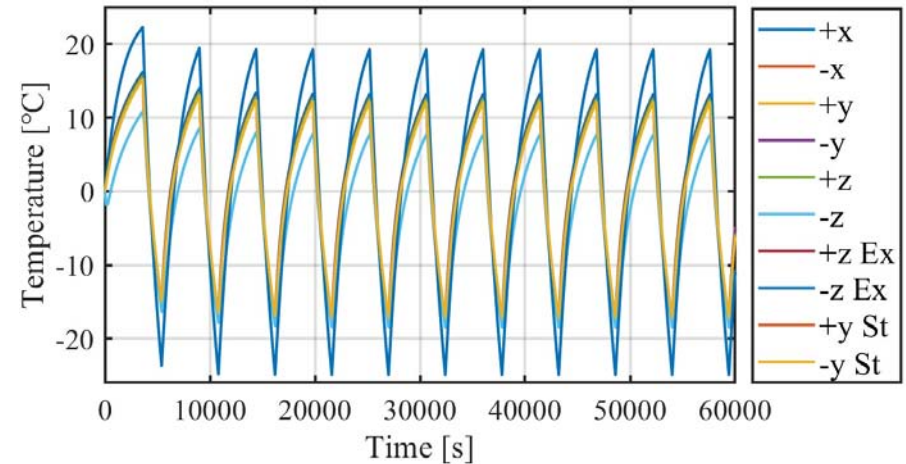


筐体の熱変動

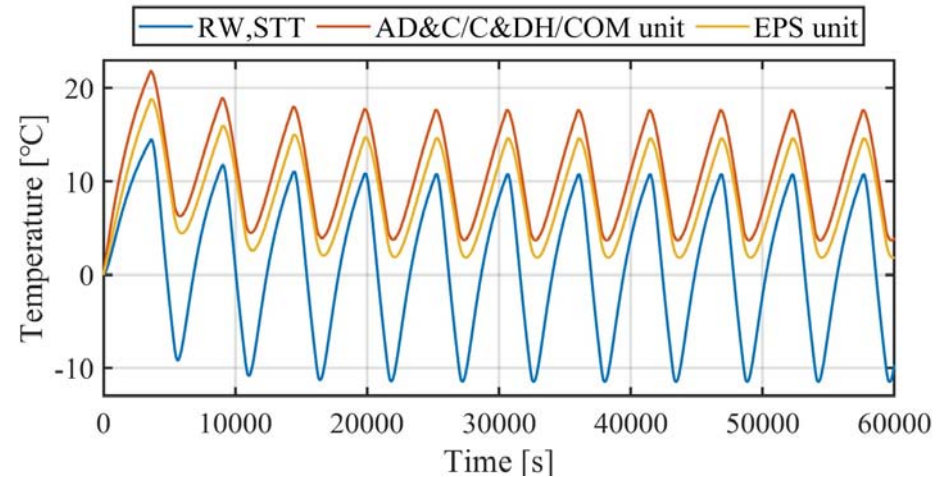


バス機器の熱変動

❖ 最悪低温時

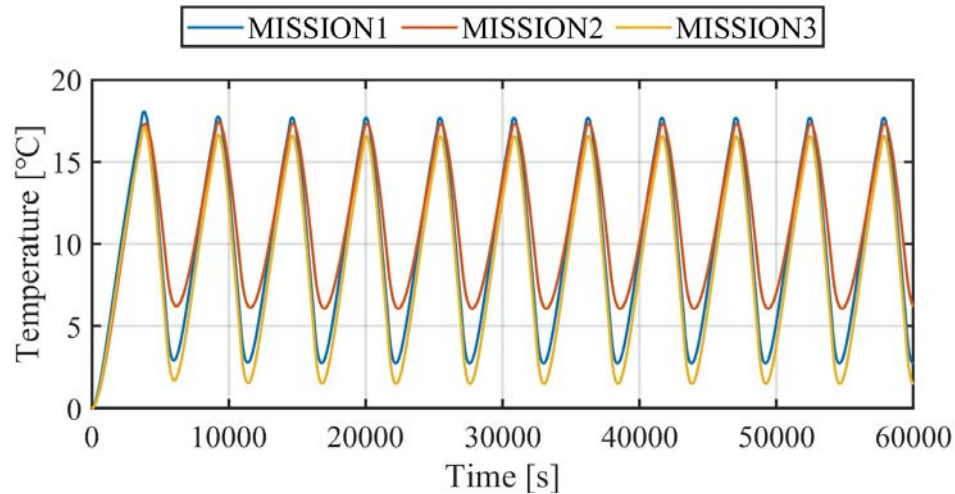


筐体の熱変動

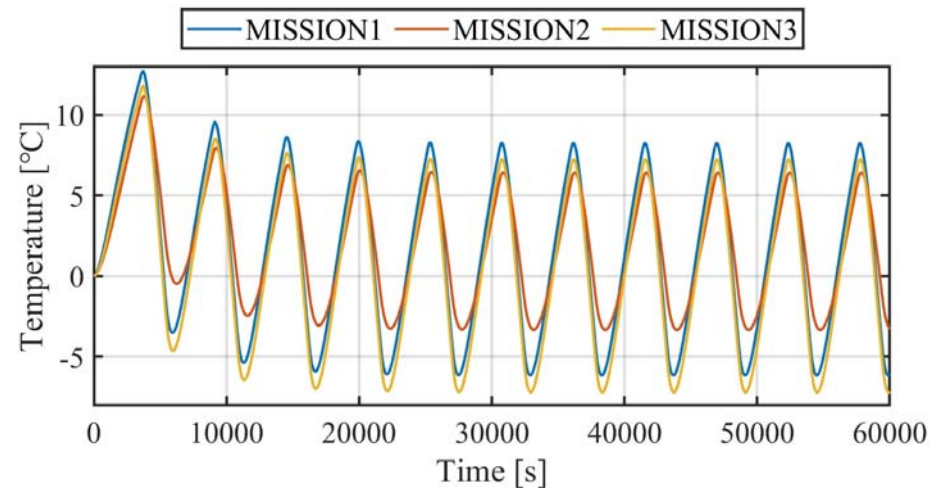


バス機器の熱変動

❖ 最悪低温時



ミッション機器の熱変動



ミッション機器の熱変動

解析結果

❖ 今後の解析

過去に行われていたThermal Desktopの有限要素法による熱解析モデルに設計変更分のモデル、モデル化未完了のモデルを追加し解析を回す。

節点	機器名	許容温度範囲 [° C]	高温最悪条件 [° C]	低温最悪条件 [° C]
1	x Panel	- 150 ~ 150	-22~34	-24~19
2	- x Panel	- 150 ~ 150	-22~34	-24~19
3	y Panel	- 150 ~ 150	-12~20	-17~14
4	- y Panel	- 150 ~ 150	-12~20	-17~14
5	z Panel	- 40 ~ 85	-12~15	-17~8
6	- z Panel	- 40 ~ 85	-12~15	-17~8
7	z Expansion Panel	- 150 ~ 150	-12~19	-17~13
8	- z Expansion Panel	- 150 ~ 150	-12~19	-17~13
9	y Structure Panel	- 20 ~ 60	-12~20	-17~14
10	- y Structure Panel	- 20 ~ 60	-12~20	-17~14
11	RW,STT	- 10 ~ 60	-3~20	-11~10
12	ADC,CDH/COM unit	- 20 ~ 60	15~47	4~18
13	EPS unit	10 ~ 45	11~25	2~16
14	MISSION1	-40 ~ 125	3~18	-6~8
15	MISSION2	-40 ~ 125	6~17	-3~6
16	MISSION3	-40 ~ 125	2~17	-7~7

エンジニアリングモデルの製作 (電力解析)

最大消費電力

- 本衛星において最大となる消費電力は地上局と通信し、ミッションデータを取得する時である。この際の消費電力は以下の表になる。

機器	動作時間 [s]	1 軌道当たりの消費電力 [W]
ミッション系	2114 (夜間時)	0.859
通信機 (受信)	4440 (定常時)	2.085
通信機 (受信+送信)	1320 (地上局通信時)	1.982
GNSS	5670	1.300
通信系基板	5670	0.185
コマンドデータ処理系基板	5670	0.331
電源系基板	5670	3.527
姿勢制御系	5670	1.746
合計	-	12.01

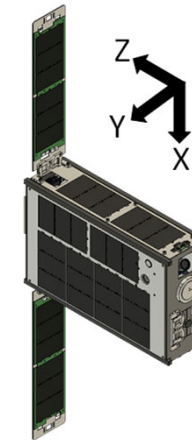
最小消費電力

- 本衛星における最小となる消費電力は地上局と通信を行わず、衛星が省電力モードになっているときである。この際の消費電力は以下の表のようになる。

機器	動作時間 [s]	1 軌道当たりの消費電力 [W]
ミッション系	0	0
通信機 (受信)	5760 (定常時)	2.705
通信機 (受信+送信)	0	0
GNSS	5670	1.300
通信系基板	5670	0.185
コマンドデータ処理系基板	5670	0.331
電源系基板	5670	3.527
姿勢制御系	5670	1.546
合計	-	9.595

発電電力

- 本衛星は太陽パネルを以下の枚数搭載している。



軸	セル枚数
X 軸	12
Y 軸	36
Z 軸	24
合計	72

このことにより、本衛星において軌道上での発電電力は太陽指向制御することによって、1軌道当たり13.89 [W]となる。

余剰電力

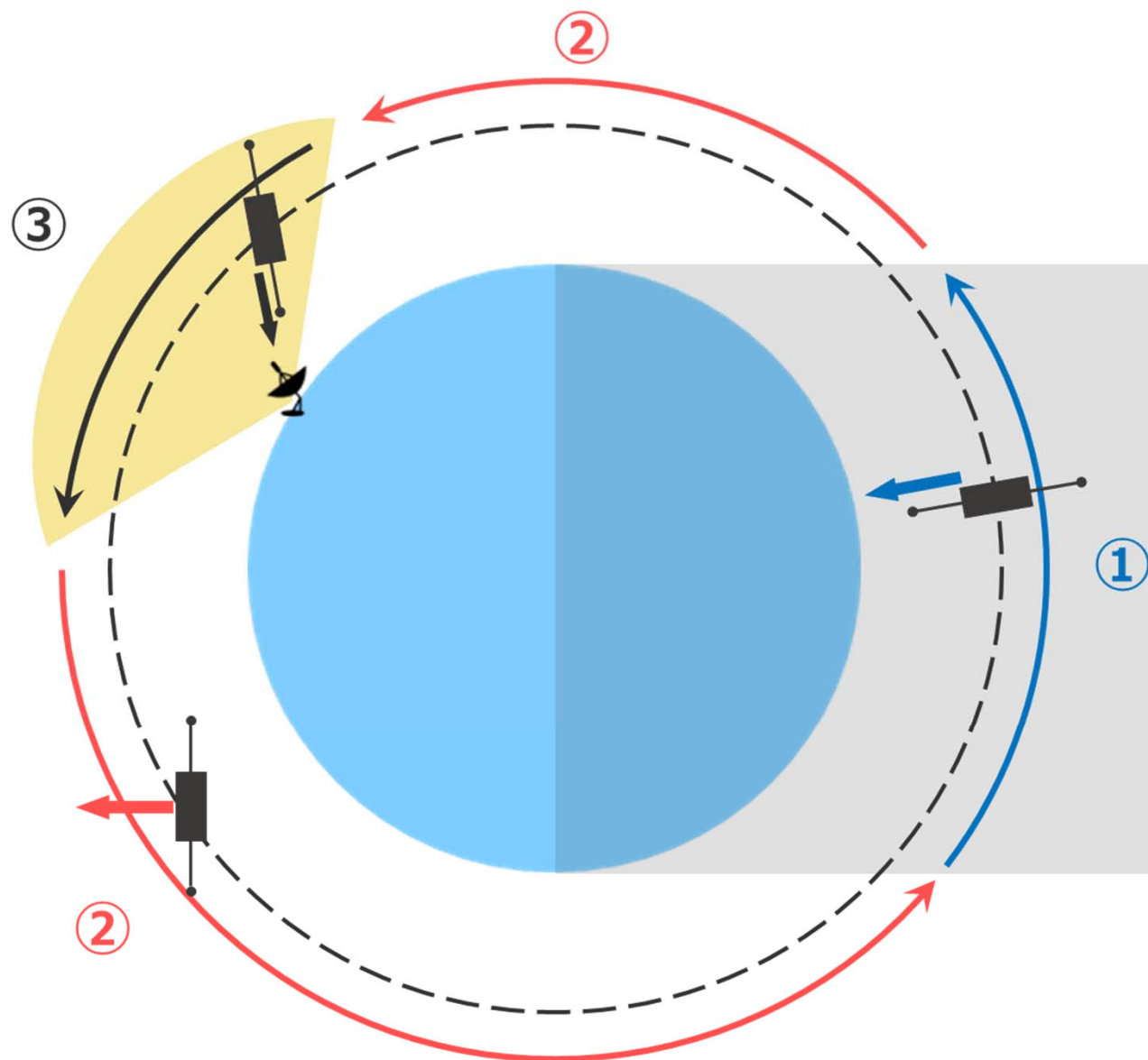
最大消費時

$$13.89 - 12.01 = 1.880 \text{ [W]}$$

最小消費時

$$13.89 - 4.295 = 4.295 \text{ [W]}$$

消費に対して発電が十分あることを確認。



三つの姿勢モード.

①: 地心指向制御

日陰時にミッションデータをセンシングするためにリアクションホイールと磁気トルカを用いて地心方向に姿勢制御精度 $\pm 37[\text{deg}]$ で姿勢制御を行う.

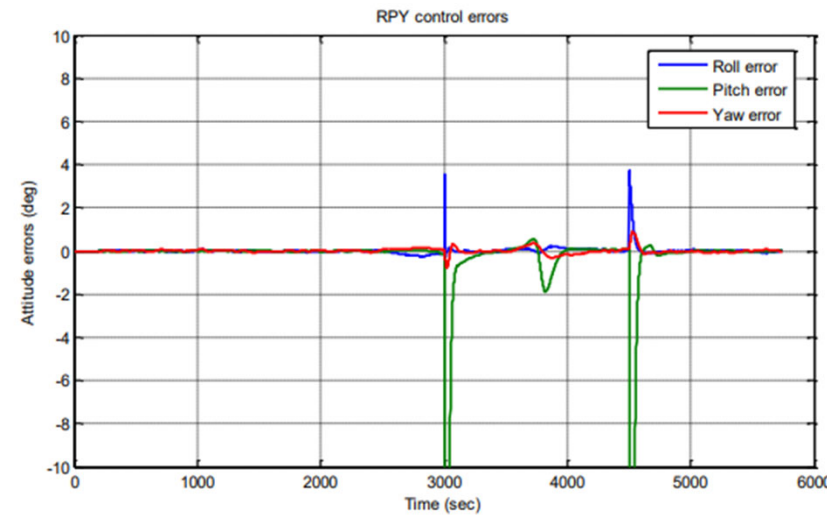
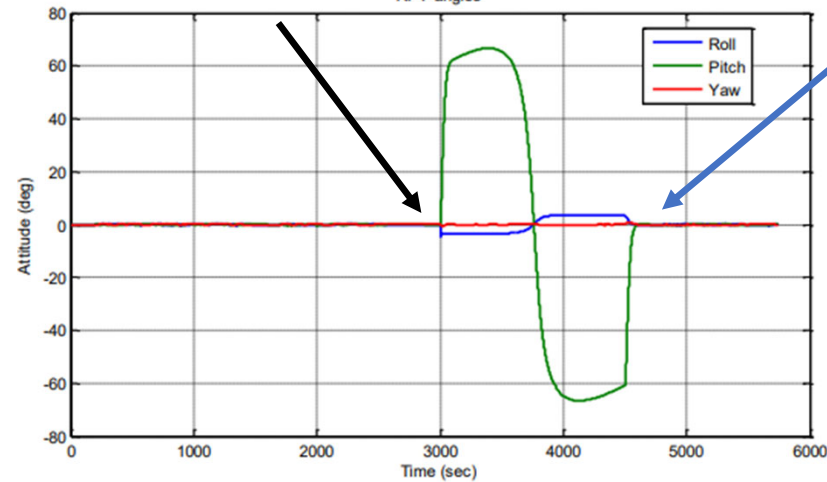
②: 太陽指向制御

日照時は電力確保のために発電電力が最大となるy面を太陽方向に指向させる.

③: 地上局指向制御

日照・日陰に関係なく地上局とのパスが近づいたタイミングで衛星+z面を地上局に追従させる. 日陰時はミッションデータをセンシングしながら地上局との通信を行うため, 姿勢要求である地心方向に対して $\pm 37[\text{deg}]$ を満たしながら地上局指向制御を行う.

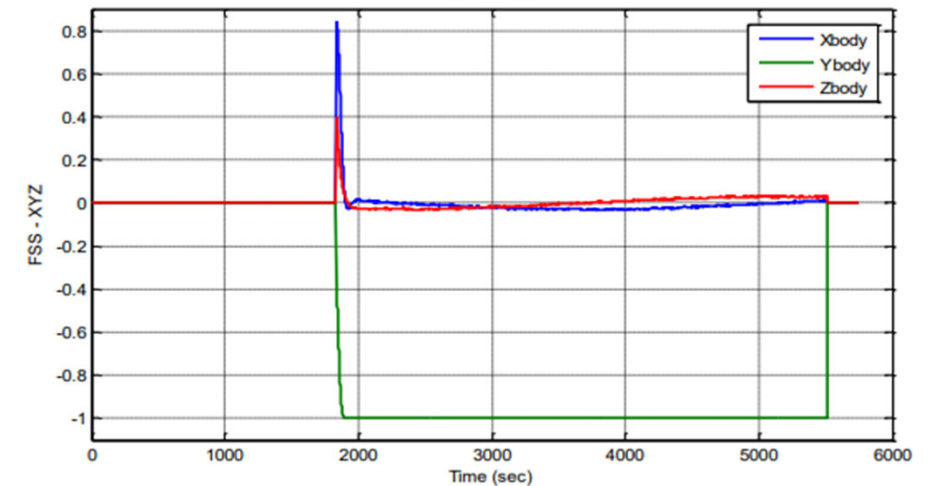
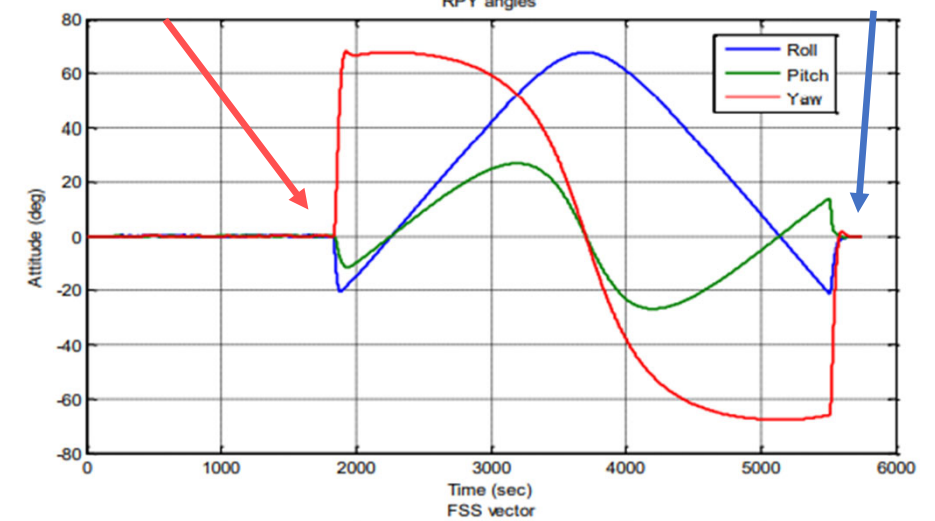
地上局指向制御開始 RPY angles 地心指向制御開始



地上局指向制御
(上:姿勢角, 下:姿勢角偏差)

➡ 搭載する姿勢制御ユニットで姿勢制御誤差を ±2deg以内に抑えることを確認.

太陽指向制御開始 RPY angles 地心指向制御開始

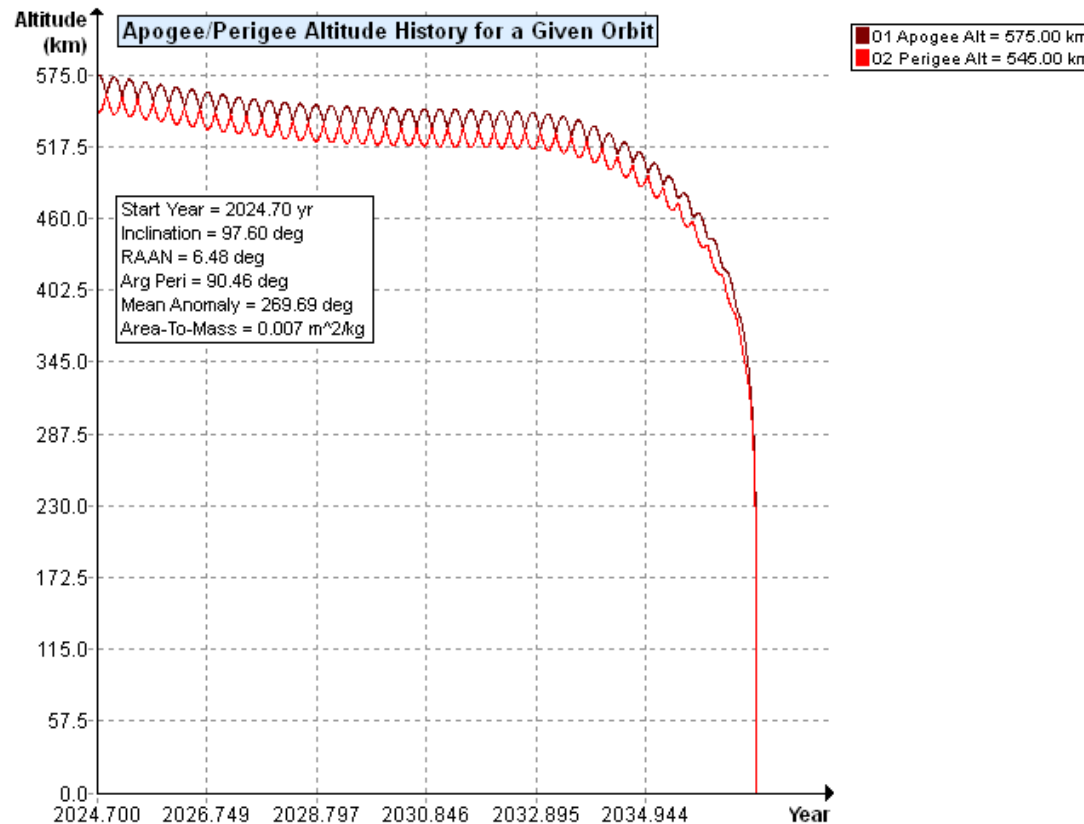


太陽指向制御
(上:姿勢角, 下:太陽方向)

➡ 搭載する姿勢制御ユニットで太陽方向に姿勢制御することを確認.

エンジニアリングモデルの製作 (軌道解析)

- ❏ 軌道条件: 高度 560 ± 15 km (太陽同期軌道, 2024年7月に軌道投入と仮定)
- ❏ 衛星の質量: 10kg
- ❏ 衛星の寸法: 100mm × 226.3mm × 366mm
- ❏ 質量面積比: $0.00710279 \text{ m}^2/\text{kg}$ (面積は平均断面積として衛星表面積の1/4で算出)
- ❏ 解析ソフト: Debris Assessment Software



打ち上げから約12年後に再突入するため, JAXAのデブリ発生防止設計標準の軌道寿命25年以内に則っており, かつ十分なミッション期間を確保できることを確認.

エンジニアリングモデルの製作 (通信解析#1)



衛星取得データ

- 取得するミッションデータおよびハウスキーピングデータのデータ量をまとめた表を示す.
- 衛星のダウンリンク速度が2 [Mbps]主局(川崎重工業(株)), 平均通信時間600[sec], 1日4 [pass]のため, 取得するミッションデータおよびハウスキーピングデータをダウンリンク可能なことを確認.

名称	種別	データ量	合計データ量	備考
VLF電場強度データ (Survey Mode)	MIS	96.14 [MByte/day]	Nighttime 97.10 [MByte/day] Additional Burst 67.2 [MByte/events]	FFT解析済みデータ, 分解能は複数準備
VLF電場強度データ (Burst Mode)	MIS	Max:22.4 [MByte/day] Min:13.44 [MByte/day]		生データ, 分解能は複数準備
ラングミュアプローブ データ	MIS	Max:19.8 [KByte/day] Min:10.04 [KByte/day]		VLFプローブで取得
全電子数データ(TEC)	MIS	0.94[MByte/day]		GNSSのTECデータ
姿勢+時刻データ	MIS	Mode1 Max :995.8 [KByte/day] Min : 99.58 [KByte/day] Mode2 1.68 [MByte/day]	Mode1 Max :995.8 [KByte/day] Min : 99.58 [KByte/day] Mode2 : 1.68 [MByte/day]	Mode1 : クォータニオン, 緯度・経度, 高度, 時刻 Mode2 : クォータニオン, 角速度, 地磁気, スターセンサ, 太陽センサ, 高度, 緯度・経度, 時刻 *サンプリング周波数: 1Hz
撮影データ	MIS	4 [MByte/picture]	4 [Mbyte]	ブーム展開用・広報用写真
ハウスキーピング データ群	HK	① : 99 [Byte/packet] ② : 47 [Byte/packet] ③ : 145 [Byte/packet] ④ : 10.63 [MByte/day] ⑤ : 11.20 [MByte/cycle]	① : 99 [Byte/packet] ② : 47 [Byte/packet] ③ : 145 [Byte/packet] ④ : 10.63 [MByte/day] ⑤ : 11.20 [MByte/pass]	①リアルタイムHK (通常), ②リアルタイムHK (省電力: <Vbat7.0V), ③リアルタイムHK (詳細), ④1日分 (通常), ⑤軌道1周分 (初期・動作確認用)

*MISはミッション, HKはハウスキーピングデータ

エンジニアリングモデルの製作 (通信解析#2)

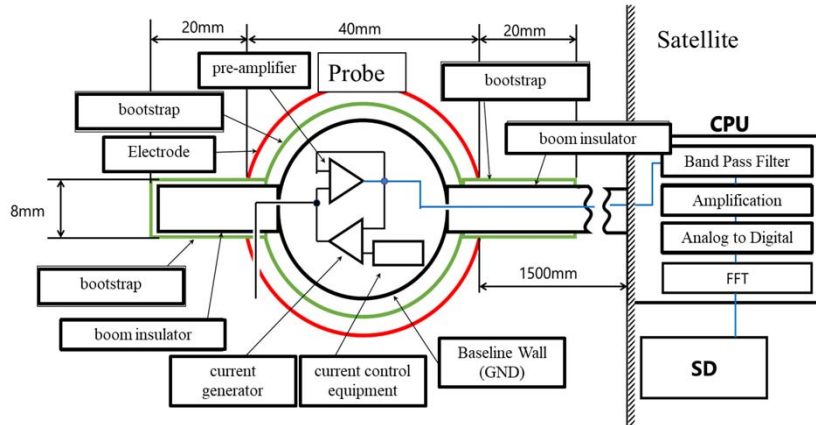
- ❖ 本衛星の主局を株式会社川崎重工とし、回線計算を行った結果を以下の表に示す。
- ❖ 回線マージンが3以上あることを確認。
- ❖ 電波法規則に則り、許容仰角ELが5 [deg]の場合、電力束密度PFD-154[dBW/4kHz/m²]以下であることを確認。

回線計算表(KHI)

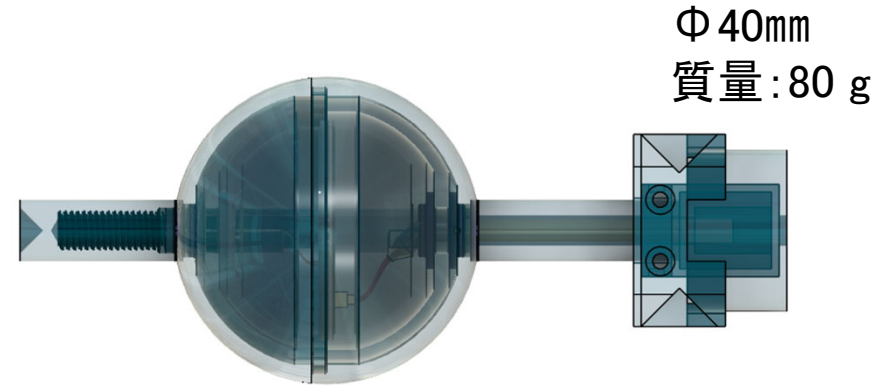
変調方式	BPSK	受信G/T	G/T[dB/K]	13	
軌道高度	H[km]	600	受信アンテナポインティング損失	LAPRX[dB]	0
エレベーション角度	θ EL[deg]	5	アンテナ開口径	DA [m]	3.70
可視限界角度	θ [deg]	19.012	受信アンテナ利得	GARX[dBi]	34.32
最大伝播路長	R[km]	2281.533	受信給電損失	LFRX[dB]	1
電波の伝播速度	c[km/s]	300000	システム雑音温度(東北大実測値)	TS[dBK]	23.979
ボルツマン係数	k[W/Hz·K]	1.38E-23	受信C/N0 (受信電力/雑音電力)	C/N0[dBHz]	79.171
送信周波数	f[MHz]	2285	地上局内伝送損失	LG[dB]	0
電波波長	λ [km]	0.000131291	地上局処理時損失	L0[dB]	1
送信機出力	PTX[dBW]	0	要求C/N0		67.41
送信アンテナ利得(等方性アンテナ基準)	GATX[dBi]	7	ビットレート	BR[dBHz]	63.01
送信給電損失(送信フィーダ損失)	LFTX[dB]	1	要求Eb/N0(Viterbi復号)	(Eb/N0)req[dB]	4.4
送信アンテナポインティング損失	LAPt[dB]	0	ビット誤り率	BER	0.00001
実行放射電圧EIRP	PE[dBm]	36	変調損失	Lm[dB]	0
偏波損失	LP[dB]	0	その他損失	[dB]	0
大気吸収損失	LA[dB]	0	受信C/N (受信電力/雑音電力)	C/N0[dB]	79.17
降雨損失	LRA[dB]	0	要求C/N(復調損失込み)	(C/N0)req[dB]	67.41
電離層吸収損失	Lion [dB]	0	回線マージン	M	11.76
伝播損失	Lpr[dB]	168.254	PFD	dBW/4kHz/m ²	-157.43

電場・プラズマ計測センサ

- 衛星構造から片側1.5mの伸展し, 10秒のうち9.5秒に電場計測, 0.5秒でプラズマデータを取得する. DEMETER衛星の回路図を基に小型化しEMの制作中.



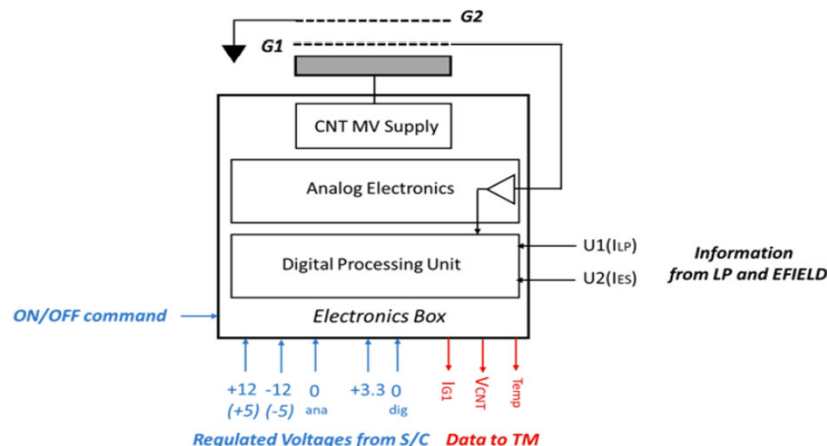
ブロックダイアグラム



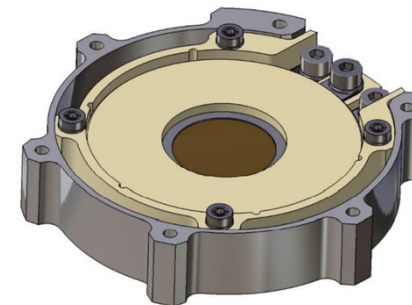
電場・プラズマハイブリットセンサ外観

エミッター(電子放出機)

- 衛星の電位を保つため, プラズマ計測時に衛星筐体に溜まった電子を放出する装置. (仏) LATMOS(大気環境宇宙観測研究所)によってBBMが完成.



ブロックダイアグラム

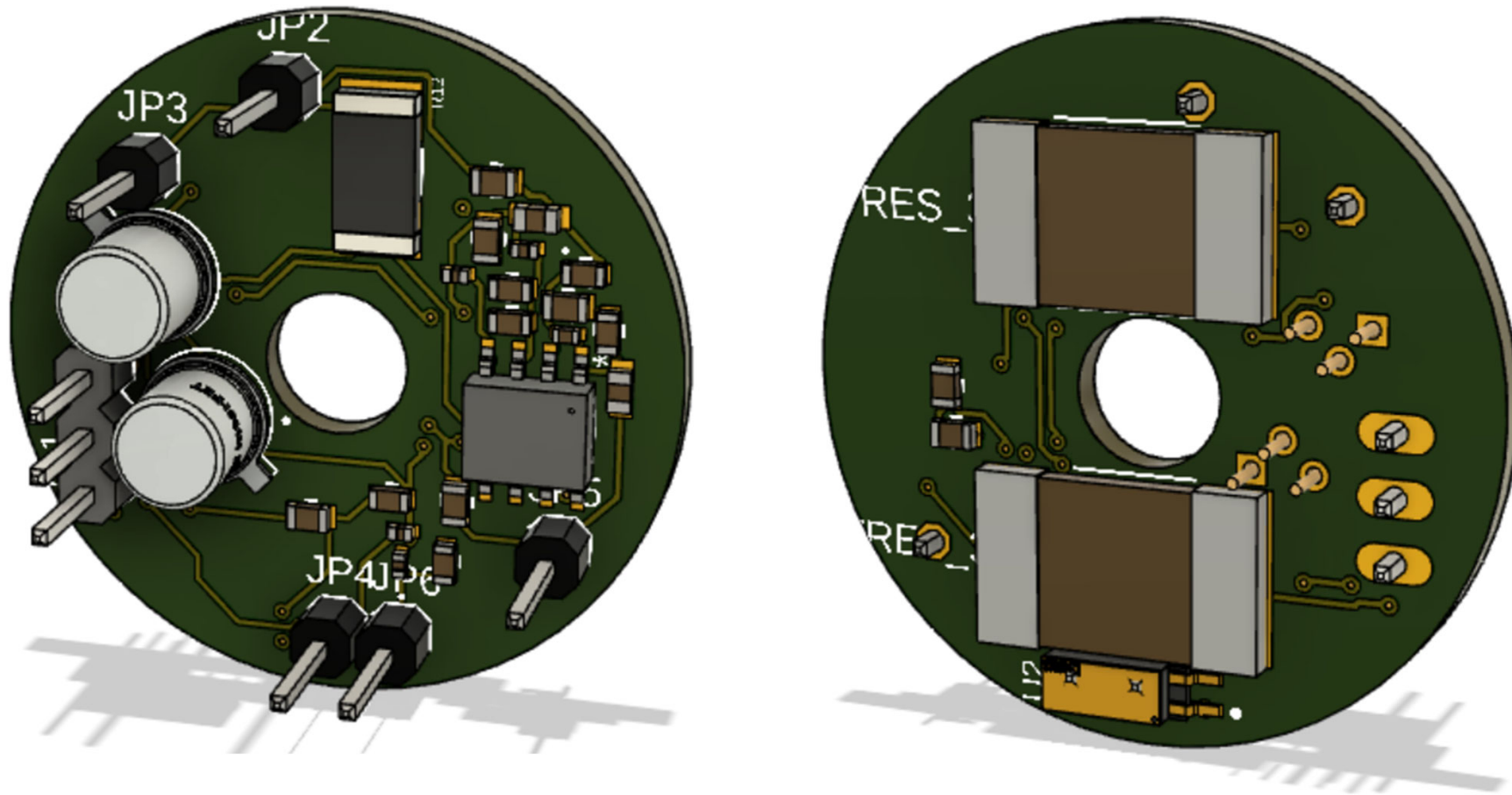


底面: 放出口

電子放出機(エミッタ)外観

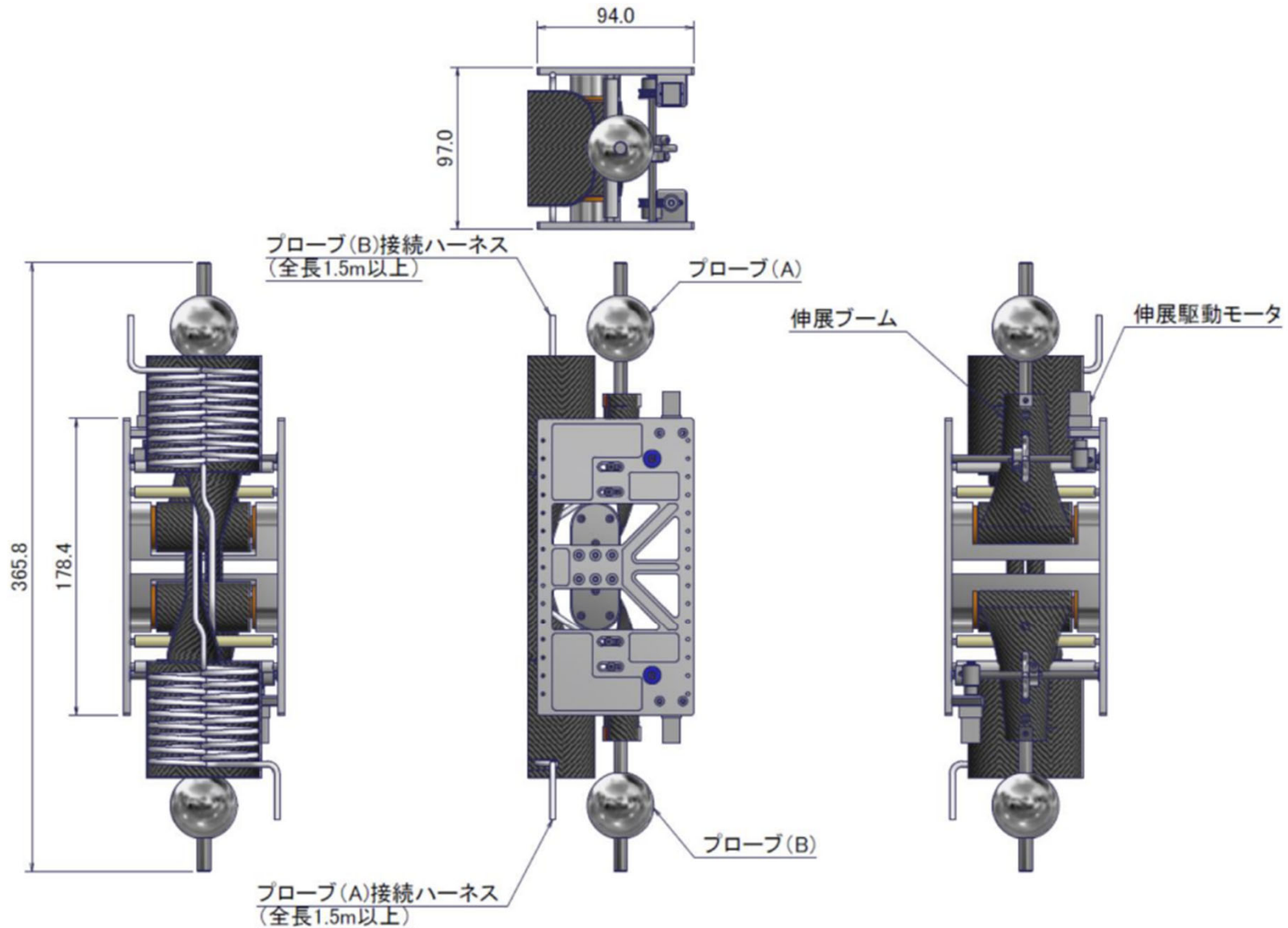
エンジニアリングモデルの製作 (ミッション機器#2)

- ◆ DEMETER衛星の回路図を基にpreludeのプロープに載せる基板の作成を行った。

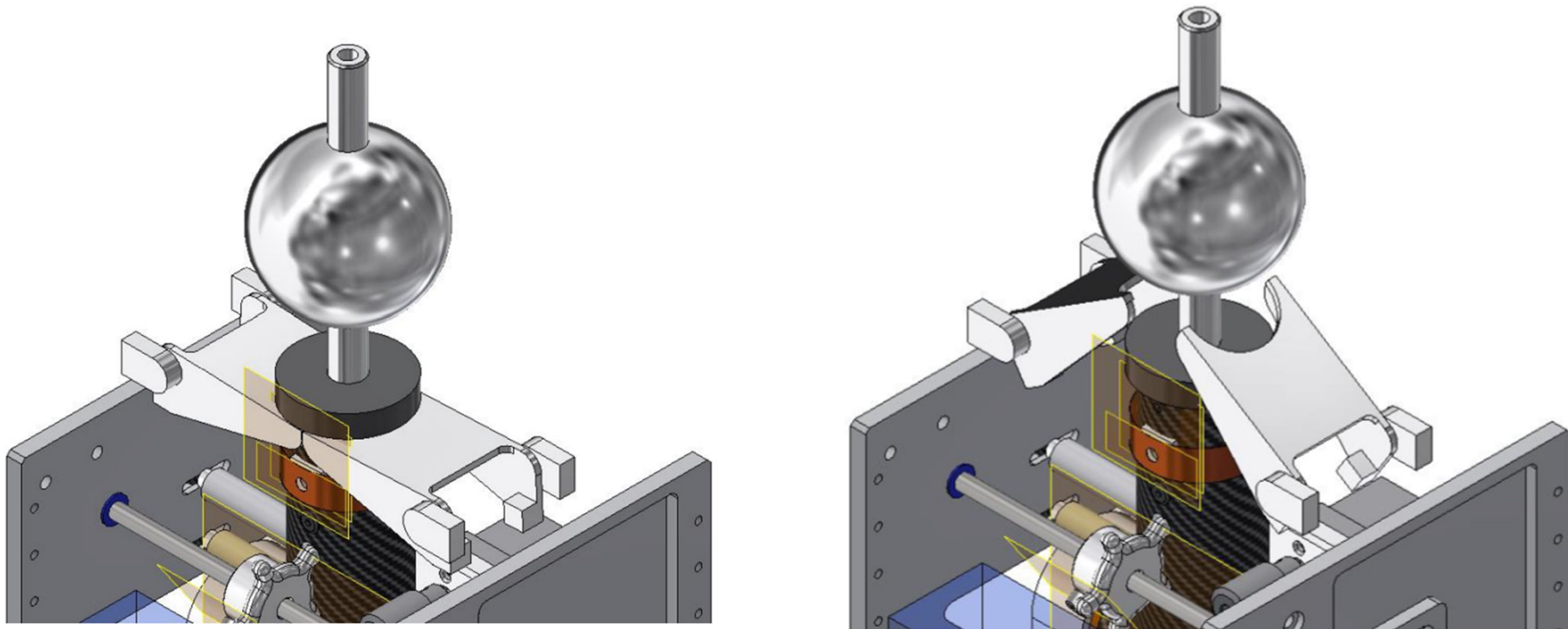


エンジニアリングモデルの製作 (ミッション機器#3)

- ❖ ブーム伸展装置(ケーブル巻き取り機構付き)
 - ❖ 電場・プラズマハイブリッドセンサ(プローブ)を衛星筐体から二方向に1.5m伸展させる機構.
 - ❖ 伸展ブームはOrigami-Sat1の技術を踏襲し, (株)ウェルリサーチによってEM制作中.



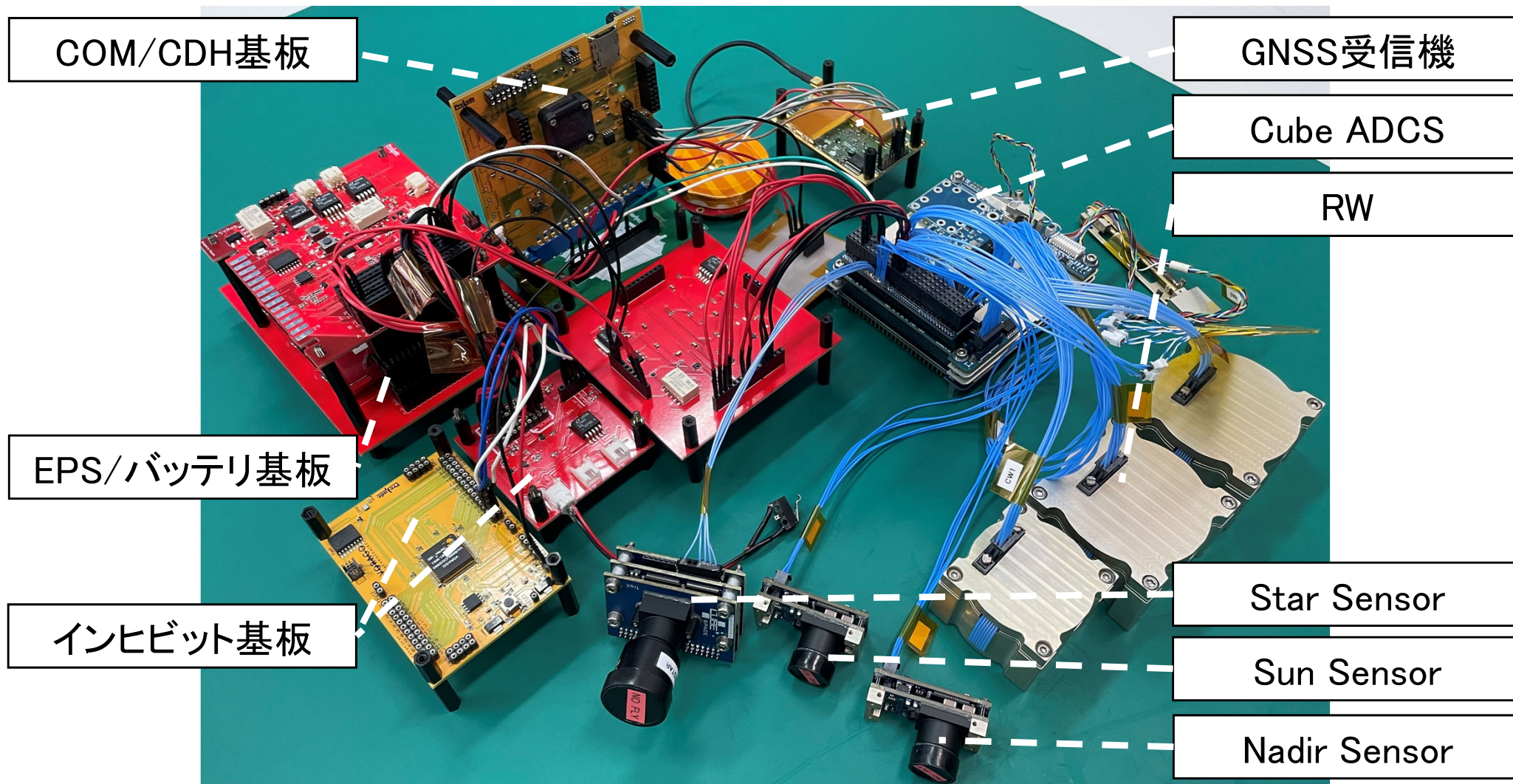
- ❖ ブーム伸展装置(ケーブル巻き取り機構付き)
 - ❖ 電場・プラズマハイブリッドセンサ(プローブ)を衛星筐体から二方向に1.5m伸展させる機構.
 - ❖ 伸展ブームはOrigami-Sat1の技術を踏襲し, (株)ウェルリサーチによってEM制作中.



- ❖ ブームを直接挟まない機構にし, ブーストラップ部を上から抑える機構に設計.
 - ❖ 横から抑えることで3軸を保持し, 上から抑えることで回転の3軸を保持
 - ❖ ブーム自体を直接抑えないことで, 観測部分の長さを確保

エンジニアリングモデルの製作 (バス・サブシステム統合試験)

- 統合試験ではバス・サブシステムを統合し、運用シーケンスに沿った動作確認を実施。統合時の外観図を以下に示す。



バス・サブシステム統合概要図

- 現在、エンジニアリングモデルの修正基板を使用したバス・サブシステムのハード統合検証を行っている最中である。

全体スケジュール



本衛星の開発・安全審査スケジュール

本提案の設計開発は、以下のようにエンジニアリングモデル(EM)からフライトモデル(PFM)への過程を経て完了とする。

EM 開発

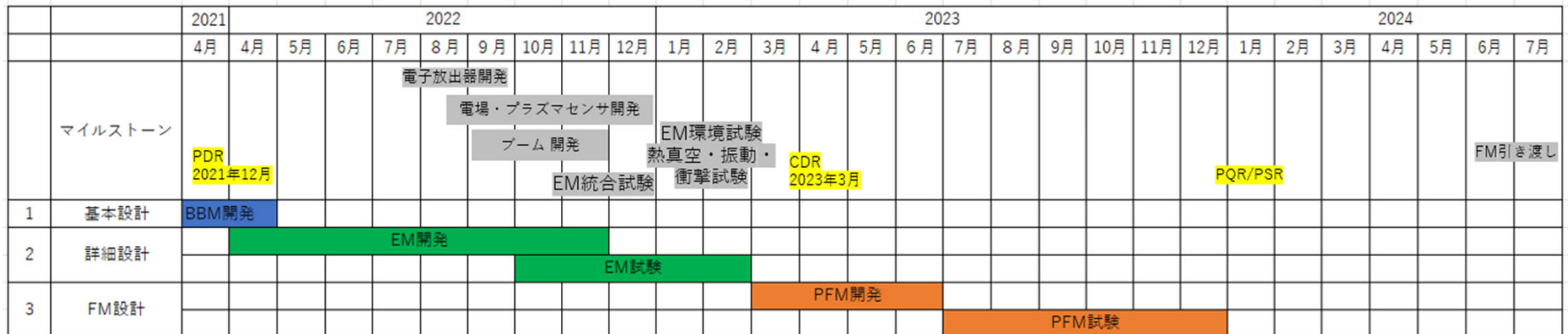
- EM開発は試験を含めて2022/7~2までに衛星バス機器の環境試験に適合，安全設計標準に準じていること(ロケット輸送中の筐体の堅牢度や電源投下防止，電波の誤発信防止)を確認。
- 2022年度内にミッション機器のEM/FM相当品の開発・試験を完了する。

PFM開発

- ミッション機器のPFM衛星バスとの統合を行い，EM試験同様の構造・熱に関する試験を行う。
- 通信のエンドツーエンド試験を行い安全審査および開発アクションアイテムの最終チェックを行う。

課題

- 電場漏れ対策:太陽電池セルから発生する電場を遮蔽する必要がある。(導電性カバーガラス)
- ミッションセンサの動作試験:ドローンに搭載し高度5kmの電場を計測する計画(2022年12月予定)



現在，革新的技術実証衛星4号機の公募に応募中。