

宇宙工学演習 最終課題  
人工衛星設計・ロケットサイジング

2016 年 8 月 12 日  
航空宇宙工学科 3 年  
03-160330 鈴木 遼  
ryo-suzumoto@g.ecc.u-tokyo.ac.jp



## 00. 目次

00. 目次.....	1
0. ミッション概要.....	3
0.1. 軌道.....	3
0.2. 寿命.....	3
0.3. ミッション機器.....	3
1. $\Delta V$ の見積もり.....	3
1.1. 概要.....	3
1.2. アポジ点での $\Delta V$ .....	4
1.3. 軌道の維持に必要な $\Delta V$ .....	5
2. 熱入力量と放射能力の計算.....	5
2.1. 衛星面などの定義.....	5
2.2. 仮定.....	6
2.3. 各面の $\alpha$ による太陽輻射.....	6
2.4. 各面の放熱能力の推定.....	8
3. サブシステムの洗い出し.....	8
3.1. 仮定.....	8
3.2. サブシステム一覧.....	8
4. アポジモーター、軌道制御用燃料の推算.....	10
4.1. 仮定.....	10
4.2. ドライ重量の計算.....	10
4.3. 燃料重量の計算.....	10
4.4. タンク重量・体積の計算.....	11
4.5. GTO 投入時の総重量（打ち上げ重量）の計算.....	12
5. 衛星寸法の決定.....	12
5.1. 仮定.....	12
5.2. 構造内部の機器の体積と衛星体積の概算.....	12
5.3. 衛星寸法の決定・搭載面積の確認.....	13
5.4. 放熱能力の確認.....	13
6. 機器配置・放熱面の設計.....	14
6.1. 要求・仮定.....	14
6.2. 設計図、搭載機器表、重量・重心表.....	15
6.3. 重心.....	21
6.4. 熱計算と放熱面の設計.....	21
6.4.1. 空間 1.....	21
6.4.2. 空間 2.....	22



6.4.3.	空間 3 .....	23
6.4.4.	空間 4 .....	24
6.4.5.	各空間のまとめ .....	25
7.	打ち上げロケットのサイジング .....	27
7.1.	フェアリング重量の推算 .....	27
7.2.	必要 $\Delta V$ の計算 .....	27
7.2.1.	$VCE$ .....	27
7.2.2.	$\Delta VH$ .....	27
7.2.3.	$\Delta Vg + \Delta VA$ .....	28
7.2.4.	$\Delta VE$ .....	28
7.2.5.	$\Delta VPK$ .....	28
7.2.6.	$\Delta V$ 合計 .....	29
7.3.	推進剤の決定 .....	29
7.4.	最適化 .....	29
7.4.1.	文字定義 .....	29
7.4.2.	関係式 .....	29
7.4.3.	$\eta$ のモデル化 .....	30
7.4.4.	最適化結果 .....	30
8.	出典 .....	31
9.	付録 - ソースコード .....	31
9.1.	太陽輻射による熱入量と放熱能力の計算 (2.3 節) .....	31
9.2.	燃料重量の計算 (4.3 節) .....	34
9.3.	燃料重量の最適化 (7.4 節) .....	35



## 0. ミッション概要

静止軌道の通信衛星を設計する.

### 0.1. 軌道

軌道傾斜角 0 度

東経 135 度上空 静止軌道 (半径 42160 km の円軌道)

### 0.2. 寿命

7 年

### 0.3. ミッション機器

下表(Table.0-1)参照. なお, 搭載面要求として, アンテナ, アンテナタワーは地球指向面上にすること.

Table.0-1 ミッション機器

		重量 [kg]	使用電力 [W]	許容温度 [°C]
uplink	Φ0.7m パラボラアンテナ(S バンド)	5	0	10~40
	Φ1.5m パラボラアンテナ(Ka バンド)	23	0	10~40
downlink	Φ0.8m パラボラアンテナ(S バンド)	6	0	10~40
	Φ1.6m パラボラアンテナ(Ka バンド)	26	0	10~40
アンテナタワー		70	0	-45~65
Ka バンド中継器(1380x700x200mm)		180	867	5~40
S バンド中継器(700x700x200mm)		60	330	5~40

## 1. ΔVの見積もり

### 1.1. 概要

軌道は下図(Fig.1-1)のようになる. GTO まではロケットによって投入する. 軌道半径は次のようになる.

$$\begin{cases} R_{PO} = 6600 \text{ [km]} \\ R_{GEO} = 42160 \text{ [km]} \end{cases} \quad (1-1)$$



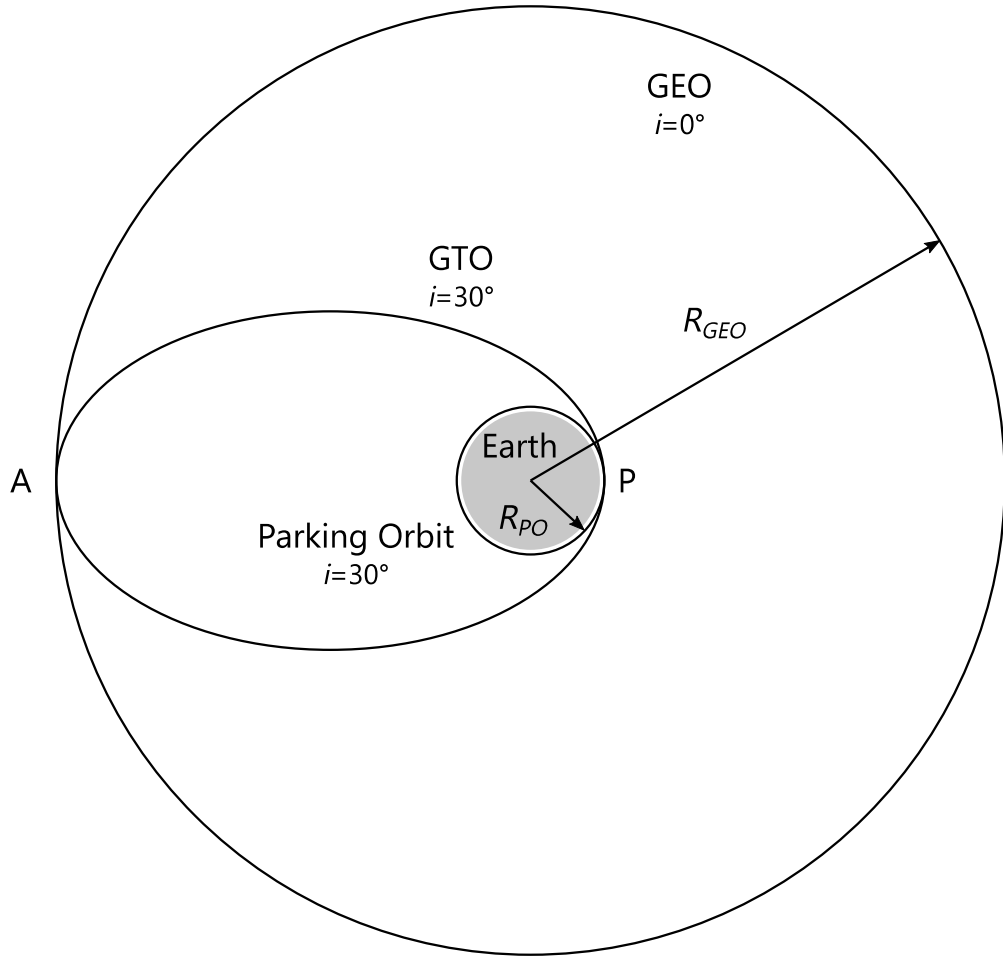


Fig.1-1 軌道

## 1.2. アポジ点での $\Delta V$

アポジ点 (A 点) でふかすキックモーターの $\Delta V_{@A}$ を求める. GTO での速度 $V_{GTO}$ を考える. ケプラー第二法則より,

$$R_{GEO}V_{GTO@A} = R_{PO}V_{GTO@P}. \quad (1-2)$$

また, エネルギー保存より,

$$\frac{1}{2}V_{GTO@A}^2 - \frac{\mu}{R_{GEO}} = \frac{1}{2}V_{GTO@P}^2 - \frac{\mu}{R_{PO}}. \quad (1-3)$$

以上より,

$$\begin{aligned} V_{GTO@A} &= \sqrt{\frac{2\mu R_{PO}}{R_{GEO}(R_{PO} + R_{GEO})}} \\ &= \sqrt{\frac{2 \times 3.986 \times 10^{14} [\text{m}^3/\text{s}^2] \times 6600 \times 10^3 [\text{m}]}{42160 \times 10^3 [\text{m}] \times (6600 \times 10^3 [\text{m}] + 42160 \times 10^3 [\text{m}]})} \\ &= 1599.8386 [\text{m/s}] \\ &\approx 1599.8 [\text{m/s}] \end{aligned} \quad (1-4)$$

となる. また, GEO での速度 $V_{GEO}$ は,



$$\begin{aligned}
V_{GEO} &= \sqrt{\frac{\mu}{R_{GEO}}} \\
&= \sqrt{\frac{3.986 \times 10^{14} [\text{m}^3/\text{s}^2]}{42160 \times 10^3 [\text{m}]}} \\
&= 3074.8104 [\text{m/s}] \\
&\approx 3074.8 [\text{m/s}]
\end{aligned} \tag{1-5}$$

である．ここで，速度三角形(Fig.1-2)を用いて $\Delta V$ を求める．

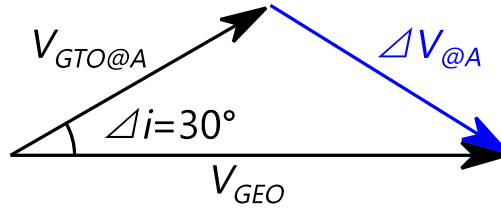


Fig.1-2 速度三角形

Fig.1-2 より， $\Delta V_{@A}$ は，

$$\Delta V_{@A} = \sqrt{V_{GEO}^2 + V_{GTO@A}^2 - 2V_{GEO}V_{GTO@A} \cos 30^\circ} = 1869.140 [\text{m/s}] \approx 1869.1 [\text{m/s}] \tag{1-6}$$

となる．

### 1.3. 軌道の維持に必要な $\Delta V$

軌道の維持に必要な $\Delta V_{SK}$ を求める．軌道面と月軌道のなす角を $\alpha$ ，軌道面と黄道のなす角を $\gamma$ とすると，月，太陽による軌道傾斜角方向のずれは， $i = 0^\circ$ の静止軌道上で，

$$\begin{cases} \Delta V_{MOON} = 102.67 \cos \alpha \sin \alpha [\text{m/s} \cdot \text{year}] \approx 36.93 [\text{m/s} \cdot \text{year}] \\ \Delta V_{SUN} = 40.17 \cos \gamma \sin \gamma [\text{m/s} \cdot \text{year}] \approx 14.45 [\text{m/s} \cdot \text{year}] \end{cases} \tag{1-7}$$

となる．また衛星は地球の偏平によって安定点である東経 $75^\circ$ ， $255^\circ$ へ向かってドリフトする．今回の衛星は東経 $135^\circ$ を静止するので，東経 $75^\circ$ へ向かってドリフトする．これによるずれは，

$$\Delta V_D = 1.715 \sin(2|135 - 75| [^\circ]) = 1.485233 [\text{m/s} \cdot \text{year}] \approx 1.4852 [\text{m/s} \cdot \text{year}] \tag{1-8}$$

である．したがって衛星寿命の間に必要な南北，東西方向の $\Delta V_{SK}$ はそれぞれ，

$$\begin{cases} \Delta V_{SK-NS} = 7 [\text{year}] \times (\Delta V_{MOON} + \Delta V_{SUN}) = 359.66 [\text{m/s}] \\ \Delta V_{SK-EW} = 7 [\text{year}] \times \Delta V_D = 10.3964 [\text{m/s}] \approx 10.396 [\text{m/s}] \end{cases} \tag{1-7}$$

となる．

## 2. 熱入力量と放射能力の計算

### 2.1. 衛星面などの定義

衛星の面の名前や，角度は下図(Fig.2-1)のようにする．



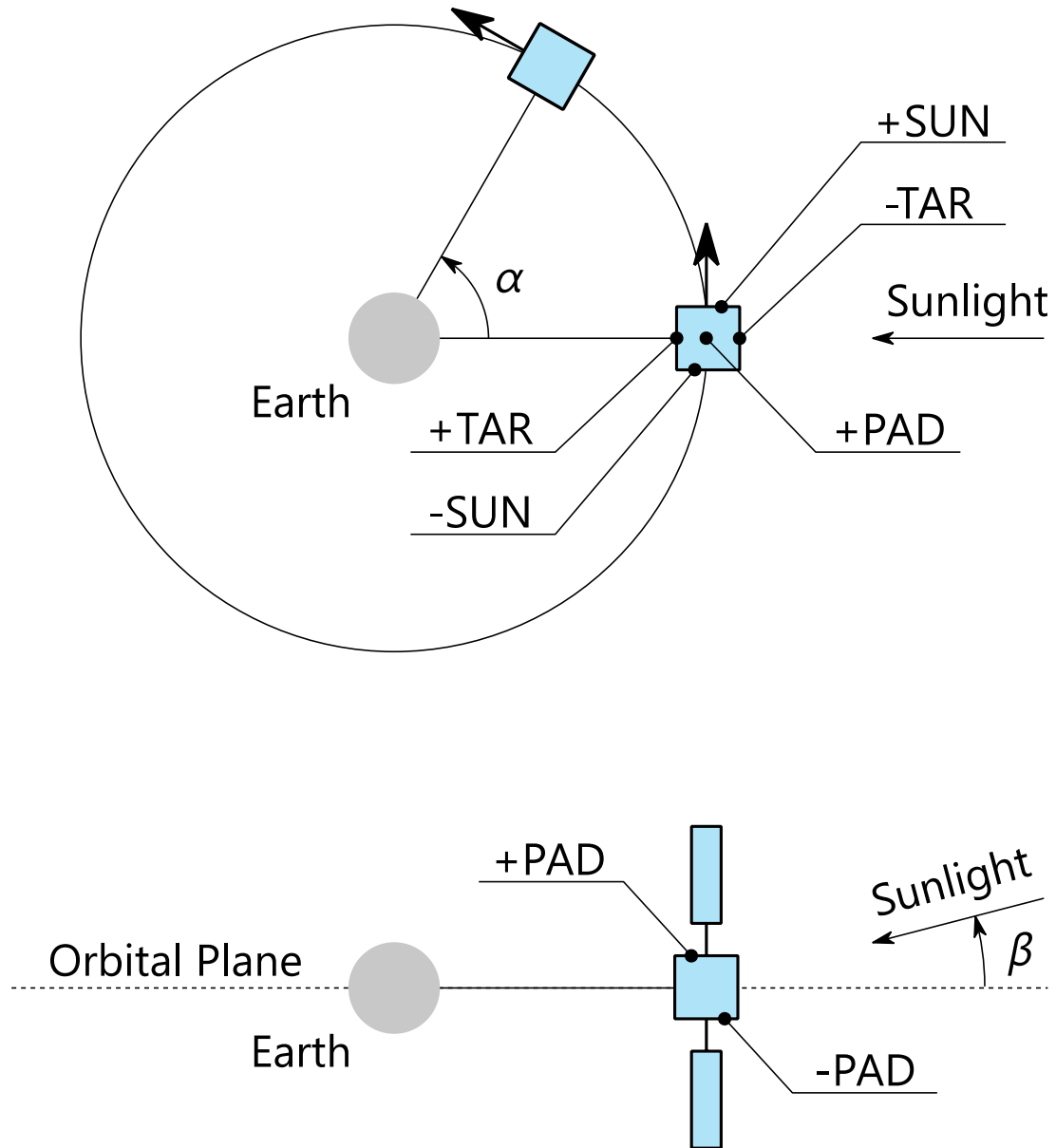


Fig.2-1 衛星面定義

## 2.2. 仮定

1. 太陽定数を  $P_s = 1358 \text{ [W/m}^2\text{]}$  とする.
2. 地球からの輻射, アルベドは考慮しない.
3. 太陽の食は考慮しない.
4. 表面素材は A1 テフロン ( $\alpha_s = 0.2$ ,  $\epsilon = 0.8$ ) とし, 表面温度は  $20 \text{ [}^\circ\text{C]}$  と仮定する.
5.  $\pm$ PAD 面は太陽電池パドルのための放射障害で View Factor は,  $F_{\pm PAD} = 0.9$  とする.
6. +TAR 面はアンテナタワーのための放射障害で View Factor は,  $F_{+TAR} = 0.9$  とする.

## 2.3. 各面の $\alpha$ による太陽輻射

衛星の対称性より,  $\beta \geq 0$  のときのみ考える.



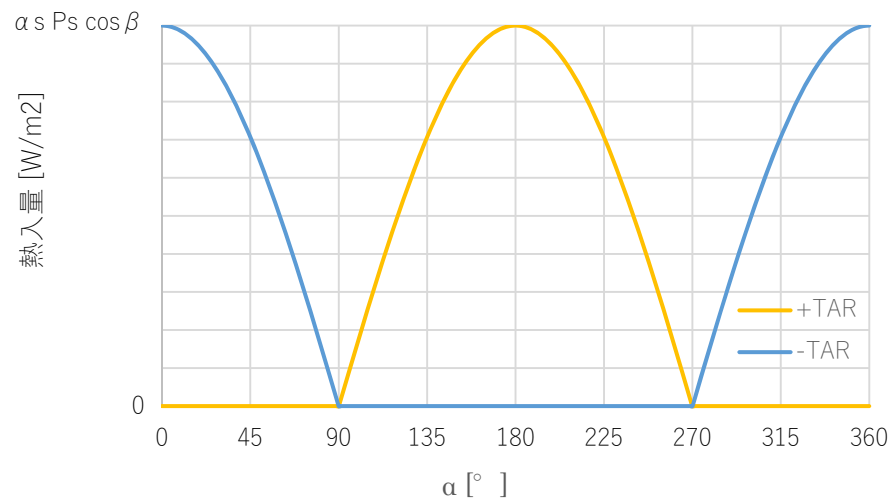


Fig.2-2 太陽輻射による熱入量 (±TAR 面)

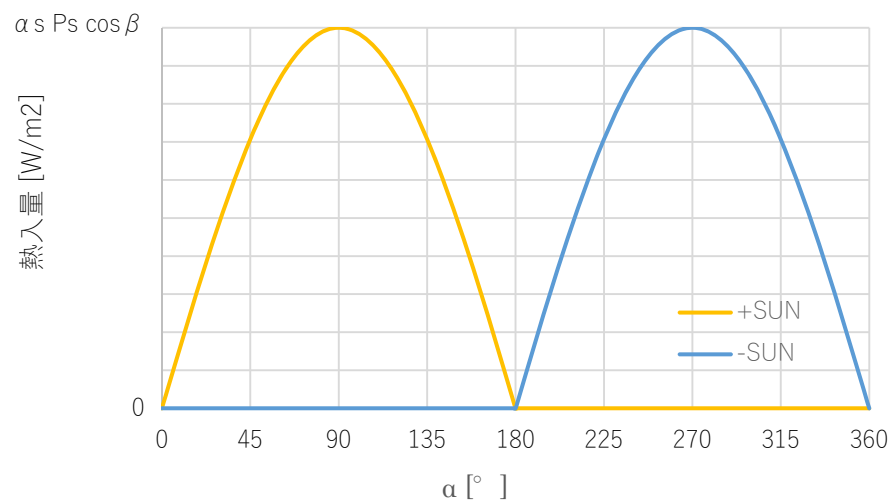


Fig.2-3 太陽輻射による熱入量 (±SUN 面)

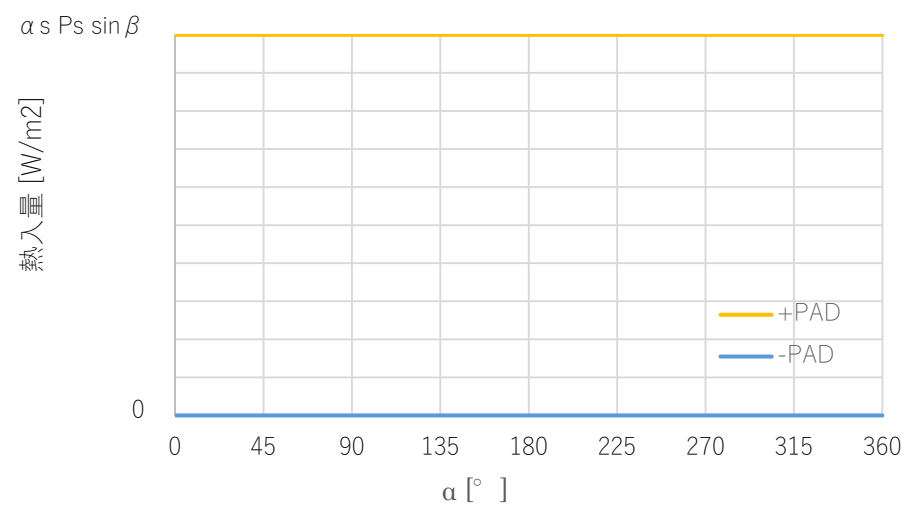


Fig.2-4 太陽輻射による熱入量 (±PAD 面)





各面の太陽輻射による熱入量は上図(Fig.2-2~2-4)のとおりである。これら 6 面の太陽輻射による平均熱入量 $q_s$ を、夏至で北面最悪時である $\beta = 23.4^\circ$ のときと、春秋分時である $\beta = 0^\circ$ のときにおいて計算する。計算は付録 9.1 節のコードを用いた。結果は下表(Table.2-1)となる。

Table.2-1 各面の単位面積あたりの平均熱入量  $q_s$

$\beta$ [ $^\circ$ ]	0	23.4
+TAR [W/m <sup>2</sup> ]	86.453	79.343
-TAR [W/m <sup>2</sup> ]	86.453	79.343
+SUN [W/m <sup>2</sup> ]	86.453	79.343
-SUN [W/m <sup>2</sup> ]	86.453	79.343
+PAD [W/m <sup>2</sup> ]	0	107.865
-PAD [W/m <sup>2</sup> ]	0	0

## 2.4. 各面の放熱能力の推定

放射能力 $P_{RAD}$ は、面からの放熱量－外部からの入熱量であるので、

$$P_{RAD} = \epsilon \sigma T_{wall}^4 F - q_s \quad (2-1)$$

となる。これも熱入量のときと同じソースコード(付録 9.1 節)で計算させた。結果は、下表(Table.2-2)となる。

Table.2-2 各面の放熱能力  $P_{RAD}$

$\beta$ [ $^\circ$ ]	0	23.4
+TAR [W/m <sup>2</sup> ]	215.03	222.15
-TAR [W/m <sup>2</sup> ]	248.54	255.65
+SUN [W/m <sup>2</sup> ]	248.54	255.65
-SUN [W/m <sup>2</sup> ]	248.54	255.65
+PAD [W/m <sup>2</sup> ]	301.49	193.63
-PAD [W/m <sup>2</sup> ]	301.49	301.49

## 3. サブシステムの洗い出し

### 3.1. 仮定

1. 一般機器の発熱量は消費電力量に等しいものとする。
2. バッテリーの発熱は総放電量の 15%とする。
3. 中継器（トランスポンダ）の発熱量は使用電力量の 80%，つまり効率 20%とする。

### 3.2. サブシステム一覧

サブシステム一覧と消費電力は下表(Table.3-1)の通り。なおタンク系の寸法等の計算は、4 章でおこなう。なお、配布資料の寸法、質量、消費電力は機器 1 つあたりの値と解釈した。



Table.3-1 サブシステム一覧

	機器名	寸法 [cm]	重量 [kg]	消費電力 [W]	発熱量 [W]	許容温度 [°C]	搭載面要求
ミッション機器	uplink パラボラアンテナ (S バンド)	φ70	5	0	0	10～40	+TAR 外
	uplink パラボラアンテナ (Ka バンド)	φ150	23	0	0	10～40	+TAR 外
	downlink パラボラアンテナ (S バンド)	φ80	6	0	0	10～40	+TAR 外
	downlink パラボラアンテナ (Ka バンド)	φ160	26	0	0	10～40	+TAR 外
	アンテナタワー		70	0	0	-45～65	+TAR 外
	Ka バンド中継器	138x70x20	180	867	693.6	5～40	
	S バンド中継器	70x70x20	60	330	264	5～40	
バス機器	アースセンサ	12x17x13	25	6	6	0～50	+TAR 外
	サンセンサ x2	12x43x13	4.5 x2	6 x2	6 x2	0～50	±SUN 外
	IRU	30x38x30	22	10	10	0～40	
	AOCE	20x15x7	10	50	50	-5～40	
	リアクションホイール	30x30x10	24	60	60	0～45	
	TT&C ユニット	80x60x20	60	35	35	0～50	
	オンボード計算機	40x26x12	20	120	120	-5～40	
	ヒドラジンスラスト x2		10 x2			9～40	±SUN 外
	太陽電池パドル x2		77 x2			熱計算不要	±PAD 外
	パドル駆動モータ x2	19x20x34	13 x2	10 x2	10 x2	0～40	±PAD
	バッテリー x2	35x25x20	25 x2		117 x2	5～20	
	電源制御部 x2	20x30x20	10 x2	25 x2	25 x2	0～40	
タンク系	ヒドラジントank x2	r=35 (球形)	16.92 x2	0	0	9～40	バルクヘッド
	アポジタンク	r=58 (球形)	155.1	0	0	9～40	スラストチューブ



## 4. アポジモーター，軌道制御用燃料の推算

### 4.1. 仮定

1. 構造系重量は機器重量の総和の10%とする.
2. 計装・配線重量は機器重量の総和の7%とする.
3. システムマージンとして，以上の合計重量の7%をのせる.
4. 姿勢制御用 $\Delta V$ は10 [m/s]とする.
5. 姿勢軌道制御用 $\Delta V$ はマージンを5%とる.
6. 姿勢軌道制御用エンジン（ヒドラジン）は $Isp = 170$  [s]，アポジモーター（個体）は $Isp = 280$  [s]とする.
7. タンク重量は燃料重量の10%とする.
8. タンクは球形とする.
9. GTO 投入時の総重量にはマージン2%を含める.

### 4.2. ドライ重量の計算

文字を次のように定義する.

タンク重量	: $W_T = 0.1W_{prop}$
機器重量	: $W_E = 810$ [kg] + $W_T$
構造重量	: $W_S = 0.1W_E$
計装・配線重量	: $W_W = 0.07W_E$
ドライ重量	: $W_D = 1.07(W_E + W_S + W_W) = 1.07 \times 1.17W_E$

### 4.3. 燃料重量の計算

一般的に

$$M_{prop} = M_{dry} \left( e^{\frac{\Delta V}{gIsp}} - 1 \right) \Leftrightarrow \Delta V = gIsp \ln \frac{W_{dry} + W_{prop}}{W_{dry}} \quad (4-1)$$

が成立する．姿勢軌道制御用，アポジモーターとして必要な $\Delta V$ をそれぞれ $\Delta V_{SK}$ ， $\Delta V_{apogee}$ とすると，1章の結果より，

$$\begin{cases} \Delta V_{SK} = 1.05(\Delta V_{SK-NS} + \Delta V_{SK-EW} + 10 \text{ [m/s]}) = 399.06 \text{ [m/s]} \\ \Delta V_{apogee} = \Delta V_{@A} = 1869.1 \text{ [m/s]} \end{cases} \quad (4-2)$$

となるので，

$$M_{SKfuel} = W_D \left( e^{\frac{\Delta V_{SK}}{gIsp_{SK}}} - 1 \right) \quad (4-3)$$

$$M_{apfuel} = (W_D + M_{SKfuel}) \left( e^{\frac{\Delta V_{apogee}}{gIsp_{apogee}}} - 1 \right) \quad (4-4)$$

となるが， $W_E$ に $W_{prop}$ が含まれるので循環となる．これを付録 9.2 節のコードを用いて数値計算させた．実行結果は下図(Fig.3-1)のようになった．



001	> perl -w 4.Mfuel.pl		
002	LOOP	MskFuel [kg]	MapFuel [kg]
003	1	274.453819960229	1257.78361601243
004	2	326.370908526744	1495.71239907506
005	3	336.191810584561	1540.72022481629
006	4	338.049582657155	1549.23413537339
007	5	338.401008325936	1550.84467024772
008	6	338.467485803180	1551.14932726332
009	7	338.480061022844	1551.20695774288
010	8	338.482439815725	1551.21785941921
011	9	338.482889800355	1551.21992163607
012	10	338.482974921749	1551.22031173556
013	11	338.482991023748	1551.22038552878
014	12	338.482994069684	1551.22039948788
015	13	338.482994645869	1551.22040212845
016	14	338.482994754863	1551.22040262796
017	15	338.482994775481	1551.22040272245
018	16	338.482994779381	1551.22040274032
019	17	338.482994780119	1551.22040274370
020	18	338.482994780259	1551.22040274434
021	19	338.482994780285	1551.22040274446
022	20	338.482994780290	1551.22040274449
023	21	338.482994780291	1551.22040274449
024	22	338.482994780291	1551.22040274449

Fig.3-1 燃料重量の計算結果

計算結果は収束しており,

$$\begin{cases} M_{SKfuel} = 338.48 \text{ [kg]} \\ M_{apfuel} = 1551.2 \text{ [kg]} \end{cases} \quad (4-5)$$

となる.

#### 4.4. タンク重量・体積の計算

タンク重量 $M_T$ は仮定より,

$$\begin{cases} M_{TSK} = 0.1M_{SKfuel} = 33.848 \text{ [kg]} = 16.924 \times 2 \text{ [kg]} \\ M_{Tap} = 0.1M_{apfuel} = 155.12 \text{ [kg]} \end{cases} \quad (4-6)$$

ヒドラジンの密度 $\rho_{SK}$ と, 固体燃料を過塩素酸アンモニウムと仮定してその密度 $\rho_{ap}$ は, [1], [2]により,

$$\begin{cases} \rho_{SK} = 1011 \text{ [kg/m}^3\text{]} \\ \rho_{ap} = 1950 \text{ [kg/m}^3\text{]} \end{cases} \quad (4-7)$$

である. それぞれのタンク体積 $V$ は,

$$\begin{cases} V_{SK} = \frac{M_{SKfuel}}{\rho_{SK}} = \frac{338.48 \text{ [kg]}}{1011 \text{ [kg/m}^3\text{]}} = 0.3347972 \text{ [m}^3\text{]} \approx 0.33480 \text{ [m}^3\text{]} \\ V_{ap} = \frac{M_{apfuel}}{\rho_{ap}} = \frac{1551.2 \text{ [kg]}}{1950 \text{ [kg/m}^3\text{]}} = 0.7954871 \text{ [m}^3\text{]} \approx 0.79549 \text{ [m}^3\text{]} \end{cases} \quad (4-8)$$



となるので、球形タンクの半径 $r$ は、ヒドラジンタンクを2つに分けることに注意して、

$$\begin{cases} r_{SK} > \sqrt[3]{\frac{3 \frac{V_{SK}}{2}}{4\pi}} = 0.3418920 \text{ [m]} \approx 0.34189 \text{ [m]} \\ r_{ap} > \sqrt[3]{\frac{3V_{ap}}{4\pi}} = 0.5747981 \text{ [m]} \approx 0.57480 \text{ [m]} \end{cases} \quad (4-9)$$

を満たす必要があるので、

$$\begin{cases} r_{SK} = 35 \text{ [cm]} \\ r_{ap} = 58 \text{ [cm]} \end{cases} \quad (4-10)$$

とする。

#### 4.5. GTO 投入時の総重量（打ち上げ重量）の計算

以上より打ち上げ重量 $W_{PL}$ は、

$$\begin{aligned} W_{PL} &= 1.02(W_D + M_{SKfuel} + M_{apfuel}) \\ &= 1.02(1.07 \times 1.17W_E + M_{SKfuel} + M_{apfuel}) \\ &= 1.02(1.07 \times 1.17(810 \text{ [kg]} + W_T) + M_{SKfuel} + M_{apfuel}) \\ &= 1.02(1.07 \times 1.17(810 \text{ [kg]} + 33.848 \text{ [kg]} + 155.12 \text{ [kg]}) + 338.48 \text{ [kg]} + 1551.2 \text{ [kg]}) \\ &= 3203.093799984 \text{ [kg]} \\ &\approx 3203.1 \text{ [kg]} \end{aligned} \quad (4-10)$$

となる。

### 5. 衛星寸法の決定

#### 5.1. 仮定

1. 実装効率は50%以下とする。
2. アポジモーターはスラストチューブ内部に配置する。
3. ヒドラジンタンクはバルクヘッド中央に配置する。

#### 5.2. 構造内部の機器の体積と衛星体積の概算

構造内部の機器の体積は、下表(Table.5-1)のようになる。



Table.5-1 構造内部の機器の体積一覧

機器名	寸法 [cm]	数量	体積 [cm <sup>3</sup> ]
Ka バンド中継器	138x70x20	1	193,200
S バンド中継器	70x70x20	1	98,000
IRU	30x38x30	1	34,200
AOCE	20x15x7	1	2,100
リアクションホイール	30x30x10	1	9,000
TT&C ユニット	80x60x20	1	96,000
オンボード計算機	40x26x12	1	12,480
パドル駆動モータ	19x20x34	2	25,840
バッテリー	35x25x20	2	35,000
電源制御部	20x30x20	2	24,000
ヒドラジンタンク	r=35 (球形)	2	359,189
アポジタンク	r=58 (球形)	1	817,283
合計			1,706,292

したがって、衛星体積の最小値 $V_{min}$ は、

$$V_{min} = \frac{1706292 [\text{cm}^3]}{0.5} = 3412584 [\text{cm}^3] \quad (5-1)$$

となり、一辺の長さはおおよそ、

$$\sqrt[3]{3412584 [\text{cm}^3]} \approx 150 [\text{cm}] \quad (5-2)$$

になる。

### 5.3. 衛星寸法の決定・搭載面積の確認

フェアリング断面が円形であるところより、±TAR 面は正方形とする。ヒドラジンタンクがバルクヘッド中央、アポジタンクがスラストチューブ内に配置することにより、±TAR 一辺の長さ $d$ は、

$$d > 2(r_{SK} + r_{ap}) = 2(2 \times 35 [\text{cm}] + 58 [\text{cm}]) = 256 [\text{cm}] \quad (5-3)$$

をみたす必要がある。また衛星内部搭載機器で最大の中継器や、アンテナ類が±TAR 面に収まるよう、

$$d = 320 [\text{cm}] \quad (5-4)$$

とした。また衛星の高さ $h$ は、中継器が収まるよう、

$$h = 150 [\text{cm}] \quad (5-5)$$

とした。この時の実装効率は、

$$\frac{1706292 [\text{cm}^3]}{320 [\text{cm}] \times 320 [\text{cm}] \times 150 [\text{cm}]} = 0.11108671875 < 0.5 \quad (5-6)$$

と要件をみたす。搭載面積も 6 章より十分だとわかる。

### 5.4. 放熱能力の確認

6 章での詳細計算より十分であると確認できる。



## 6. 機器配置・放熱面の設計

### 6.1. 要求・仮定

1. 各空間内では同一温度とする.
2. バルクヘッドは断熱材とする.
3. 水平方向の重心が中央5 [cm]以内に入ること.
4. 各機器の重心は機器中心とする.
5. 構造重量は機器の10%とし, 重心は面の中心とする.
6. 電気機械計装重量は機器の7%とし, 重心は面の中心とする.
7. システムマージンは機器の7%とし, 重心は面の中心とする.
8. ヒドラジンスラスタは±SUN 面中央に配置する.
9. 太陽電池パドル駆動モータの位置は, 軸が重心を通るようにする.
10. 面, バルクヘッドの面厚は0として設計する.
11. アポジモーターの重量・寸法についての記述がなかったので, 重量はスラストチューブの構造に含まれるとした.
12. 座標系・各名称, 略称は, 下図(Fig.6-1)のようにとる.

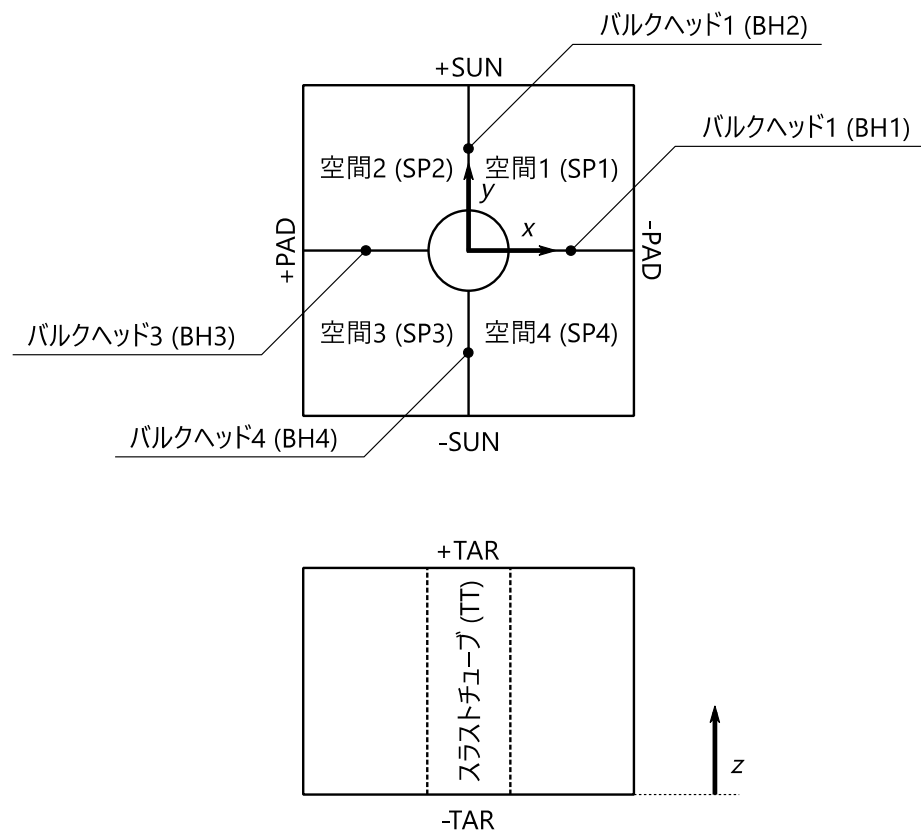


Fig.6-1 座標系・名称, 略称



## 6.2. 設計図，搭載機器表，重量・重心表

機器配置（太陽電池パドルは除く）は下図(Fig.6-2, 6-3)のようになる．機器の寸法は省略した．搭載機器表(Table.6-1)，重量・重心表(Table.6-2)もあわせて記す．

また，太陽電池パドル駆動モータの軸が重心を通るようにすると，モータとバルクヘッドが干渉してしまう．そこで，ここでは面厚を0と仮定しているので，モータの端に軸があるとして，±PAD 面とバルクヘッドのなす角に設置した．現実的にはモータとパドルの軸連結をギアなどでおこなうとすれば，その分軸がずれると考えられる．





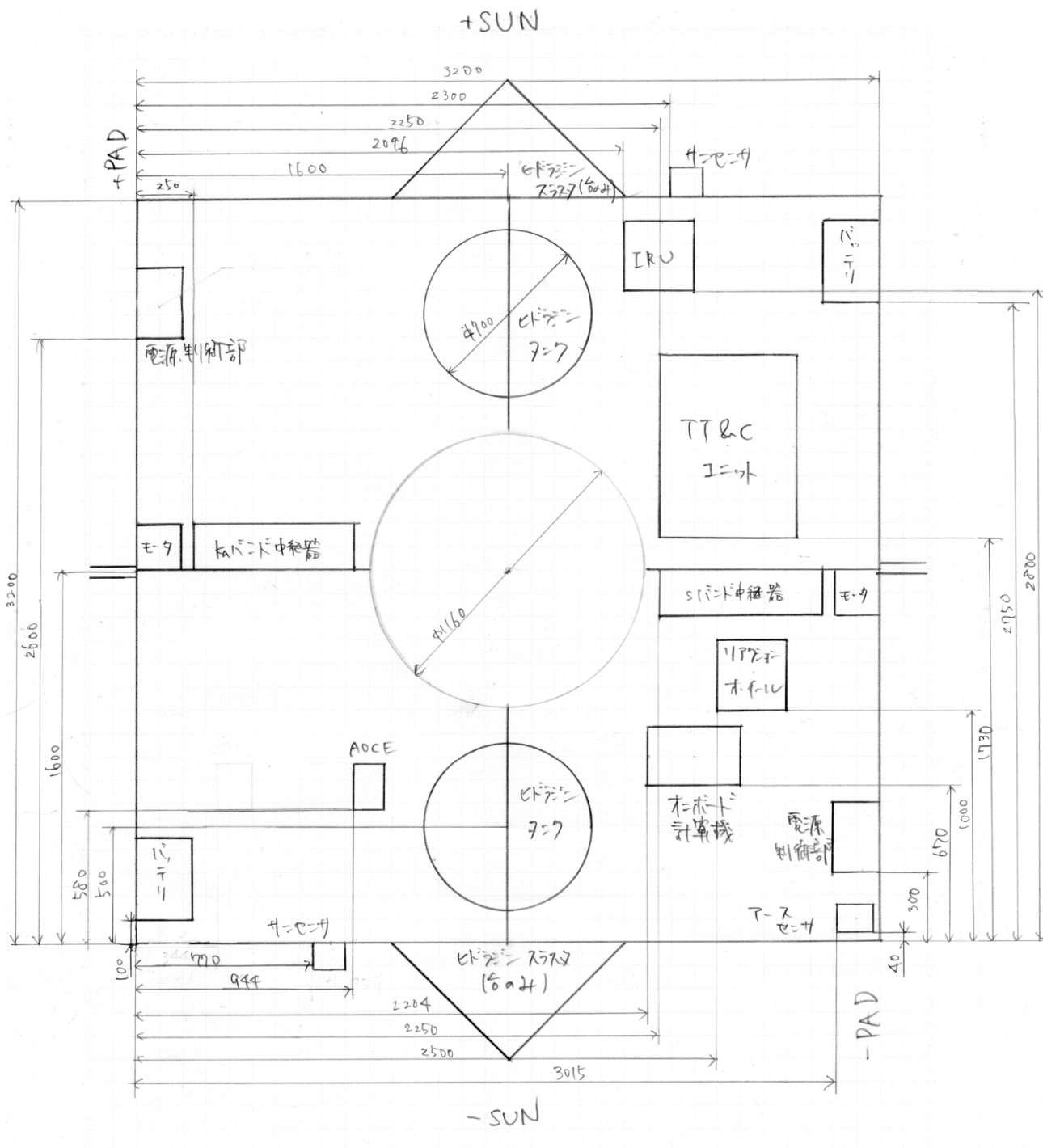


Fig.6-2 設計図 (水平方向)



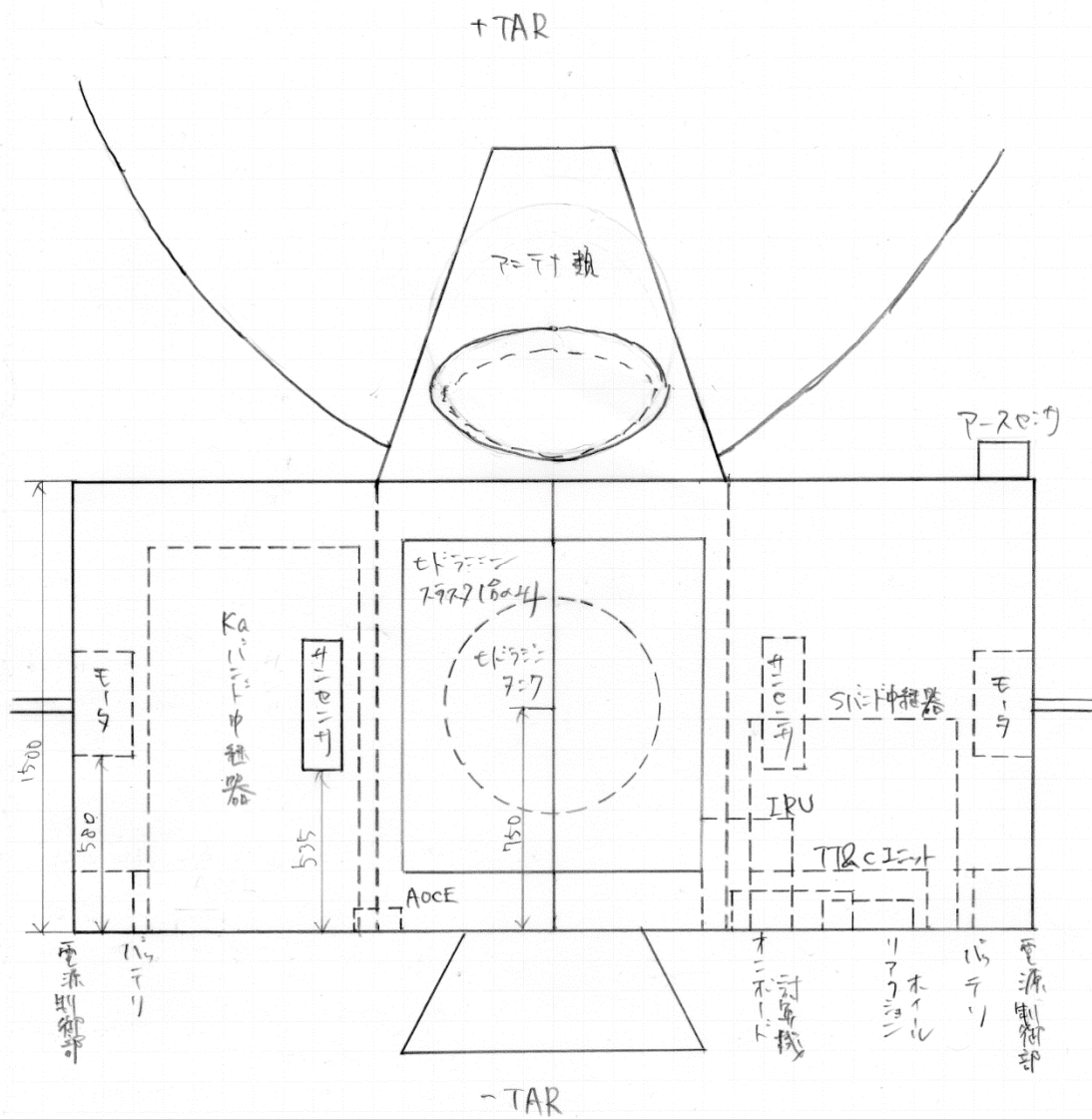


Fig.6-3 設計図（鉛直方向）



Table.6-1 搭載機器表

	機器名	寸法 [cm]	重量 [kg]	消費電力 [W]	発熱量 [W]	許容温度 [°C]	搭載面／搭載空間
ミッション機器	uplink パラボラアンテナ (S バンド)	φ70	5	0	0	10～40	+TAR 外
	uplink パラボラアンテナ (Ka バンド)	φ150	23	0	0	10～40	+TAR 外
	downlink パラボラアンテナ (S バンド)	φ80	6	0	0	10～40	+TAR 外
	downlink パラボラアンテナ (Ka バンド)	φ160	26	0	0	10～40	+TAR 外
	アンテナタワー		70	0	0	-45～65	+TAR 外
	Ka バンド中継器	138x70x20	180	867	693.6	5～40	BH3／SP2
	S バンド中継器	70x70x20	60	330	264	5～40	BH1／SP4
バス機器	アースセンサ	12x17x13	25	6	6	0～50	+TAR 外
	サンセンサ x2	12x43x13	4.5 x2	6 x2	6 x2	0～50	±SUN 外
	IRU	30x38x30	22	10	10	0～40	-TAR／SP1
	AOCE	20x15x7	10	50	50	-5～40	-TAR／SP3
	リアクションホイール	30x30x10	24	60	60	0～45	-TAR／SP4
	TT&C ユニット	80x60x20	60	35	35	0～50	-TAR／SP1
	オンボード計算機	40x26x12	20	120	120	-5～40	-TAR／SP4
	ヒドラジンスラスト x2		10 x2			9～40	±SUN 外
	太陽電池パドル x2		77 x2			熱計算不要	±PAD 外
	パドル駆動モータ x2	19x20x34	13 x2	10 x2	10 x2	0～40	±PAD／SP2,4
	バッテリー x2	35x25x20	25 x2		117 x2	5～20	±PAD／SP1,3
	電源制御部 x2	20x30x20	10 x2	25 x2	25 x2	0～40	±PAD／SP2,4
タンク系	ヒドラジントank x2	r=35 (球形)	16.92 x2	0	0	9～40	BH2,4
	アポジタンク	r=58 (球形)	155.1	0	0	9～40	TT



Table.6-2 重心・重量表

面	機器名	機器重量 [kg]	構造重量 [kg]	計装重量 [kg]	マージン [kg]	面重量 [kg]	x [cm]	y [cm]	z [cm]	Mx [kg・cm]	My [kg・cm]	Mz [kg・cm]
+TAR	アンテナ類 アースセンサ 面	130.000	13.000	9.100	10.647	32.747	0.0	0.0	200.0	0.0	0.0	26000.0
		25.000	2.500	1.750	2.048	6.298	150.0	-150.0	156.5	3750.0	-3750.0	3912.5
		39.045					0.0	0.0	75.0	0.0	0.0	2928.3
-TAR	IRU TT&C ユニット AOCE リアクション ホイール オンボード計算機 面	22.000	2.200	1.540	1.802	5.542	64.6	135.0	19.0	1421.2	2970.0	418.0
		60.000	6.000	4.200	4.914	15.114	95.0	53.0	10.0	5700.0	3180.0	600.0
		10.000	1.000	0.700	0.819	2.519	-58.1	-92.0	3.5	-581.0	-920.0	35.0
		24.000	2.400	1.680	1.966	6.046	105.0	-45.0	5.0	2520.0	-1080.0	120.0
		20.000	2.000	1.400	1.638	5.038	80.4	-80.0	6.0	1608.0	-1600.0	120.0
		34.258					0.0	0.0	75.0	0.0	0.0	2569.4
+SUN	サンセンサ ヒドラジンスラスト 面	4.500	0.450	0.315	0.369	1.134	76.5	166.0	75.0	344.3	747.0	337.5
		10.000	1.000	0.700	0.819	2.519	0.0	180.0	75.0	0.0	1800.0	750.0
		3.653					0.0	160.0	75.0	0.0	584.4	273.9
-SUN	サンセンサ ヒドラジンスラスト 面	4.500	0.450	0.315	0.369	1.134	-76.5	-166.0	75.0	-344.3	-747.0	337.5
		10.000	1.000	0.700	0.819	2.519	0.0	-180.0	75.0	0.0	-1800.0	750.0
		3.653					0.0	-160.0	75.0	0.0	-584.4	273.9
+PAD	太陽電池パドル パドル駆動モータ バッテリー 電源制御部 面	77.000	7.700	5.390	6.306	19.396	-400.0	0.0	75.0	-30800.0	0.0	5775.0
		13.000	1.300	0.910	1.065	3.275	-150.5	10.0	75.0	-1956.5	130.0	975.0
		25.000	2.500	1.750	2.048	6.298	-147.5	-132.5	10.0	-3687.5	-3312.5	250.0
		10.000	1.000	0.700	0.819	2.519	-150.0	115.0	10.0	-1500.0	1150.0	100.0
		31.488					-160.0	0.0	75.0	-5038.0	0.0	2361.6
-PAD	太陽電池パドル パドル駆動モータ バッテリー 電源制御部 面	77.000	7.700	5.390	6.306	19.396	400.0	0.0	75.0	30800.0	0.0	5775.0
		13.000	1.300	0.910	1.065	3.275	150.5	-10.0	75.0	1956.5	-130.0	975.0
		25.000	2.500	1.750	2.048	6.298	147.5	132.5	10.0	3687.5	3312.5	250.0
		10.000	1.000	0.700	0.819	2.519	150.0	-115.0	10.0	1500.0	-1150.0	100.0
		31.488					160.0	0.0	75.0	5038.0	0.0	2361.6
BH1	S バンド中継器 面	60.000	6.000	4.200	4.914	15.114	100.0	-10.0	45.0	6000.0	-600.0	2700.0
		15.114					80.0	0.0	75.0	1209.1	0.0	1133.6



BH2	ヒドラジンタンク ヒドラジン 面	16.924	1.692	1.185	1.386	4.263	0.0	110.0	75.0	0.0	1861.6	1269.3
		169.240	-	-	-	-	0.0	110.0	75.0	0.0	18616.4	12693.0
		4.263					0.0	80.0	75.0	0.0	341.1	319.7
BH3	Ka バンド中継器 面	180.000	18.000	12.600	14.742	45.342	-100.0	10.0	69.0	-18000.0	1800.0	12420.0
		45.342					-80.0	0.0	75.0	-3627.4	0.0	3400.7
BH4	ヒドラジンタンク ヒドラジン 面	16.924	1.692	1.185	1.386	4.263	0.0	-110.0	75.0	0.0	-1861.6	1269.3
		169.240	-	-	-	-	0.0	-110.0	75.0	0.0	-18616.4	12693.0
		4.263					0.0	-80.0	75.0	0.0	-341.1	319.7
TT	アポジタンク 過塩素酸 アンモニウム 面	155.120	15.512	10.858	12.704	39.075	0.0	0.0	75.0	0.0	0.0	11634.0
		1551.200	-	-	-	-	0.0	0.0	75.0	0.0	0.0	116340.0
		39.075					0.0	0.0	75.0	0.0	0.0	2930.6
合計		3140.288								-4.0E-02	-1.5E-12	2.4E+05
重心 [cm]										-1.3E-05	-4.7E-16	7.6E+01



### 6.3. 重心

機器の配置精度を1 [mm]とすると、Table.6-2 より、重心位置は下表(Table.6-3)のようになり、要求をみたす。

Table.6-3 重心位置

	重心位置 [cm]
x	-1.274 E-05
y	-4.706 E-16
z	7.562 E+01

### 6.4. 熱計算と放熱面の設計

Table.2-2 より、±PAD 面は季節によって放熱能力が大きく変化する．そこでここは全て断熱材とする．また、+TAR 面には多くの機器が取り付けられることを考え、放熱面は主に±SUN 面と-TAR 面を用いる．2.2 節より壁面温度はおよそ20 [°C]で計算したので、空間温度は20 [°C]付近、かつ各機器の許容温度内に収まるよう設計する．

#### 6.4.1. 空間 1

空間 1 における機器の発熱量は、下表(Table.6-4)の通り．

Table.6-4 空間 1 搭載機器発熱量

機器名	発熱量 [W]	許容温度 [°C]
サンセンサ	6	0～50
バッテリー	117	5～20
IRU	10	0～40
TT&C ユニット	35	0～50
アンテナ類	0	10～40
ヒドラジンスラスタ	0	9～40
ヒドラジンタンク	0	9～40
太陽電池パドル	0	-
合計 $Q_E$	168	

放熱面を+SUN 面とすると、春秋分時に空間温度を20 [°C]とするのに必要な放熱面積 $S_1$ は、Table.2-2 より、

$$\begin{aligned}
 S_1 &= \frac{Q_E}{P_{RAD+SUN@ \beta=0^\circ}} \\
 &= \frac{168 \text{ [W]}}{248.54 \text{ [W/m}^2\text{]}} \\
 &= 6759.4753 \text{ [cm}^2\text{]} \\
 &\approx 6759.5 \text{ [cm}^2\text{]} < 24000 \text{ [cm}^2\text{]} = \frac{S_{+PAD}}{2}
 \end{aligned} \tag{6-1}$$

となる．このとき夏至の壁面温度 $T_{wall@ \beta=23.4^\circ}$ は、



$$(\epsilon\sigma T_{wall@i=23.4^\circ}^4 F_{+SUN} - q_{s+SUN@i=23.4^\circ}) S_1 = Q_E \quad (6-2)$$

より,

$$\begin{aligned} T_{wall@i=23.4^\circ} &= \left( \frac{\frac{Q_E}{S_1} + q_{s+SUN@i=23.4^\circ}}{\epsilon\sigma F_{+SUN}} \right)^{\frac{1}{4}} \\ &= \left( \frac{\frac{168 \text{ [W]}}{0.67595 \text{ [m}^2\text{]}} + 79.343 \text{ [W/m}^2\text{]}}{0.8 \times 5.67 \times 10^{-8} \text{ [W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-4}\text{]} \times 1} \right)^{\frac{1}{4}} \\ &= 291.582303 \text{ [K]} \\ &\approx 18.432 \text{ [}^\circ\text{C]} \end{aligned} \quad (6-3)$$

となり, 許容温度をみます.

#### 6.4.2. 空間 2

空間 2 における機器の発熱量は, 下表(Table.6-5)の通り.

Table.6-5 空間 2 搭載機器発熱量

機器名	発熱量 [W]	許容温度 [°C]
パドル駆動モータ	10.0	0~40
電源制御部	25.0	0~40
Ka バンド中継器	693.6	5~40
アンテナ類	0.0	10~40
ヒドラジンスラスタ	0.0	9~40
ヒドラジントank	0.0	9~40
太陽電池パドル	0.0	-
合計 $Q_E$	728.6	

発熱量が多いので, 放熱面を+SUN 面と-TAR 面とし, 面積を同一とすると, 春秋分時に空間温度を20 [°C]とするのに必要な放熱面積 $S_2$ は, Table.2-2 より,

$$\begin{aligned} S_2 &= \frac{Q_E}{P_{RAD+SUN@i=0^\circ} + P_{RAD-TAR@i=0^\circ}} \\ &= \frac{728.6 \text{ [W]}}{248.54 \text{ [W/m}^2\text{]} + 248.54 \text{ [W/m}^2\text{]}} \\ &= 14657.6003 \text{ [cm}^2\text{]} \\ &\approx 14658 \text{ [cm}^2\text{]} < 22958 \text{ [cm}^2\text{]} = \min\left(\frac{S_{+PAD}}{2}, \frac{S_{-TAR} - \pi r_{ap}^2}{4}\right) \end{aligned} \quad (6-4)$$

となる. このとき夏至の壁面温度 $T_{wall@i=23.4^\circ}$ は,

$$(\epsilon\sigma T_{wall@i=23.4^\circ}^4 F_{+SUN} - q_{s+SUN@i=23.4^\circ} + \epsilon\sigma T_{wall@i=23.4^\circ}^4 F_{-TAR} - q_{s-TAR@i=23.4^\circ}) S_2 = Q_E \quad (6-5)$$

より,



$$\begin{aligned}
T_{wall@i=23.4^\circ} &= \left( \frac{\frac{Q_E}{S_2} + q_{s+SUN@ \beta=23.4^\circ} + q_{s-TAR@ \beta=23.4^\circ}}{\epsilon \sigma (F_{+SUN} + F_{-TAR})} \right)^{\frac{1}{4}} \\
&= \left( \frac{\frac{728.6 \text{ [W]}}{1.4658 \text{ [m}^2\text{]}} + 79.343 \text{ [W/m}^2\text{]} + 79.343 \text{ [W/m}^2\text{]}}{0.8 \times 5.67 \times 10^{-8} \text{ [W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}\text{]} \times (1 + 1)} \right)^{\frac{1}{4}} \\
&= 291.580999 \text{ [K]} \\
&\approx 18.430 \text{ [}^\circ\text{C]}
\end{aligned} \tag{6-6}$$

となり，許容温度をみます．

#### 6.4.3. 空間 3

空間 3 における機器の発熱量は，下表(Table.6-6)の通り．

Table.6-6 空間 3 搭載機器発熱量

機器名	発熱量 [W]	許容温度 [°C]
サンセンサ	6	0～50
バッテリー	117	5～20
AOCE	50	-5～40
アンテナ類	0	10～40
ヒドラジンスラスタ	0	9～40
ヒドラジンタンク	0	9～40
太陽電池パドル	0	-
合計 $Q_E$	173	

放熱面を-SUN 面とすると，春秋分時に空間温度を20 [°C]とするのに必要な放熱面積 $S_2$ は，Table.2-2 より，

$$\begin{aligned}
S_3 &= \frac{Q_E}{P_{RAD-SUN@ \beta=0^\circ}} \\
&= \frac{173 \text{ [W]}}{248.54 \text{ [W/m}^2\text{]}} \\
&= 6960.6501 \text{ [cm}^2\text{]} \\
&\approx 6960.7 \text{ [cm}^2\text{]} < 24000 \text{ [cm}^2\text{]} = \frac{S_{-PAD}}{2}
\end{aligned} \tag{6-7}$$

となる．このとき夏至の壁面温度 $T_{wall@ \beta=23.4^\circ}$ は，

$$(\epsilon \sigma T_{wall@ \beta=23.4^\circ}^4 F_{-SUN} - q_{s+SUN@ \beta=23.4^\circ}) S_3 = Q_E \tag{6-8}$$

より，





$$\begin{aligned}
T_{wall@i=23.4^\circ} &= \left( \frac{\frac{Q_E}{S_3} + q_{s+SUN@ \beta=23.4^\circ}}{\epsilon \sigma F_{-SUN}} \right)^{\frac{1}{4}} \\
&= \left( \frac{\frac{173 \text{ [W]}}{0.69607 \text{ [m}^2\text{]}} + 79.343 \text{ [W/m}^2\text{]}}{0.8 \times 5.67 \times 10^{-8} \text{ [W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-4}\text{]} \times 1}} \right)^{\frac{1}{4}} \\
&= 291.582110 \text{ [K]} \\
&\approx 18.432 \text{ [}^\circ\text{C]}
\end{aligned} \tag{6-9}$$

となり，許容温度をみtas.

#### 6.4.4. 空間 4

空間 4 における機器の発熱量は，下表(Table.6-7)の通り．

Table.6-7 空間 4 搭載機器発熱量

機器名	発熱量 [W]	許容温度 [°C]
パドル駆動モータ	10	0～40
電源制御部	25	0～40
S バンド中継器	264	5～40
リアクションホイール	60	0～45
オンボード計算機	120	-5～40
アースセンサ	6	0～50
アンテナ類	0	10～40
ヒドラジンスラスタ	0	9～40
ヒドラジントank	0	9～40
太陽電池パドル	0	-
合計 $Q_E$	485	

発熱量が多いので，放熱面を-SUN 面と-TAR 面とし，面積を同一とすると，春秋分時に空間温度を20 [°C]とするのに必要な放熱面積 $S_4$ は，Table.2-2 より，

$$\begin{aligned}
S_4 &= \frac{Q_E}{P_{RAD-SUN@ \beta=0^\circ} + P_{RAD-TAR@ \beta=0^\circ}} \\
&= \frac{485 \text{ [W]}}{248.54 \text{ [W/m}^2\text{]} + 248.54 \text{ [W/m}^2\text{]}} \\
&= 9756.9807 \text{ [cm}^2\text{]} \\
&\approx 9757.0 \text{ [cm}^2\text{]} < 22958 \text{ [cm}^2\text{]} = \min \left( \frac{S_{+PAD}}{2}, \frac{S_{-TAR} - \pi r_{ap}^2}{4} \right)
\end{aligned} \tag{6-10}$$

となる．このとき夏至の壁面温度 $T_{wall@ \beta=23.4^\circ}$ は，

$$\left( \epsilon \sigma T_{wall@ \beta=23.4^\circ}^4 F_{-SUN} - q_{s+SUN@ \beta=23.4^\circ} + \epsilon \sigma T_{wall@ \beta=23.4^\circ}^4 F_{-TAR} - q_{s-TAR@ \beta=23.4^\circ} \right) S_4 = Q_E \tag{6-11}$$

より，



$$\begin{aligned}
T_{\text{wall}@i=23.4^{\circ}} &= \left( \frac{\frac{Q_E}{S_4} + q_{S-\text{SUN}@ \beta=23.4^{\circ}} + q_{S-\text{TAR}@ \beta=23.4^{\circ}}}{\epsilon \sigma (F_{-\text{SUN}} + F_{-\text{TAR}})} \right)^{\frac{1}{4}} \\
&= \left( \frac{\frac{485 [\text{W}]}{0.97570 [\text{m}^2]} + 79.343 [\text{W/m}^2] + 79.343 [\text{W/m}^2]}{0.8 \times 5.67 \times 10^{-8} [\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}] \times (1 + 1)} \right)^{\frac{1}{4}} \\
&= 291.582396 [\text{K}] \\
&\approx 18.432 [^{\circ}\text{C}]
\end{aligned} \tag{6-12}$$

となり，許容温度をみます．

#### 6.4.5. 各空間のまとめ

各空間の平均温度は下表(Table.6-8)のようになる．

Table.6-8 各空間の平均温度

$\beta [^{\circ}]$	$\emptyset$	23.4
空間 1 [ $^{\circ}\text{C}$ ]	20.000	18.432
空間 2 [ $^{\circ}\text{C}$ ]	20.000	18.430
空間 3 [ $^{\circ}\text{C}$ ]	20.000	18.432
空間 4 [ $^{\circ}\text{C}$ ]	20.000	18.432

また，放熱面の計画表は以下(Table.6-9)のようになる．なお，太陽電池パドルの軸断面積は無視した．

Table.6-9 放熱面計画表 [ $\text{cm}^2$ ]

空間 1	+TAR	全面積	25600
		外部機器専有面積	3364
		断熱部面積	22236
		放熱部面積	0
	-TAR	全面積	25600
		外部機器専有面積	2642
		断熱部面積	22958
		放熱部面積	0
	+SUN	全面積	24000
		外部機器専有面積	6059
		断熱部面積	11182
		放熱部面積	6760
	-PAD	全面積	24000
		外部機器専有面積	0
		断熱部面積	24000
		放熱部面積	0
空間 2	+TAR	全面積	25600
		外部機器専有面積	3364
		断熱部面積	22236
		放熱部面積	0



空間 3	- TAR	全面積	25600
		外部機器専有面積	2642
		断熱部面積	8300
		放熱部面積	14658
	+ SUN	全面積	24000
		外部機器専有面積	5500
		断熱部面積	3842
		放熱部面積	14658
	+ PAD	全面積	24000
		外部機器専有面積	0
		断熱部面積	24000
		放熱部面積	0
空間 4	+ TAR	全面積	25600
		外部機器専有面積	3364
		断熱部面積	22236
		放熱部面積	0
	- TAR	全面積	25600
		外部機器専有面積	2642
		断熱部面積	22958
		放熱部面積	0
	- SUN	全面積	24000
		外部機器専有面積	5500
		断熱部面積	6059
		放熱部面積	6961
	+ PAD	全面積	24000
		外部機器専有面積	0
		断熱部面積	24000
		放熱部面積	0

なお、放熱部とは A1 テフロン加工を施した部分のことであり、断熱部とは $\alpha$ 、 $\beta$ がともに 0 となる素材でできた部分のことである。



## 7. 打ち上げロケットのサイジング

### 7.1. フェアリング重量の推算

フェアリング直径 $D$ を求める． マージンとして150 [mm]確保するので，

$$D = \sqrt{2}d + 150 \text{ [mm]} = \sqrt{2} \times 3.200 \text{ [m]} + 0.150 \text{ [m]} \approx 4.675 \text{ [m]} \quad (7-1)$$

となる． 配布資料のモデルより， フェアリング重量 $W_F$ は，

$$W_F \approx \frac{2}{4^{2.2}} D^{2.2} = \frac{2}{4^{2.2}} 4.675^{2.2} \approx 2.8185 \text{ [t]} \quad (7-2)$$

となる．

### 7.2. 必要 $\Delta V$ の計算

必要 $\Delta V$ は，

$$\begin{aligned} \Delta V &= \Delta V_{PO} + \Delta V_{PK} \\ &= V_{CE} + \Delta V_H + \Delta V_g + \Delta V_A - \Delta V_E + \Delta V_{PK} \end{aligned} \quad (7-3)$$

となる． 各要素についてみていく．

#### 7.2.1. $V_{CE}$

これは高度0 [km]における円軌道速度である． 地球半径 $R_{Earth}$ を

$$R_{Earth} = 6371 \text{ [km]} \quad (7-4)$$

とすると，

$$\begin{aligned} V_{GE} &= \sqrt{\frac{\mu}{R_{Earth}}} \\ &= \sqrt{\frac{3.986 \times 10^{14} \text{ [m}^3/\text{s}^2]}{6371 \times 10^3 \text{ [m]}}} \\ &= 7909.78801 \text{ [m/s]} \\ &\approx 7909.8 \text{ [m/s]} \end{aligned} \quad (7-5)$$

となる．

#### 7.2.2. $\Delta V_H$

これは高度0 [km]における円軌道から高度6600 [km]のパーキング円軌道に入れるホーマン移行の $\Delta V$ である． パーキング円軌道での速度 $V_{PO}$ は， (1-1)式より

$$\begin{aligned} V_{PO} &= \sqrt{\frac{\mu}{R_{PO}}} \\ &= \sqrt{\frac{3.986 \times 10^{14} \text{ [m}^3/\text{s}^2]}{6600 \times 10^3 \text{ [m]}}} \\ &= 7771.35376 \text{ [m/s]} \\ &\approx 7771.4 \text{ [m/s]} \end{aligned} \quad (7-6)$$

となり， 1.2 節と同様の議論により，



$$\begin{aligned}
V_{H@A} &= \sqrt{\frac{2\mu R_{Earth}}{R_{PO}(R_{Earth} + R_{PO})}} \\
&= \sqrt{\frac{2 \times 3.986 \times 10^{14} [\text{m}^3/\text{s}^2] \times 6371 \times 10^3 [\text{m}]}{6600 \times 10^3 [\text{m}] \times (6371 \times 10^3 [\text{m}] + 6600 \times 10^3 [\text{m}]}} \\
&= 7702.44755 [\text{m/s}] \\
&\approx 7702.4 [\text{m/s}]
\end{aligned} \tag{7-7}$$

$$\begin{aligned}
V_{H@P} &= \sqrt{\frac{2\mu R_{PO}}{R_{Earth}(R_{Earth} + R_{PO})}} \\
&= \sqrt{\frac{2 \times 3.986 \times 10^{14} [\text{m}^3/\text{s}^2] \times 6600 \times 10^3 [\text{m}]}{6371 \times 10^3 [\text{m}] \times (6371 \times 10^3 [\text{m}] + 6600 \times 10^3 [\text{m}]}} \\
&= 7979.30527 [\text{m/s}] \\
&\approx 7979.3 [\text{m/s}]
\end{aligned} \tag{7-8}$$

となるので,

$$\Delta V_H = (V_{H@P} - V_{CE}) + (V_{PO} - V_{H@A}) \approx 138.50 [\text{m/s}] \tag{7-9}$$

となる.

### 7.2.3. $\Delta V_g + \Delta V_A$

これはグラビティ・ロスと空気抵抗による損失である. ここでは,

$$\Delta V_g + \Delta V_A = 1680 [\text{m/s}] \tag{7-10}$$

とする.

### 7.2.4. $\Delta V_E$

これは, 地球自転による速度である. 経度 $30^\circ$ として,

$$\Delta V_E = 400 [\text{m/s}] \tag{7-11}$$

とする.

### 7.2.5. $\Delta V_{PK}$

これは, GTO 投入時 (ペリジキック) の $\Delta V$ である. 1.2 節より, GTO のペリジ点での速度 $V_{GTO@P}$ は,

$$\begin{aligned}
V_{GTO@P} &= \sqrt{\frac{2\mu R_{GEO}}{R_{PO}(R_{PO} + R_{GEO})}} \\
&= \sqrt{\frac{2 \times 3.986 \times 10^{14} [\text{m}^3/\text{s}^2] \times 42160 \times 10^3 [\text{m}]}{6600 \times 10^3 [\text{m}] \times (6600 \times 10^3 [\text{m}] + 42160 \times 10^3 [\text{m}]}} \\
&= 10219.5113 [\text{m/s}] \\
&\approx 10219.5 [\text{m/s}]
\end{aligned} \tag{7-12}$$

となる. したがって,

$$\Delta V_{PK} = V_{GTO@P} - V_{PO} \approx 2448.1 [\text{m/s}] \tag{7-13}$$

を得る.



### 7.2.6. $\Delta V$ 合計

必要 $\Delta V$ は,

$$\Delta V = V_{CE} + \Delta V_H + \Delta V_g + \Delta V_A - \Delta V_E + \Delta V_{PK} \approx 11776 \text{ [m/s]} \quad (7-14)$$

となる.

### 7.3. 推進剤の決定

1, 2 段目ともに LOX/LH<sub>2</sub>を用いる. 小紫先生の授業では, ヒドラジンを用いて性能計算をおこなったので, ここでは配布資料より各段の $Isp$ はそれぞれ,

$$\begin{cases} Isp_1 = 430 \text{ [s]} \\ Isp_2 = 455 \text{ [s]} \end{cases} \quad (7-15)$$

とする.

### 7.4. 最適化

2 段目の燃料重量を変化させて, 打ち上げ時総重量が最小になるように最適化する.

#### 7.4.1. 文字定義

$W_0$  : 打ち上げ時総重量

$W_{PL}$  : ペイロード重量

$W_F$  : フェアリング重量

$W_i$  :  $i$ 段目の総重量

$W_{Pi}$  :  $i$ 段目の燃料総重量

$W_{Ai}$  :  $i$ 段目のアビオニクス重量

$\eta_i$  :  $i$ 段構造係数

#### 7.4.2. 関係式

$\Delta V$ と $W_p$ の間には,

$$\Delta V = \sum_{i=1}^2 g \cdot Isp_i \cdot \ln \frac{1}{1 - \zeta_i} \quad (7-16)$$

の関係が成り立つ. なお,  $\zeta_i$ は余裕分を考慮に入れて,

$$\begin{cases} \zeta_2 = \frac{0.975W_{P2}}{W_{PL} + W_{A2} + \eta_2 W_{P2} + W_{P2}} \\ \zeta_1 = \frac{0.995W_{P1}}{W_{PL} + W_2 + W_F + W_{A1} + \eta_1 W_{P1} + W_{P1}} \end{cases} \quad (7-16)$$

である. またここでは,

$$\begin{cases} W_{A1} = 200 \text{ [kg]} \\ W_{A2} = 400 \text{ [kg]} \end{cases} \quad (7-17)$$

とする.



#### 7.4.3. $\eta$ のモデル化

配布資料より,  $\eta$ を片対数で直線に近似する.

$$\begin{aligned} W_p = 100 \text{ [t]} &\Rightarrow \eta = 0.105 \\ W_p = 1000 \text{ [t]} &\Rightarrow \eta = 0.085 \end{aligned} \quad (7-18)$$

として,

$$\eta_i = -0.02 \log_{10} W_{pi} + 0.145 \quad (7-19)$$

とした.

#### 7.4.4. 最適化結果

付録 9.3 節のコードを用いて数値計算させた. 実行結果は以下(Fig.7-1,2)に示す.

```
001 > perl -w 7.Optimize.pl
002 min W_0 = 156.231227184581 [ton]
003 LAMBDA = 0.0205023032701118
004 at
005 W_P1 = 116.585493087769 [ton]
006 W_P2 = 18.7019999999999 [ton]
007 dW_P2 = 0.001 [ton]
008 Isp1 = 430 [s]
009 Isp2 = 455 [s]
```

Fig.7-1 最適化プログラム実行結果

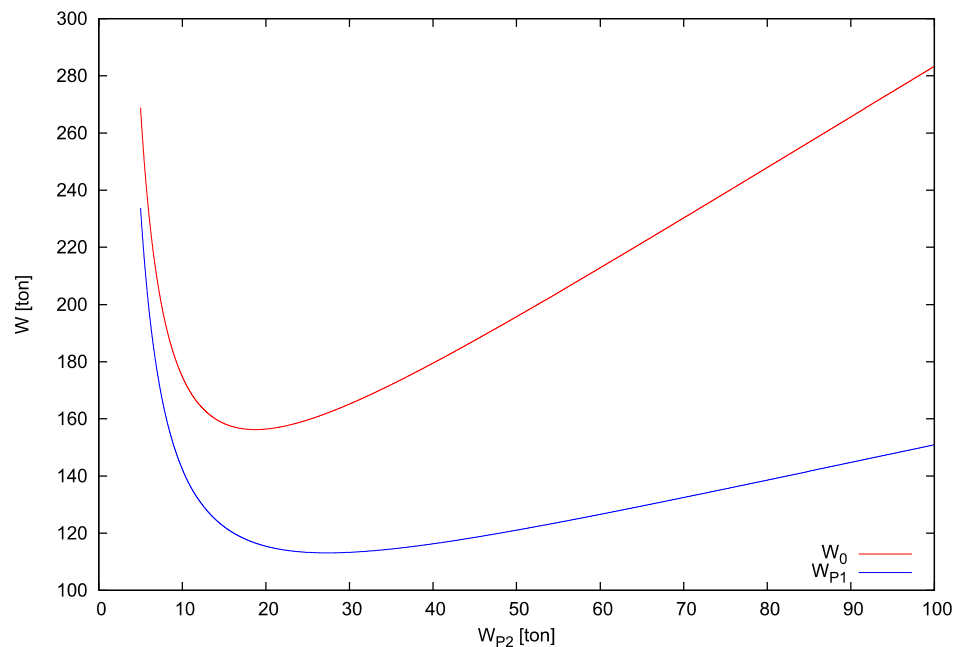


Fig.7-2 最適化プログラム実行結果

以上の結果より,



$$\begin{cases} W_{P1} = 116.59 \text{ [t]} \\ W_{P2} = 18.702 \text{ [t]} \end{cases} \quad (7-20)$$

のとき、打ち上げ時総重量 $W_0$ は最小値

$$W_0 = 156.23 \text{ [t]} \quad (7-21)$$

をとる。またこの時のペイロード比 $\Lambda$ は

$$\Lambda = 0.020502 \quad (7-22)$$

となる。ペイロード比 $\Lambda$ がかなり大きいように思われる。これは使用した $Isp$ が大きいことによるものとする。小紫先生の授業にて、他班が求めた結果である、

$$Isp = 420 \text{ [s]} \quad (7-23)$$

付近で計算すると、下図(Fig.7-3)のようになり、それらしい値がでる。

```
001 > perl -w 7.Optimize.pl
002 min W_0 = 197.951894964982 [ton]
003 LAMBDA = 0.0161812040272038
004 at
005 W_P1 = 152.661800384521 [ton]
006 W_P2 = 20.73900000000024 [ton]
007 dW_P2 = 0.001 [ton]
008 Isp1 = 410 [s]
009 Isp2 = 430 [s]
```

Fig.7-3 最適化プログラム実行結果

## 8. 出典

- [1] ChemicalBook. 過塩素酸アンモニウム. Retrieved August 11, 2016, from [http://www.chemicalbook.com/ChemicalProductProperty\\_JP\\_CB9259751.htm](http://www.chemicalbook.com/ChemicalProductProperty_JP_CB9259751.htm)
- [2] ChemicalBook. ヒドラジン (無水). Retrieved August 11, 2016, from [http://www.chemicalbook.com/ChemicalProductProperty\\_JP\\_CB7742604.htm](http://www.chemicalbook.com/ChemicalProductProperty_JP_CB7742604.htm)

## 9. 付録 - ソースコード

### 9.1. 太陽輻射による熱入量と放熱能力の計算 (2.3 節)

ファイル名

2.SolarRadiation.pl

言語

Perl 5, version 20, subversion 2 (v5.20.2) built for MSWin32-x64-multi-thread

実行環境

Windows 10 Home (64bit)





```

001 use strict;
002 use warnings;
003 use utf8;
004
005 # 2016/08/10
006
007 my $DEBUG = 0;
008 my $P_S = 1358;
009 my $ALPHA_S = 0.2;
010 my $PI = atan2(1, 1) * 4;
011
012 # Stefan - Boltzmann Constant
013 my $SIGMA = 5.67 * 10**(-8);
014 my $TEMP_WALL = 20 + 273.15;
015 my $EPSILON = 0.8;
016 my $F = 1;
017 my $F_PAD = 0.9;
018 my $F_TAR_P = 0.9;
019
020 my @betas = (0, 23.4);
021 my $dAlpha = 0.1;
022 my $alpha = 0;
023
024 my $qTarP = 0;
025 my $qTarM = 0;
026 my $qSunP = 0;
027 my $qSunM = 0;
028 my $qPadP = 0;
029 my $qPadM = 0;
030
031 foreach my $beta (@betas) {
032     # 入熱量
033     # 初期化
034     $alpha = 0;
035     $qTarP = 0;
036     $qTarM = 0;
037     $qSunP = 0;
038     $qSunM = 0;
039     $qPadP = 0;
040     $qPadM = 0;
041
042     # 積分
043     while ($alpha < 360) {
044         $qTarP += &max(0, -cos(&deg2rad($alpha)) * $dAlpha );
045         $qTarM += &max(0, cos(&deg2rad($alpha)) * $dAlpha );
046         $qSunP += &max(0, sin(&deg2rad($alpha)) * $dAlpha );
047         $qSunM += &max(0, -sin(&deg2rad($alpha)) * $dAlpha );
048         $qPadP += &max(0, 1 * $dAlpha );
049         $qPadM += &max(0, 0 * $dAlpha );
050         $alpha += $dAlpha;
051     }
052
053     if ($DEBUG == 1) {
054         &p($qTarP / 360.0);
055         &p($qTarM / 360.0);
056         &p($qSunP / 360.0);
057         &p($qSunM / 360.0);
058         &p($qPadP / 360.0);
059         &p($qPadM / 360.0);
060     }
061 }

```



```

062 # 係数をかける
063 $qTarP *= $ALPHA_S * $P_S * cos(&deg2rad($beta));
064 $qTarM *= $ALPHA_S * $P_S * cos(&deg2rad($beta));
065 $qSunP *= $ALPHA_S * $P_S * cos(&deg2rad($beta));
066 $qSunM *= $ALPHA_S * $P_S * cos(&deg2rad($beta));
067 $qPadP *= $ALPHA_S * $P_S * sin(&deg2rad($beta));
068 $qPadM *= $ALPHA_S * $P_S * sin(&deg2rad($beta));
069
070 # 平均化
071 $qTarP /= 360.0;
072 $qTarM /= 360.0;
073 $qSunP /= 360.0;
074 $qSunM /= 360.0;
075 $qPadP /= 360.0;
076 $qPadM /= 360.0;
077
078 # 放熱能力
079 my $pTarP = $EPSILON * $SIGMA * ($TEMP_WALL**4) * $F_TAR_P - $qTarP;
080 my $pTarM = $EPSILON * $SIGMA * ($TEMP_WALL**4) * $F - $qTarM;
081 my $pSunP = $EPSILON * $SIGMA * ($TEMP_WALL**4) * $F - $qSunP;
082 my $pSunM = $EPSILON * $SIGMA * ($TEMP_WALL**4) * $F - $qSunM;
083 my $pPadP = $EPSILON * $SIGMA * ($TEMP_WALL**4) * $F_PAD - $qPadP;
084 my $pPadM = $EPSILON * $SIGMA * ($TEMP_WALL**4) * $F_PAD - $qPadM;
085
086 # 表示
087 &p("beta = ".$beta." [deg]");
088 &p("dAlpha = ".$dAlpha." [deg]");
089 &p("");
090 &p("qs");
091 &p("+Tar = ".$qTarP." [W/m2]");
092 &p("-Tar = ".$qTarM." [W/m2]");
093 &p("+Sun = ".$qSunP." [W/m2]");
094 &p("-Sun = ".$qSunM." [W/m2]");
095 &p("+Pad = ".$qPadP." [W/m2]");
096 &p("-Pad = ".$qPadM." [W/m2]");
097 &p("");
098 &p("prad");
099 &p("+Tar = ".$pTarP." [W/m2]");
100 &p("-Tar = ".$pTarM." [W/m2]");
101 &p("+Sun = ".$pSunP." [W/m2]");
102 &p("-Sun = ".$pSunM." [W/m2]");
103 &p("+Pad = ".$pPadP." [W/m2]");
104 &p("-Pad = ".$pPadM." [W/m2]");
105 &p("");
106
107 &p("#####");
108 }
109
110 exit;
111
112
113 sub deg2rad {
114     return $_[0] * $PI / 180.0;
115 }
116
117 sub p {
118     my ($str) = @_;
119     print $str, "\n";
120     return 1;
121 }
122
123 sub max {
124     my @nums = @_;

```



```

125
126     my $maxNum;
127     foreach my $num (@nums) {
128         if (!defined $maxNum) {
129             $maxNum = $num;
130         } else {
131             if ($num > $maxNum) {
132                 $maxNum = $num;
133             }
134         }
135     }
136     return $maxNum;
137 }

```

## 9.2. 燃料重量の計算 (4.3 節)

ファイル名

4.Mfuel.pl

言語

Perl 5, version 20, subversion 2 (v5.20.2) built for MSWin32-x64-multi-thread

実行環境

Windows 10 Home (64bit)

```

001     use strict;
002     use warnings;
003     use utf8;
004
005     # 2016/08/10
006
007     my $DEBUG = 0;
008     my $We = 0;
009     my $WeN = 810;    # タンクを含まない機器重量
010     my $Wt = 0;
011     my $Wd = 0;
012     my $g = 9.8;
013     my $dVsk = 399.06;
014     my $dVap = 1869.1;
015     my $IspSk = 170;
016     my $IspAp = 280;
017     my $MskFuel = 0;
018     my $MapFuel = 0;
019     my $EXP = exp(1);
020
021     # 燃料重量初期化
022     $MskFuel = 0;
023     $MapFuel = 0;
024     my $count = 0;
025
026     &p("LOOP¥t¥tMskFuel [kg]¥t¥tMapFuel [kg]");
027
028     while (1) {
029         $count++;
030         $Wt = 0.1 * ($MskFuel + $MapFuel);
031         $We = $WeN + $Wt;
032         $Wd = 1.07 * 1.17 * $We;
033

```



```

034     $MskFuel = $Wd * ($EXP ** ($dVsk / $g / $IspSk) - 1);
035     $MapFuel = ($Wd + $MskFuel) * ($EXP ** ($dVap / $g / $IspAp) - 1);
036
037     print $count."¥t¥t".$MskFuel."¥t".$MapFuel;
038
039     # 次へのループへの入力待ち
040     my $in = <STDIN>;
041 }
042
043 exit;
044
045
046 sub p {
047     my ($str) = @_ ;
048     print $str, "¥n";
049     return 1;
050 }

```

### 9.3. 燃料重量の最適化 (7.4 節)

ファイル名

7.Optimize.pl

言語

Perl 5, version 20, subversion 2 (v5.20.2) built for MSWin32-x64-multi-thread

実行環境

Windows 10 Home (64bit)

```

001     use strict;
002     use warnings;
003     use utf8;
004
005     # 2016/08/12
006
007     my $DEBUG = 1;
008
009     # $W の単位は[ton]
010
011     # 定数
012     my $W_PL = 3.2031;
013     my $W_F = 2.8185;
014     my $W_A1 = 0.2;
015     my $W_A2 = 0.4;
016     my $W_P1_MIN = 0;
017     my $W_P1_MAX = 10000;
018     my $W_P2_MIN = 5;
019     my $W_P2_MAX = 100;
020     my $D_W_P2 = 0.001;
021
022     my $D_V = 11776;
023     my $V_EPS = 0.01;
024     my $W_P1_EPS = 0.0001;
025     my $G = 9.8;
026     my $ISP_1 = 430;
027     my $ISP_2 = 455;
028     # $ISP_1 = 410;
029     # $ISP_2 = 430;

```



```

030
031 my $OUTPUT_FILE = "WP2-WP1-W0-V_".&GetStringTime().".dat";
032
033 # 初期化
034 my $w0 = 0;
035 my $wP1 = 0;
036 my $wP2 = 0;
037 my $w1 = 0;
038 my $w2 = 0;
039 my $zeta1 = 0;
040 my $zeta2 = 0;
041 my $v = 0;
042 my $vErr = 0;
043 my $w0Min = 1000000;
044 my $wP1Min = 0;
045 my $wP2Min = 0;
046 my $count = 0;
047 my $countErr = 0;
048
049 # ファイル出力
050 if (open(OPF, ">", './'.$OUTPUT_FILE)) {
051     $wP2 = $W_P2_MIN;
052     while ($wP2 <= $W_P2_MAX) {
053
054         # にぶたん for W_P1
055         my ($l, $r) = ($W_P1_MIN, $W_P1_MAX);
056         my $nowWP1;
057
058         while (1) {
059             if ($r - $l < $W_P1_EPS) {
060                 if ($DEBUG == 1) {
061                     $countErr++;
062                     &p("NIBUTAN ERROR!! ".$count."<math>\backslash t</math>".$countErr);
063                     &p(" W_P2 = ".$wP2."<math>\backslash t</math>vErr = ".$vErr);
064                 }
065                 last;
066             }
067             $nowWP1 = ($l + $r) / 2.0;
068
069             $w1 = $W_A1 + &eta($nowWP1) * $nowWP1 + $nowWP1;
070             $w2 = $W_A2 + &eta($wP2) * $wP2 + $wP2;
071             $zeta1 = 0.995 * $nowWP1 / ($W_PL + $w2 + $W_F + $w1);
072             $zeta2 = 0.975 * $wP2 / ($W_PL + $w2);
073             $v = &CalcV($zeta1, $zeta2);
074             $vErr = $v - $D_V;
075             if (abs($vErr) < $V_EPS) {
076                 last;
077             } elsif ($vErr < 0) {
078                 $l = $nowWP1;
079             } else {
080                 $r = $nowWP1;
081             }
082         }
083
084         $wP1 = $nowWP1;
085         $w0 = $W_PL + $W_F + $w1 + $w2;
086         print OPF $wP2."<math>\backslash t</math>".$wP1."<math>\backslash t</math>".$w0."<math>\backslash t</math>".$v."<math>\backslash n</math>";
087
088         if ($w0 < $w0Min) {
089             $w0Min = $w0;
090             $wP1Min = $wP1;
091             $wP2Min = $wP2;
092         }

```



```

093
094     $wP2 += $D_W_P2;
095     $count++ if ($DEBUG == 1);
096 }
097
098 &p(" min W_0 = ".$w0Min." [ton]");
099 &p(" LAMBDA = ".$W_PL / $w0Min));
100 &p(" at");
101 &p(" W_P1 = ".$wP1Min." [ton]");
102 &p(" W_P2 = ".$wP2Min." [ton]");
103 &p(" dW_P2 = ".$D_W_P2." [ton]");
104 &p(" Isp1 = ".$ISP_1." [s]");
105 &p(" Isp2 = ".$ISP_2." [s]");
106 &p("");
107
108 } else {
109     &p("File Open Error");
110 }
111 if (close(OPF)) {
112     # なにもしない
113 } else {
114     &p("File Close Error");
115 }
116
117 exit;
118
119
120 sub eta {
121     my ($wP) = @_ ;
122     my $eta = - 0.02 * &log10($wP) + 0.145;
123     return $eta;
124 }
125
126 sub CalcV {
127     my ($zeta1, $zeta2) = @_ ;
128     return $G * $ISP_1 * log( 1 / (1 - $zeta1) )
        + $G * $ISP_2 * log( 1 / (1 - $zeta2) );
129 }
130
131 sub log10 {
132     my ($n) = @_ ;
133     return log($n) / log(10.0);
134 }
135
136 sub p {
137     my ($str) = @_ ;
138     print $str, "\n";
139     return 1;
140 }
141
142 sub GetStringTime {
143     use Time::Local;
144     use Time::HiRes qw/ gettimeofday /;
145     my ($epocsec, $microsec) = gettimeofday();
146     my ($sec,$min,$hour,$mday,$mon,
        $year,$yday,$yday,$isdst) = localtime($epocsec);
147     $year += 1900;
148     $mon += 1;
149     return sprintf("%04d.%02d.%02d-%02d.%02d.%06d",
        $year,$mon,$mday,$hour,$min,$sec,$microsec);
150 }

```

