

# 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

氏名 飯山敬大  
学部 航空宇宙工学科  
学籍番号 03-170313

2017 年 8 月 20 日

# 目次

1	ミッション概要	2
1.1	軌道	2
1.2	寿命	2
1.3	ミッション機器	2
2	$\Delta V$ の見積もり	3
2.1	概要	3
2.2	アポジ点での $\Delta V$	3
2.3	軌道の維持に必要な $\Delta V$	3
3	熱入力量と放射能力の計算	5
3.1	面の定義	5
3.2	仮定	5
3.3	各面の太陽輻射による熱入量	5
3.4	各面の放射能力の計算	7
4	サブシステムの洗い出し	8
5	アポジモーター、軌道制御用の燃料燃料の推算	9
5.1	仮定	9
5.2	ドライ重量の計算	9
5.3	燃料重量の計算	9
5.4	タンク重量・体積の計算	10
5.5	打ち上げ重量の計算	10
6	機器配置・放熱面の決定	11
6.1	仮定	11
6.2	機器配置図・搭載機器表・重心、重量表	12
6.3	重心の位置	16
6.4	熱計算と放熱面の設計	16
7	ロケットサイジング	19
7.1	フェアリング重量の推算	19
7.2	必要 $\Delta V$ の計算	19
7.3	$\Delta V$ の合計	20
7.4	1・2 段ロケットの推進薬の決定	20
7.5	燃料のトータル重量の最適化	21

# 1 ミッション概要

静止軌道の人工衛星を設計する

## 1.1 軌道

軌道傾斜角 0 度

東経 135 度上空 静止軌道 (半径 42160km の静止軌道)

## 1.2 寿命

7 年

## 1.3 ミッション機器

図 1-1 参照。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とする

表 1 ミッション機器一覧

		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 バンド中継機 (1380 × 700 × 200mm)		180	867	5-40
S バンド中継機 (700 × 700 × 200mm)		60	330	5-40

## 2 $\Delta V$ の見積もり

### 2.1 概要

種子島 (緯度 30 度) から半径  $R_{PO} = 6600km$  のパーキング軌道まで入れ、そこから半径  $R_{GEO} = 42160km$  の GEO へのトランスファ軌道へ入れる。トランスファ軌道に入るところまではロケットの責任とする。アポジ点で衛星搭載のキックモーターをふかす際に必要な  $\Delta V$  を見積もる。

### 2.2 アポジ点での $\Delta V$

以下近地点における諸元の添え字を P とし、遠地点における諸元の添え字を A とする。アポジ点でふかすキックモーターの  $\Delta V$  を  $\Delta V_A$  とし、GTO での速度  $V_{GTO}$  を考える。ケプラー第二法則より、

$$R_{GEO}V_{GTOA} = R_{PO}V_{GTO_P} \quad (1)$$

また、エネルギー保存則より、

$$\frac{1}{2}V_{GTOA}^2 - \frac{\mu}{R_{GEO}} = \frac{1}{2}V_{GTO_P}^2 - \frac{\mu}{R_{PO}} \quad (2)$$

以上より、

$$\begin{aligned} V_{GTOA} &= \sqrt{\frac{2\mu R_{PO}}{R_{GEO}(R_{PO} + R_{GEO})}} \\ &= \sqrt{\frac{2 \times 3.986 \times 10^{14}[m^3/s^2] \times 6600 \times 10^3[m]}{42160 \times 10^3[m] \times (6600 \times 10^3[m] + 42160 \times 10^3[m])}} \\ &= 1599.83...[m/s] \\ &\approx 1599.8[m/s] \end{aligned}$$

となる。また、GEO での速度  $V_{GEO}$  は、

$$\begin{aligned} V_{GEO} &= \sqrt{\frac{\mu}{R_{GEO}}} \\ &= \sqrt{\frac{3.986 \times 10^{14}[m^3/s^2]}{42160 \times 10^3[m]}} \\ &= 3074.81...[m/s] \\ &\approx 3074.8[m/s] \end{aligned}$$

である。よって速度三角形より、

$$\Delta V_A = \sqrt{V_{GEO}^2 + V_{GTOA}^2 - 2V_{GEO}V_{GTOA} \cos 30^\circ} = 1869.14[m/s] \approx 1869.1[m/s] \quad (3)$$

となる。

### 2.3 軌道の維持に必要な $\Delta V$

次に軌道の維持に必要な  $\Delta V_{orbit}$  を求める。

軌道面と月軌道、黄道のなす角をそれぞれ  $\alpha$ 、 $\gamma$  とすると、月と太陽による軌道傾斜角方向のずれは、 $i = 0^{orbit}$  の静止軌道上で、

$$\begin{cases} \Delta V_{MOON} = 102.67 \cos \alpha \sin \alpha [m/s \cdot year] \approx 36.93 [m/s \cdot year] \\ \Delta V_{SUN} = 40.17 \cos \gamma \sin \gamma [m/s \cdot year] \approx 14.45 [m/s \cdot year] \end{cases} \quad (4)$$

となる。また衛星は安定点である東経 75 度、225 度に向かってドリフトしていく。今回の静止衛星は東経 135 度上に静止するので、東経 75 度に向かってドリフトする。これによるずれは、

$$\Delta V_D = 1.715 \sin \{2 \times (135 - 75)^\circ\} \approx 1.485 [m/s \cdot year] \quad (5)$$

である。よって衛星に必要な南北、東西方向の  $\Delta V_{orbit}$  は、

$$\begin{cases} \Delta V_{NS} = 7[year] \times (\Delta V_{MOON} + \Delta V_{SUN}) \approx 359.7[m/s \cdot year] \\ \Delta V_{EW} = 7[year] \times \Delta V_D \approx 10.40[m/s \cdot year] \end{cases} \quad (6)$$

### 3 熱入力量と放射能力の計算

#### 3.1 面の定義

面については以下のネーミングを与える

	正	逆
地球指向面	+TAR	-TAR
北面 (パドルついている)	+PAD	-PAD
速度ベクトルに平行な面	+SUN	-SUN

#### 3.2 仮定

1. 太陽定数  $P_S = 1358[W/m^2]$  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  $20[^\circ C]$  と仮定する
5.  $\pm$  PAD 面では太陽電池パネル、+TAR 面ではパドルやアンテナによる放熱障害でそれぞれ 10 % 放射能力が減るとする

#### 3.3 各面の太陽輻射による熱入量

衛星の 6 面における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軌道面と太陽のなす角  $\beta = 23.4^\circ$  の時と、春秋分時である  $\beta = 0^\circ$  の時において計算する。計算には次のコードを用いた。結果は下記の表のようになる。

```
import math
import matplotlib.pyplot as plt

p_s = 1358
alpha_s = 0.2
rad = math.pi/180

#stephan_boltzman_constant
sigma = 5.67 * math.pow(10, -8)
temp_wall = 20 + 273.15
epsilon = 0.8
default_ratio = 1
pad_ratio = 0.9
tar_p_ratio = 0.9
beta_sum = 23.4
beta_spr = 0
dalpha = 0.1 積分用#
alpha = 0

q_tarp = 0
q_tarm = 0
q_sunp = 0
q_sunm = 0
q_padp = 0
q_padm = 0

def init_parameter():
    global alpha, q_tarp, q_tarm, q_sunp, q_sunm, q_padp, q_padm
    alpha = 0
```

```

q_tarp = 0
q_tarm = 0
q_sunp = 0
q_sunm = 0
q_padp = 0
q_padm = 0

def cal_radiation(beta):
    global alpha, q_tarp, q_tarm, q_sunp, q_sunm, \
        q_padp, q_padm, dalpha

    while alpha < 360:
        q_tarp += max(0, -math.cos(alpha*rad) * dalpha)
        q_tarm += max(0, math.cos(alpha*rad) * dalpha)
        q_sunp += max(0, math.sin(alpha*rad) * dalpha)
        q_sunm += max(0, -math.sin(alpha*rad) * dalpha)
        q_padp += max(0, 1 * dalpha)
        q_padm += max(0, 0 * dalpha)
        alpha += dalpha係数をかける

    #
    q_tarp *= alpha_s * p_s * math.cos(beta*rad)
    q_tarm *= alpha_s * p_s * math.cos(beta*rad)
    q_sunp *= alpha_s * p_s * math.cos(beta*rad)
    q_sunm *= alpha_s * p_s * math.cos(beta*rad)
    q_padp *= alpha_s * p_s * math.sin(beta*rad)
    q_padm *= alpha_s * p_s * math.sin(beta*rad)一周の平均

    #
    q_tarp *= 1/360.0
    q_tarm *= 1/360.0
    q_sunp *= 1/360.0
    q_sunm *= 1/360.0
    q_padp *= 1/360.0
    q_padm *= 1/360.0放射能力

    #
    global epsilon, tar_p_ratio, pad_ratio, default_ratio

    c1 = epsilon * sigma * math.pow(temp_wall, 4)
    p_tarp = c1 * tar_p_ratio - q_tarp
    p_tarm = c1 * default_ratio - q_tarm
    p_sunp = c1 * default_ratio - q_sunp
    p_sunm = c1 * default_ratio - q_sunm
    p_padp = c1 * pad_ratio - q_padp
    p_padm = c1 * pad_ratio - q_padm

    print("beta", beta)

    print("q_tarp", q_tarp)
    print("q_tarm", q_tarm)
    print("q_sunp", q_sunp)
    print("q_sunm", q_sunm)
    print("q_padp", q_padp)
    print("q_padm", q_padm)

    print("p_tarp", p_tarp)
    print("p_tarm", p_tarm)
    print("p_sunp", p_sunp)
    print("p_sunm", p_sunm)
    print("p_padp", p_padp)
    print("p_padm", p_padm)
    print("\n")

if __name__ == "__main__":
    init_parameter()

```

```
cal_radiation(beta_sum)
init_parameter()
cal_radiation(beta_spr)
```

軌道面と太陽のなす角 $\beta[^\circ]$	0	23.4
+TAR[W/ $m^2$ ]	86.45	79.34
-TAR[W/ $m^2$ ]	86.45	79.34
+SUN[W/ $m^2$ ]	86.45	79.34
-SUN[W/ $m^2$ ]	86.45	79.34
+PAD[W/ $m^2$ ]	0	107.87
-PAD[W/ $m^2$ ]	0	0

### 3.4 各面の放射能力の計算

放射能力  $P_{RAD}$  は、衛星の各面の放熱量－外部からの入熱量であるから、

$$P_{RAD} = \epsilon\sigma T_{WALL}^4 F - q_s \quad (7)$$

となる。計算には 3.3 と同じコードを用いた。結果は下記の表のようになる。

$\beta[^\circ]$	0	23.4
+TAR[W/ $m^2$ ]	215.0	222.15
-TAR[W/ $m^2$ ]	248.5	255.65
+SUN[W/ $m^2$ ]	248.5	255.65
-SUN[W/ $m^2$ ]	248.5	255.65
+PAD[W/ $m^2$ ]	301.5	193.6
-PAD[W/ $m^2$ ]	301.5	301.5



## 4 サブシステムの洗い出し

サブシステム一覧と消費電力は下記の表の通り

	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)	ø70	5	0	0	10-40	+TAR 外
	uplink パラボラアンテナ (Ka バンド)	ø150	23	0	0	10-40	+TAR 外
	downlink パラボラアンテナ (S バンド)	ø80	6	0	0	10-40	+TAR 外
	downlink パラボラアンテナ (Ka バンド)	ø160	26	0	0	10-40	+TAR 外
	アンテナタワー		70	0	0	-45-65	+TAR 外
	Ka バンド中継機	138 × 70 × 20	180	867	694	5-40	
	S バンド中継機	70 × 70 × 70	60	330	264	5-40	
バス機器	アースセンサ	12 × 17 × 13	25	6	6	0-50	+TAR 外
	サンセンサ × 2	12 × 43 × 13	4.5 × 2	6 × 2	6 × 2	0-50	± SUN 外
	IRU	30 × 38 × 30	22	10	10	0-40	
	AOCE	20 × 15 × 7	10	50	50	-5-40	
	リアクションホイール	30 × 30 × 10	24	60	60	0-45	
	TT&C ユニット	80 × 60 × 20	60	35	35	0-50	
	オンボード計算機	40 × 26 × 12	20	120	120	-5 40	
	ヒドラジンスラスタ × 2		10 × 2			9-40	±SUN 外
	太陽電池パドル × 2		77 × 2				±PAD 外
	パドル駆動モータ × 2	19 × 20 × 34	13 × 2	10 × 2	10 × 2	0-40	±PAD
	バッテリー × 2	35 × 25 × 20	25 × 2		117 × 2	5-20	
	電源制御部 × 2	20 × 30 × 20	10 × 2	25 × 2	25 × 2	0-40	
タンク系	ヒドラジントank × 2	r=35(球)	16.92 × 2	0	0	9-40	バルクヘッド
	アポジタンク	r=58(球)	155.1	0	0	9-40	スラストチューブ

## 5 アポジモーター、軌道制御用の燃料燃料の推算

### 5.1 仮定

1. 構造系質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上記合計の 7% をとる。
4. 姿勢制御用  $\Delta V$  は 10m
5. 姿勢制御用  $\Delta V$  マージンは 5%
6.  $I_{sp}$ :起動姿勢制御用 (ヒドラジン) 170s、アポジモーター (個体) 280s
7. タンク重量は燃料重量の 10% と仮定する。
8. マージン (2%) も含めて GTO 投入時の総重量を求める

### 5.2 ドライ重量の計算

仮定より、以下のようになる

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

### 5.3 燃料重量の計算

燃料重量を  $M_{prop}$  とすると

$$M_{prop} = M_{dry} \exp(\Delta V / gI_{sp} - 1) \Leftrightarrow \Delta V = gI_{sp} \ln \frac{W_{dry} + W_{prop}}{W_{dry}} \quad (8)$$

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  $\Delta V_{sk}, \Delta V_{ap}$  とすると、1 章より、

$$\begin{cases} \Delta V_{sk} = 1.05(\Delta V_{NS} + \Delta V_{ES} + 10[m/s]) = 399.06[m/s] \\ \Delta V_{ap} = 1869.1[m/s] \end{cases} \quad (9)$$

(1) より、

$$\begin{cases} M_{skfuel} = (W_D) \exp(\Delta V_{sk} / gI_{spsk} - 1) \\ M_{apfuel} = (W_D + M_{opfuel})(\exp(\Delta V_{ap} / gI_{spap} - 1)) \end{cases} \quad (10)$$

これを付録のプログラムを用いて数値計算すると

$$\begin{cases} M_{skfuel} = 338.48[kg] \\ M_{apfuel} = 1551.2[kg] \end{cases} \quad (11)$$

となる。

## 5.4 タンク重量・体積の計算

タンク重量  $M_T$  は仮定より、

$$\begin{cases} M_{T_{sk}} = 0.1M_{skfuel} = 33.85[kg] = 16.924 \times 2 \\ M_{T_{ap}} = 0.1M_{apfuel} = 155.12[kg] \end{cases} \quad (12)$$

ヒドラジンの密度  $\rho_{sk}$  と、個体燃料 (過塩素酸アンモニウムと仮定) として、その密度  $\rho_{ap}$  は、

$$\begin{cases} rho_{sk} = 1011[kg/m^3] \\ rho_{ap} = 1950[kg/m^3] \end{cases} \quad (13)$$

である。それぞれのタンク体積  $V$  は、

$$\begin{cases} V_{sk} = \frac{M_{skfuel}}{\rho_{sk}} = \frac{338.48[kg]}{1011[kg/m^3]} \approx 0.3348[m^3] \\ V_{ap} = \frac{M_{apfuel}}{\rho_{ap}} = \frac{1551.2[kg]}{1950[kg/m^3]} \approx 0.7955[m^3] \end{cases} \quad (14)$$

球形タンクの半径  $r$  は、

$$\begin{cases} r_{sk} > \sqrt[3]{\frac{3V_{sk}}{4\pi}} \approx 0.3419[m] \\ r_{ap} > \sqrt[3]{\frac{3V_{ap}}{4\pi}} \approx 0.5748[m] \end{cases} \quad (15)$$

を満たさなければならないから、

$$\begin{cases} r_{sk} = 35[cm] \\ r_{ap} = 58[cm] \end{cases} \quad (16)$$

## 5.5 打ち上げ重量の計算

以上より打ち上げ重量  $W_{pL}$  は、

$$\begin{aligned} W_{PL} &= 1.02(W_D + M_{skfuel} + M_{apfuel}) \\ &\approx 3203.1[kg] \end{aligned}$$

となる

## 6 機器配置・放熱面の決定

### 6.1 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. 構造重量は機器の 10% とし、重心は面の中心とする。
4. 電気機械軽装重量は機器の 7% とし、重心は面の中心とする。
5. 構造重量は機器の 7% とし、重心は面の中心とする。
6. ヒドラジンスラスタは  $\pm SUN$  面中央に配置する。
7. 面、バルクヘッドの面圧は 0 として計算する
8. 座標系、空間の名前を下図のようにとる。

図 1 衛星断面 (水平方向)

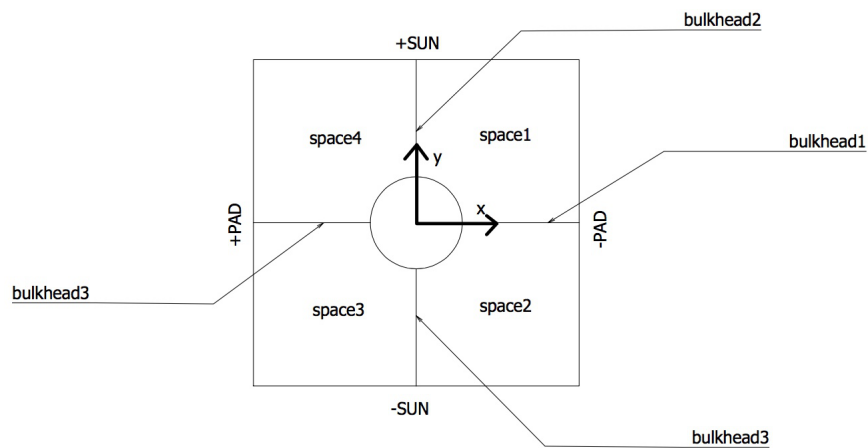
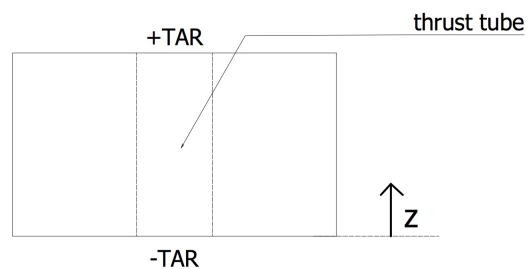


図 2 衛星断面 (鉛直方向)



## 6.2 機器配置図・搭載機器表・重心、重量表

機器配置図, 搭載機器表、重心、重量表は以下のようにした。

図 3 機器配置図 (水平方向)

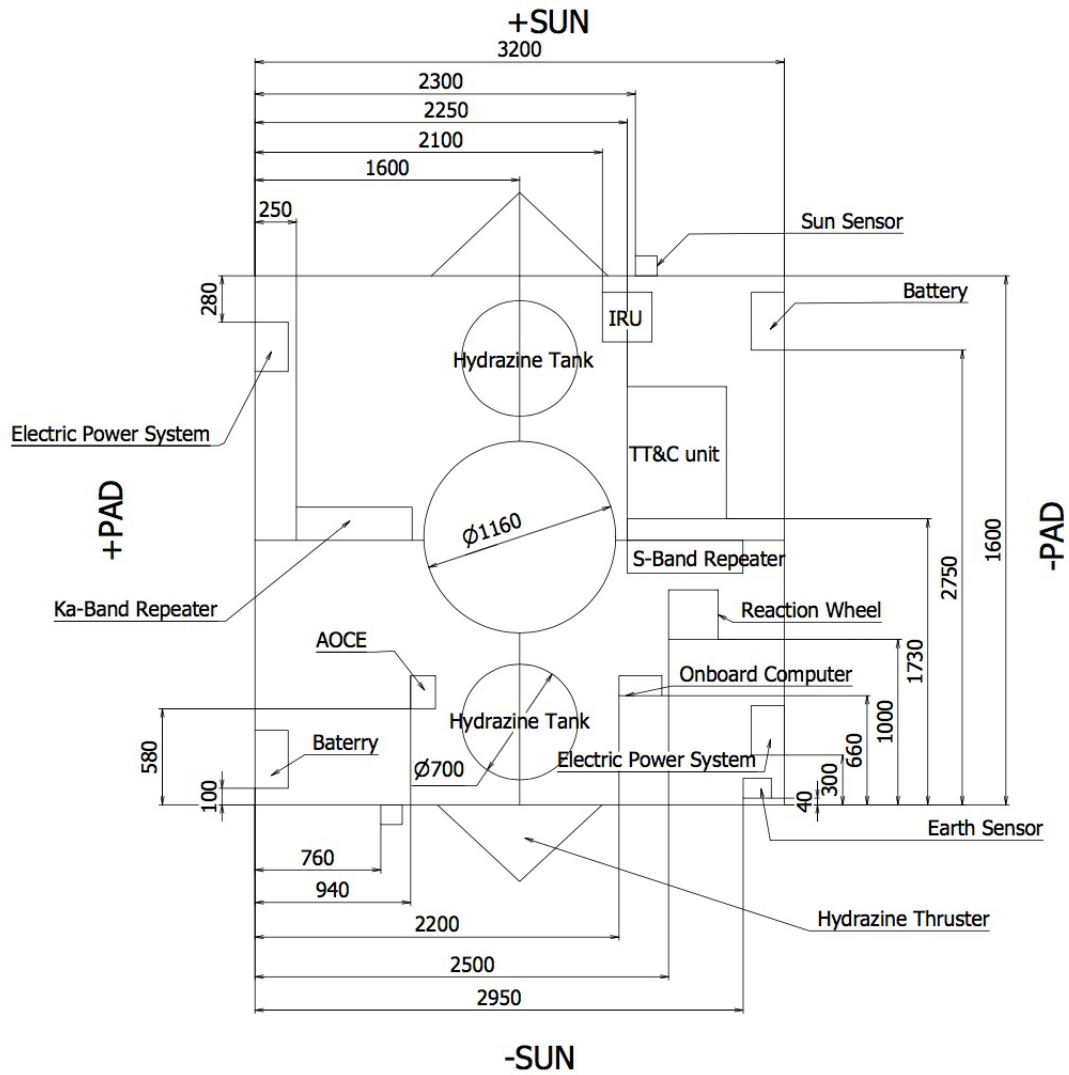


図4 機器配置図 (鉛直方向)

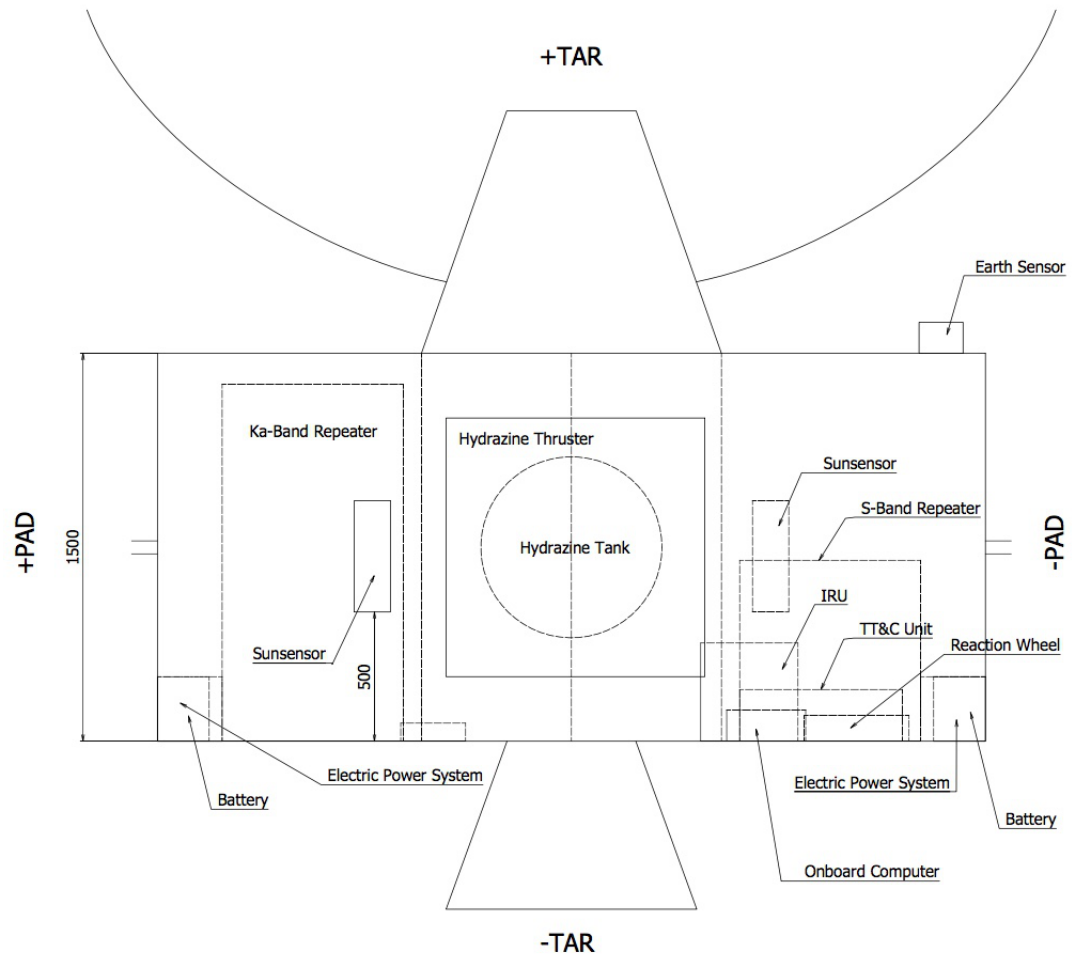


表2 搭載機器表

	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
ミッション機器	uplink パラボラアンテナ (S バンド)	ø70	5	0	0	10-40	+TAR 外
	uplink パラボラアンテナ (Ka バンド)	ø150	23	0	0	10-40	+TAR 外
	downlink パラボラアンテナ (S バンド)	ø80	6	0	0	10-40	+TAR 外
	downlink パラボラアンテナ (Ka バンド)	ø160	26	0	0	10-40	+TAR 外
	アンテナタワー		70	0	0	-45-65	+TAR 外
	Ka バンド中継機	138 × 70 × 20	180	867	694	5-40	BH3/SP2
	S バンド中継機	70 × 70 × 70	60	330	264	5-40	BH1/SP4
バス機器	アースセンサ	12 × 17 × 13	25	6	6	0-50	+TAR 外
	サンセンサ × 2	12 × 43 × 13	4.5 × 2	6 × 2	6 × 2	0-50	± SUN 外
	IRU	30 × 38 × 30	22	10	10	0-40	-TAR/SP1
	AOCE	20 × 15 × 7	10	50	50	-5-40	-TAR/SP3
	リアクションホイール	30 × 30 × 10	24	60	60	0-45	-TAR/SP4
	TT&C ユニット	80 × 60 × 20	60	35	35	0-50	-TAR/SP1
	オンボード計算機	40 × 26 × 12	20	120	120	-5 40	-TAR/SP4
	ヒドラジンスラスタ × 2		10 × 2			9-40	±SUN 外
	太陽電池パドル × 2		77 × 2				±PAD 外
	パドル駆動モータ × 2	19 × 20 × 34	13 × 2	10 × 2	10 × 2	0-40	±PAD/SP2,4
	バッテリー × 2	35 × 25 × 20	25 × 2		117 × 2	5-20	±PAD/SP1,3
	電源制御部 × 2	20 × 30 × 20	10 × 2	25 × 2	25 × 2	0-40	±PAD/SP2,4
タンク系	ヒドラジントank × 2	r=35(球)	16.92 × 2	0	0	9-40	バルクヘッド
	アポジタンク	r=58(球)	155.1	0	0	9-40	スラストチューブ

表 3 重心計算表

面	機器名	機器重量 [kg]	構造重量 [kg]	計装重量 [kg]	マー ジン 重量 [kg]	面重量 [kg]	x [cm]	y [cm]	z [cm]	$M_x$ [kg · cm]	$M_y$ [kg · cm]	$M_z$ [kg · cm]
+TAR	アンテナ類	130.00	13.00	9.10	10.65	32.74	0	0	200	0	0	2600
	アースセンサ	25.00	2.50	1.75	2.05	6.30	143	-150	157	3575	-3750	3912
	面	39.05					0	0	75	0	0	2930
-TAR	IRU	22.00	2.20	1.54	1.80	5.54	65	135	19	1421	2970	418.0
	TT&C ユニット	60.0	6.00	4.20	4.91	15.11	95	53	10	5700	3180	600
	AOCE	10.00	1.00	0.70	0.82	2.52	-58	-92	3	-581	-920	35
	リアクションホイール	24.0	2.40	1.68	1.96	6.05	105	-45	5	2520	-1080	120
	オンボード計算機	20.00	2.00	1.40	1.64	5.04	80	-80	6	1608	-1600	120
	面	34.26					0	0	75	0	0	2569
+SUN	サンセンサ	4.50	0.45	0.32	0.37	1.13	77	166	75	344	747	338
	ヒドラジンスラスタ	10.0	1.00	0.70	0.82	2.52	0	180	75	0	1800	750
	面	3.65					0.0	160	75	0	-584	274
-SUN	サンセンサ	4.50	0.45	0.32	0.37	1.13	-77	-166	75	-344	-747	338
	ヒドラジンスラスタ	10.0	1.00	0.70	0.82	2.52	0	-180	75	0	-1800	750
	面	3.65					0	-160	75	0	-584	274
+PAD	太陽電池パドル	77.0	7.70	5.39	6.30	19.40	-400	0	75	-30800	0	5775
	パドル駆動モータ	13.0	1.30	0.91	1.07	3.28	-151	10	75	-1957	130	975
	バッテリー	25.00	2.50	1.75	2.05	6.30	-148	-133	10	-3688	-3313	250
	電源制御部	10.0	1.00	0.70	0.82	2.52	-150	115	10	-1500	1150	100
	面	31.50					-160	0	75	-5038	0	23612
-PAD	太陽電池パドル	77.0	7.70	5.39	6.30	19.40	400	0	75	30800	0	5775
	パドル駆動モータ	13.0	1.30	0.91	1.07	3.28	151	-10	75	1957	-130	975
	バッテリー	25.00	2.50	1.75	2.05	6.30	148	133	10	3688	3313	250
	電源制御部	10.0	1.00	0.70	0.82	2.52	-150	-115	10	1500	-1150	100
	面	31.50					-160	0	75	-5038	0	23612
BH1	S バンド中継機	60.0	6.00	4.20	4.91	15.11	100	-10	45	6000	-600	2700
	面	15.11					80.00	0	75	1209	0	1134
BH2	ヒドラジントank	16.92	1.69	1.19	1.39	4.26	0	110	75	0	1862	1269
	ヒドラジン	169.24					0.0	110	75.0	0.0	18616	12693
	面	15.11					80.00	0.0	75	0	341	320
BH3	Ka バンド中継機	180.0	18.00	12.6	14.74	45.34	-100	10	69	-18000	1800	12420
	面	45.34					-80	0	75	-3627	0	3401
BH4	ヒドラジントank	16.92	1.69	1.19	1.39	4.26	0	-110	75	0	1862	1269
	ヒドラジン	169.24					0	-110	75	0	-18616	12693
	面	15.11					80	0	75	0	-341	320
TT	アポジタンク	155.1	15.5	10.9	12.7	39.1	0	0	75	0	0	11634
	過塩素酸アンモニウム	1551.2					0	0	75	0	0	116340
	面	39.08					0	0	75	0	0	2930



### 6.3 重心の位置

重心の値は以下の通りとなる.

$$x = 1.27 \times 10^{-5} \quad (17)$$

$$y = -4.71 \times 10^{-5} \quad (18)$$

### 6.4 熱計算と放熱面の設計

Chapter3 より,PAD 面は季節によって放熱能力が大きくなるので, PAD 面はプラスマイナス断熱材とする. また,+TAR 面には前の設計図よりたくさんの機器が取り付けられているので放熱面には SUN 面と-TAR 面を用いる. さらにここでは空間温度は 20° 付近であり, 各機器の許容温度内に収められるように設計することを考える.

#### 6.4.1 空間 1

表 4 空間 1

機器名	発熱量	許容温度
TT&C ユニット	35W	0 ~ 50°C
サンセンサ	3W	0 ~ 50°C
バッテリー	113.925W	5 ~ 20°C
IRU	10W	0 ~ 40°C
アンテナ類	0W	10 ~ 40°C
ヒドラジンスラスタ	0W	9 ~ 40°C
ヒドラジンタンク	0W	9 ~ 40°C
太陽電池パドル	0W	熱計算不要
合計発熱量	161.925W	

+SUN 面での放熱能力を考える. 春秋分の時に 20°C に保つとして, 必要な放熱面積  $S$  は

$$S = \frac{161.925}{248.5} = 0.652m^2 < +PAD \text{ 面の面積の半分} \quad (19)$$

放熱面積がこのとき, 夏至の温度は

$$(\epsilon\sigma T^4 - 79.34)S = Q \quad (20)$$

$$T = \left( \frac{\frac{161.925}{0.652} + 79.343}{0.8 \times 5.67 \times 10^{-8}} \right)^{\frac{1}{4}} = 291.54K \quad (21)$$

よって許容範囲温度範囲内である.

### 6.4.2 空間 2

表 5 空間 2

機器名	発熱量	許容温度
パドル駆動モータ	5W	0 ～ 40°C
電源制御部	12.5W	0 ～ 40°C
Ka バンド中継器	693.6W	5 ～ 40°C
アンテナ類	0W	10 ～ 40°C
ヒドラジンスラスタ	0W	9 ～ 40°C
ヒドラジントank	0W	9 ～ 40°C
太陽電池パドル	0W	熱計算不要
合計発熱量	711.1W	

+SUN と-TAR 面を放熱面として面積を同一とすると春秋分の時の温度を 20°C として必要な放熱面積は

$$S = \frac{711.1}{248.5 \times 2} = 1.43 < 2.4 \quad (22)$$

この時の夏至の平衡温度は

$$(\epsilon\sigma T^4 \times 2 - 79.34 \times 2)S = Q \quad (23)$$

$$T = \left( \frac{\frac{711.1}{1.43} + 79.343 \times 2}{0.8 \times 5.67 \times 10^{-8} \times 2} \right)^{\frac{1}{4}} = 291.6K \quad (24)$$

となり許容温度範囲内である。

### 6.4.3 空間 3

表 6 空間 3

機器名	発熱量	許容温度
サンセンサ	3W	0 ～ 50°C
バッテリー	113.925W	0 ～ 40°C
AOCE	50W	-5 ～ 40°C
アンテナ類	0W	10 ～ 40°C
ヒドラジンスラスタ	0W	9 ～ 40°C
ヒドラジントank	0W	9 ～ 40°C
太陽電池パドル	0W	熱計算不要
合計発熱量	166.925W	

放熱を-SUN 面として春秋分時に 20°C となる放熱面積は

$$S = \frac{166.925}{248.5} = 0.67 < 2.4 \quad (25)$$

この放熱面積で、夏至の時の温度を計算すると

$$(\epsilon\sigma T^4 - 79.34)S = Q \quad (26)$$

$$T = \left( \frac{\frac{166.925}{0.67} + 79.343}{0.8 \times 5.67 \times 10^{-8}} \right)^{\frac{1}{4}} = 291.7K \quad (27)$$

よって許容温度範囲内となる。

#### 6.4.4 空間 4

表 7 空間 4

機器名	発熱量	許容温度
パドル駆動モータ	5W	0 ～ 40°C
電源制御部	12.5W	0 ～ 40°C
S バンド中継器	264W	5 ～ 40°C
リアクションホイール	60W	0 ～ 45°C
オンボード計算機	120W	-5 ～ 40°C
ヒドラジンタンク	0W	9 ～ 40°C
アースセンサ	6W	0 ～ 50°C
アンテナ類	0W	10 ～ 40°C
ヒドラジンスラスタ	0W	9 ～ 40°C
ヒドラジンタンク	0W	9 ～ 40°C
太陽電池パドル	0W	熱計算不要
合計発熱量	467.5W	

放熱を-SUN 面と-TAR 面して春秋分時に 20°C となる放熱面積は

$$S = \frac{467.5}{248.5 \times 2} = 0.94 < 2.4 \quad (28)$$

この面積の時の夏至の時の温度は

$$(\epsilon\sigma T^4 \times 2 - 79.34 \times 2)S = Q \quad (29)$$

$$T = \left( \frac{\frac{467.5}{0.94} + 79.343 \times 2}{0.8 \times 5.67 \times 10^{-8} \times 2} \right)^{\frac{1}{4}} = 291.6K \quad (30)$$

となり許容温度範囲内となる。

#### 6.4.5 空間 1 ～ 4 の平衡温度

各空間の平均温度をまとめると以下の通り。

表 8 各空間の平衡温度

空間	春秋分	夏至
空間 1	20°C	18.35°C
空間 2	20°C	18.45°C
空間 3	20°C	18.55°C
空間 4	20°C	18.45°C

## 7 ロケットサイジング

### 7.1 フェアリング重量の推算

フェアリングの直径を  $D$  とする. マージンとして  $150\text{mm}$  を確保することになると, 衛星の対角線の長さを考慮して,

$$D > \sqrt{23.2m + 0.15m} = 4.675m \quad (31)$$

となり, ロケットのサイジングの配布資料よりフェアリング重量  $W_F$  は

$$W_F = \frac{2}{4^{2.2}} D^{2.2} = 2.818t \quad (32)$$

となる.

### 7.2 必要 $\Delta V$ の計算

必要  $\Delta V$  は

$$\Delta V = \Delta V_{PO} + \Delta V_{PK} \quad (33)$$

$$\Delta V_{PO} = \text{地上からパーキング軌道までの } \Delta V = V_{CE} + \Delta V_H + \Delta V_g + \Delta V_A - \Delta V_E \quad (34)$$

#### 7.2.1 $V_{CE}$

これは高度  $0\text{km}$  における円軌道速度であり, 地球の半径  $6371\text{km}$  を用いると

$$V_{CE} = \sqrt{\frac{\mu}{R}} = \sqrt{\frac{3.986 \times 10^{14}}{6371 \times 10^3}} = 7909.8\text{m/s} \quad (35)$$

となる.

#### 7.2.2 $\Delta V_H$

これは高度  $0\text{km}$  の円軌道から半径  $6600\text{km}$  の円軌道に至るホーマン移行の  $\Delta V$  である. パーキング円軌道での速度  $V_{PO}$  は

$$V_{PO} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{PO}}} = \sqrt{\frac{3.986 \times 10^{14}}{6600 \times 10^3}} = 7771.4\text{m/s} \quad (36)$$

ホーマン遷移軌道のアポジ点とペリジ点における速度は

$$V_{H@APG} = \sqrt{\frac{2\mu R_E}{R_{PO}(R_E + R_{PO})}} = 7702.4\text{m/s} \quad (37)$$

$$V_{H@PRG} = \sqrt{\frac{2\mu R_{PO}}{R_E(R_E + R_{PO})}} = 7979.3\text{m/s} \quad (38)$$

であるから,

$$\Delta V_H = (V_{H@PRG} - V_{CE}) + (V_{PO} - V_{H@APG}) = 138.5\text{m/s} \quad (39)$$

### 7.2.3 $\Delta V_g$ と $\Delta V_A$

これはグラビティ・ロスと空気抵抗による損失である.

$$\Delta V_g + \Delta V_A = 1680m/s \quad (40)$$

### 7.2.4 $\Delta V_E$

これは地球自転による速度であり, 緯度  $30^\circ$  として,

$$\Delta V_E = 400m/s \quad (41)$$

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

これは GTO 投入時のペリジキックの時の値であり,

$$V_{GTO@PRG} = \sqrt{\frac{2\mu R_{GEO}}{R_{GEO}(R_{PO} + R_{GEO})}} = 10219.4m/s \quad (42)$$

となるので

$$\Delta V_{PK} = V_{GTO@PRG} - V_{PO} = 2448.1m/s \quad (43)$$

## 7.3 $\Delta V$ の合計

$$\Delta V_{PO} = V_{CE} + \Delta V_H + \Delta V_g + \Delta V_A - \Delta V_E = 11776m/s \quad (44)$$

## 7.4 1・2 段ロケットの推進薬の決定

自分たちの班は, 液酸液水ロケットを設計した. 配布プリントの液体水素, 液体酸素の  $I_{sp}$  の値を用いる.

1 段目では

$$I_{sp} = 430s \quad (45)$$

2 段目では

$$I_{sp} = 455s \quad (46)$$

を用いることにする.

## 7.5 燃料のトータル重量の最適化

配布プリントより

$$\Delta V = g(I_{sp1} \log(\frac{1}{1 - \xi_1}) + I_{sp2} \log(\frac{1}{1 - \xi_2})) \quad (47)$$

$$\xi_2 = \frac{0.975W_{P2}}{W_{PL} + W_{A2} + \eta_2 W_{P2} + W_{P2}} \quad (48)$$

$$\xi_1 = \frac{0.995W_{P1}}{W_{PL} + W_2 + W_F + W_{A1} + \eta_1 W_{P1} + W_{P1}} \quad (49)$$

$\eta$  について配布資料の片対数グラフを直線近似して考える.  $W_P = 100$  のとき,  $\eta = 0.105$  であり,  $W_P = 1000$  のとき,  $\eta = 0.085$  であることより, 通る 2 点が決まったので直線の方程式は

$$\eta_i = -0.02 \log_{10} W_{Pi} + 0.145 \quad (50)$$

となる.

Chapter5 の結果と設定条件より

$$W_{PL} = W_{GTO} = 3203.1kg \quad (51)$$

$$W_{A1} = 200kg \quad (52)$$

$$W_{A2} = 400kg \quad (53)$$

である. また

$$W_1 = W_{A1} + \eta_1 W_{P1} + W_{P1} = 0.2 + (1.145 - 0.02 \log_{10} W_{P1}) W_{P1} [t] \quad (54)$$

$$W_2 = W_{A2} + \eta_2 W_{P2} + W_{P2} = 0.4 + (1.145 - 0.02 \log_{10} W_{P2}) W_{P2} [t] \quad (55)$$

フェアリング重量  $W_F$  は以前の議論により

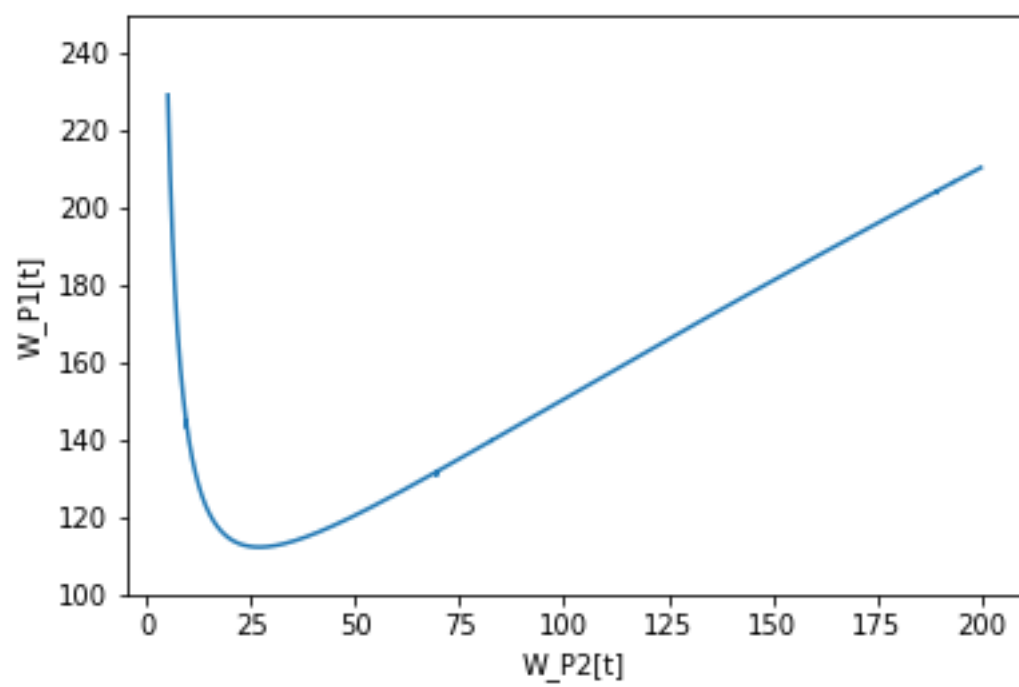
$$W_F = 2.818t \quad (56)$$

$$\xi_2 = \frac{0.975W_{P2}}{3.611 + (1.145 - 0.02 \log_{10} W_{P2}) W_{P2}} \quad (57)$$

$$\xi_1 = \frac{0.995W_{P1}}{6.229 + (1.145 - 0.02 \log_{10} W_{P2}) W_{P2} + (1.145 - 0.02 \log_{10} W_{P1}) W_{P1}} \quad (58)$$

式 (8.17) に  $\xi_1$  と  $\xi_2$  を代入すると,  $W_{P1}$  と  $W_{P2}$  の関係式になる. これより 2 段目の燃料重量から 1 段の燃料重量を計算する. その結果とソースコードは以下の通り. 横軸は  $W_{P2}$  で縦軸は  $W_{P1}$  である.

図5 1段目と2段目の燃料重量の関係



```

import matplotlib.pyplot as plt
import math
import numpy as np

W_P2 = np.linspace(5, 200, 7000)
W_P1 = np.array([])

def cal_xi2(w_p2):
    return 0.975 * w_p2 / (3.611 + (1.145 - 0.02 * math.log10(w_p2)) * w_p2)

def cal_xi1(w_p1, w_p2):
    return 0.995 * w_p1 / (6.299 + (1.145 - 0.02 * math.log10(w_p2)) *
        w_p2 + (1.145 - 0.02 * math.log10(w_p1)) * w_p1)

def delta(w_p1, w_p2):
    return 11776 - 9.8 * (430 * math.log(1 / (1 - cal_xi1(w_p1, w_p2))) +
        455 * math.log(1 / (1 - cal_xi2(w_p2))))

a_list = [10, 1000]

for j in W_P2:
    while(delta(a_list[0], j) >= 0 and delta(a_list[1], j) <= 0):
        if(abs(delta(a_list[1], j)) > 0.001):
            if(delta((a_list[0] + a_list[1]) / 2, j) > 0):
                a_list[0] = (a_list[0] + a_list[1]) / 2
            if(delta((a_list[0] + a_list[1]) / 2, j) < 0):
                a_list[1] = (a_list[0] + a_list[1]) / 2
        else:
            print(delta((a_list[0] + a_list[1]) / 2, j))
            print(a_list)
            W_P1 = np.append(W_P1, [(a_list[0] + a_list[1]) / 2])
            a_list = [10, 1000]
            break

plt.plot(W_P2, W_P1)
plt.xlabel("W_P2[t]")
plt.ylabel("W_P1[t]")
plt.show()

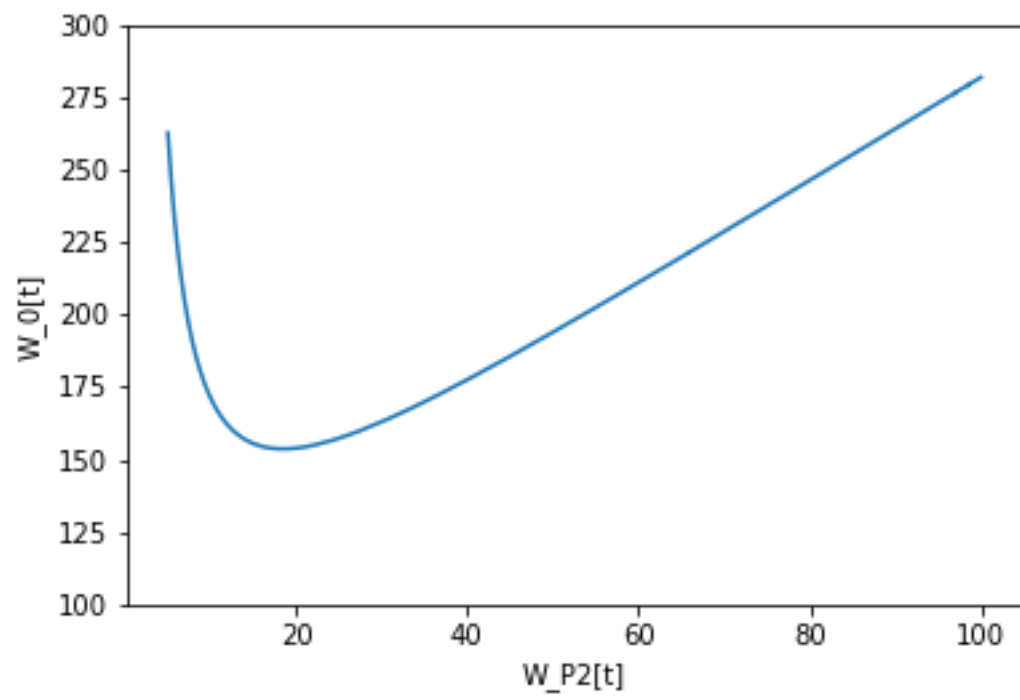
```

また打ち上げ総重量

$$W_0 = W_{PL} + W_F + W_1 + W_2 = 5.327 + (1.145 - 0.02 \log_{10} W_{P2}) W_{P2} + (1.145 - 0.02 \log_{10}) W_{P1} \quad (59)$$

であり, 直前の議論で  $W_{P1}$  と  $W_{P2}$  のペアの値が計算できるのでそれを用いて  $W_0$  の最適化を行うと結果とソースコードは以下の通り. 横軸は  $W_{P2}$  で縦軸は  $W_{P0}$  である.





```

import matplotlib.pyplot as plt
import math
import numpy as np

W_P2 = np.linspace(5, 100, 7000)
W_P1 = np.array([])
W_0 = np.array([])

def cal_xi2(w_p2):
    return 0.975 * w_p2 / (3.611 + (1.145 - 0.02 * math.log10(w_p2)) * w_p2)

def cal_xi1(w_p1, w_p2):
    return 0.995 * w_p1 / (6.299 + (1.145 - 0.02 * math.log10(w_p2)) *
        w_p2 + (1.145 - 0.02 * math.log10(w_p1)) * w_p1)

def delta(w_p1, w_p2):
    return 11776 - 9.8 * (430 * math.log(1 / (1 - cal_xi1(w_p1, w_p2))) +
        455 * math.log(1 / (1 - cal_xi2(w_p2))))

a_list = [10, 1000]

for j in W_P2:
    while(delta(a_list[0], j) >= 0 and delta(a_list[1], j) <= 0):
        if(abs(delta(a_list[1], j)) > 0.001):
            if(delta((a_list[0] + a_list[1]) / 2, j) > 0):
                a_list[0] = (a_list[0] + a_list[1]) / 2
            if(delta((a_list[0] + a_list[1]) / 2, j) < 0):
                a_list[1] = (a_list[0] + a_list[1]) / 2
        else:
            W_P1 = np.append(W_P1, [(a_list[0] + a_list[1]) / 2])
            W_0 = np.append(W_0, [5.327 + (1.145 - 0.02 * math.log10(j))
                * j + (1.145 - 0.02 * math.log10((a_list[0] + a_list[1]) / 2))
                * (a_list[0] + a_list[1]) / 2])

            a_list = [10, 1000]
            break

print(np.min(W_0))
num = np.argmin(W_0)
print(W_P1[num])
print(W_P2[num])
plt.plot(W_P2, W_0)
plt.xlabel("W_P2[t]")
plt.ylabel("W_0[t]")
plt.show()

```

$$W_{0min} = 153.72t \quad (60)$$

この時,

$$W_{P1} = 115.87t \quad (61)$$

$$W_{P2} = 18.315t \quad (62)$$

最後にこの時のペイロード比は

$$\Lambda = \frac{3.203}{153.72} = 0.0208 \quad (63)$$

となる．これは一般的な値に比べて小さくなってしまったが、衛星のサイズが大きいことや  $I_{sp}$  の値が大きいことが原因として考えられる。