

固体ロケットを用いた有人飛行の可能性に関する研究

甲斐早織, 北出知也, 高橋徹, 田下奈穂, 中村晶, 藤井彩紀子, 星野友美,
松本有輝 (日大・学部)
佐藤堯, 城取健人, 土井里江子 (日大・院) 桑原卓雄(日大・理工)

1. 背景

1.1. ロケット研究会

日本大学理工学部未来博士工房の1つとしてロケット研究会がある。学部2年次にロケットについて授業形式で基礎知識を勉強した。学部3年次では化学平衡計算ソフト「NASA-CEA」^[1]を用いた推進性能の計算について勉強した。目的の設定に当たって、日本の宇宙開発ロケットは糸川先生のペンシルロケットから始まり、代々多くの固体ロケットを使用し衛星の打ち上げを行って来た。しかし、固体ロケットのみを用いて人間を宇宙に到達させることはまだ実現されていない。そこで私達は固体ロケットの有人宇宙飛行の可能性について検討した。

1.2. 有人固体ロケットの問題点

固体ロケットは、「燃焼を中断できない」という特徴があり、これによって

- 衛星を予定の軌道に正確に投入することが困難
- 非常時の乗員の安全の確保が困難

などの問題が挙げられる。これらの問題はどちらも乗員の命に関わる問題であるため、有人飛行を行う際には必ず対策を取る必要がある。そこで、私達は以下の2つの解決方法を考えた。

- 推力制御を可能にする機構をつける
- 非常時に乗員を安全に守れる機構をつける

2. 目的

- 固体ロケットの有人飛行が可能であるかを検討する

3. 有人飛行における条件の設定

私達は3人の乗員が1週間衛星軌道に滞在することの可能性について考えた。これを実現するには以下の3つの

項目から、それぞれに対応する条件を考えた。

3.1. 有人飛行の条件

訓練された乗員が耐えられる加速度として4[G]、また衛星が実際に地球を周回する軌道を持ち衛星として機能するのに必要な最低速度である第1宇宙速度7.9[km/s]を超えること、最後に国際宇宙ステーション(ISS)が地球を周回する高度、及びスペースシャトルが到達していた高度約200~400[km]を目標として以下の条件を設定する。

- 乗員3名、質量5[t]の衛星を打ち上げられる
- 機体の最大加速度4[G]以下に抑える
- 最終速度が7.9[km/s]以上、最終高度200~400[km]に達する

3.2. 推力制御の条件

固体推進薬は燃焼の調整及び中断ができないため衛星の正確な軌道投入にはノズル開口比を変化させ推力の調整を行うことを考える。従って以下の条件を設定する。

- 3段目にノズルの開口比を調節し、主推力を制御可能にする機構を設ける

3.3. 異常時の安全対策の条件

燃焼を制御できないため非常時の乗員の安全の確保が困難である。乗員の安全は有人宇宙飛行において最も重要であるので以下の条件を設定する。

- ロケットの爆発時の衝撃波から乗員を保護する機構を設置する

4. 飛翔計算

4.1. ロケット構成の詳細

1 段目と2 段目はイプシロンロケットを参考に一部仕様を変更したものを使用した。シミュレーションのもと、推力及び加速度を調節するため1 段目はイプシロンロケットの1 段目より短くしたもの、2 段目は端面燃焼、内面燃焼の両方の燃焼方式を用いたロケットモータを使用した。3 段目はロケット研究会が設計したものを使用した。以上より、設計した固体ロケットの全体図を図 4.1 に示す。

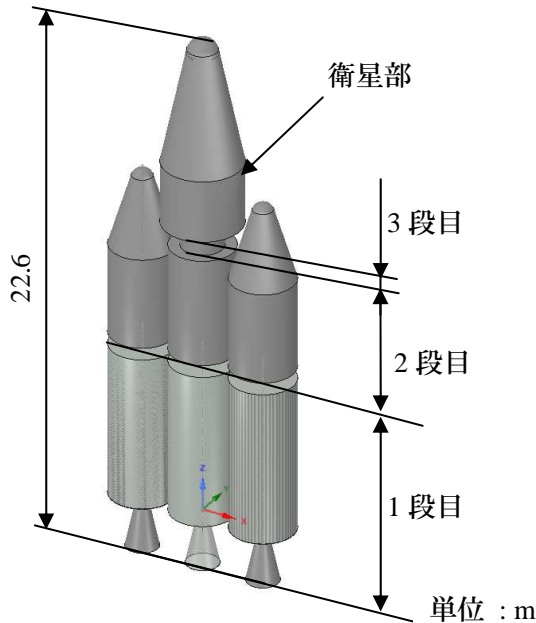


図 4.1 ロケット全体図

1 段目と2 段目は各段のロケットモータを3 本クラスタ化し使用した。ただし、2 段目の両端 (その 1) は内面燃焼方式、中央 (その 2) は端面燃焼方式を採用した。また1 段目と2 段目の推進薬には燃料としてアルミニウム (Al) と末端水酸基ポリブタジエン (HTPB)、そして酸化剤には過塩素酸アンモニウム (AP) をイプシロンロケットと同様の比率で使用し、3 段目では AP/HTPB を使用した。

2 段目と3 段目の間に耐爆発シールド、衛星部と3 段目の間に水の入ったタンクをそれぞれ設置した。これは、爆発時に発生する衝撃波に対し水を噴射することで機体にかかる衝撃を和らげる役割を持つ。

表 4.1 に各段のロケットモータ諸元、表 4.2 にロケット以外の項目を示す。また表 4.1 では注意書きに示した通り、参考にしたイプシロンロケット仕様とは異なる箇所を*で示した。

表 4.1 各段ロケットモータ諸元

| 項目 | 1 段目 | 2 段目 | | 3 段目 |
|----------------------------|---------|---------|-------|---------|
| | | その 1 | その 2 | |
| 燃料 Al : HTPB [mass%] | 18 : 14 | 20 : 12 | | 0 : 15* |
| 酸化剤 AP [mass%] | 68 | 68 | | 85* |
| 本数 | 3* | 2* | 1* | 1* |
| 代表径[m] | 2.6 | (2.6) | | 3.2* |
| 全長[m] | 6.4* | 7.5 | 5* | 7.4* |
| 質量[t] | 51.3* | 12.3 | 16.2* | 8.0* |
| 比推力[s] | 284 | 272* | | 270* |
| 燃焼時間[s] | 116 | 105 | 496 | 80 |
| 燃焼室内 圧力[MPa] | 11.4 | 5.88 | | 3.0 |
| 開口比[-] | 15.2 | 6.2* | | 50* |
| 燃焼方式 | 内面 | 内面 | 端面* | 内面* |

※イプシロンロケット仕様と異なる箇所を*で示した

表 4.2 その他の項目

| 項目 | 質量[t] |
|-----------|-------|
| 乗員体重(3 人) | 0.21 |
| 衛星 | 5 |
| 耐爆発シールド | 3 |

4.2. 計算方式

各段の開口比 ε はノズル断面積 A_e 、スロート断面積 A_t 、比熱比 γ 、燃焼室内圧力 P_0 、ノズル出口圧力 P_e を用いて次式で求められる。 γ は NASA-CEA の性能計算結果で得られた値とする。

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \left[\frac{\gamma-1}{\gamma+1} \left(\frac{P_0}{P_e} \right)^{\frac{2}{\gamma}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}^{-1} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

1 段目では、最適ノズル開口比となるようノズル出口圧力 P_e は海面上での大気圧 0.10[MPa]とし、開口比を求めた。このとき、1 段目燃焼終了時には高度は大気圏を突破しているため 2~3 段目では気圧が低いと考えられる。そのため有効排気速度 u_e が必要な速度を保ちながら加速度が 4[G]以下となる 2700[m/s]を選定し、式(1)で P_e を求めた。

式(1)と NASA-CEA の性能計算結果より、 u_e は、一般ガス定数 R_0 、分子量 M 、燃焼室内温度 T_0 を用いて式(2)で求められる。

$$u_e = \left[\frac{2\gamma R_0}{\gamma-1 M} T_0 \left\{ 1 - \left(\frac{P_e}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

次に、質量流率の(3)式より A_t を求める。

$$\dot{m} = C_d A_t P_0 \quad (3)$$

抗力係数 C_d は特性排気速度 C^* の逆数であり、NASA-CEA より算出する。求めた A_t を式(1)に代入することで A_e が求められる。

ロケットの速度変化 ΔV は次式で表される。

$$\Delta V = \frac{-(D+Mg\cos\theta)\Delta t + \dot{m}V + \dot{m}u_e}{M} \quad (4)$$

ここでは抗力係数 D 、ロケットの総質量 M 、排出量 \dot{m} 、重力加速度 g である。高度が常に変化する場合の重力加速度 $g(t)$ は次式で表せる。

$$g(t) = \frac{GM_E}{\{r+h(t)\}^2} \quad (5)$$

重力定数 G (6.67×10^{-11} [$m^3/kg \cdot s^2$]), 地球質量 M_E (5.97×10^{24} [kg]), 地球半径 r (6.38×10^6 [m]), ある時間における高度 $h(t)$ である。

式(5)より、 $\Delta t = 1$ [s]のときの速度変化つまり加速度を算出し、ある時間の速度 $V(t)$ に足し合わせることで $V(t + \Delta t)$, $h(t + \Delta t)$, $g(t + \Delta t)$ を算出することができる。同様に燃焼終了まで計算を行うことで全行程での $V(t)$, $h(t)$, $g(t)$ が得られる。

4.3. シミュレーション結果

式(4)より計算し、打ち上げから燃焼終了までの速度変化及び高度のシミュレーションを行った。

図 4.2 時間対速度シミュレーション結果

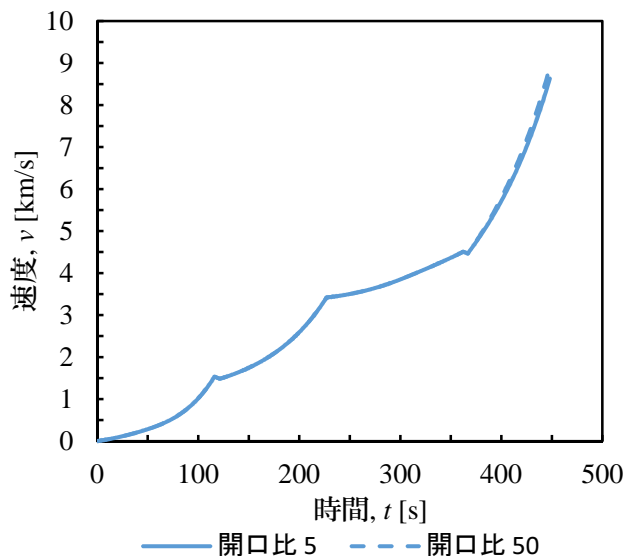


図 4.2 より、最終速度は 7.9 [km/s] に達し、また最終高度が 200~400 [km] に到達することが可能であることがわかった。

5. 実験

3 段目の推進薬には 3 段目のノズルの耐久性を考慮し、推進薬燃焼時のノズル出口温度、そして生成物の有無の観点から AP-HTPB コンポジット推進薬を AP-HTPB = 85/15[mass%]を用いて実験を行った。

5.1. ストランド燃焼実験

ノズル開口比 ε と推力 F の関係を出すために必要となる燃焼速度と燃焼圧力の関係をストランド燃焼実験によって求めた。表 5.1 に燃焼実験条件を示し、また図 5.1 に実験装置概略図を示す。

表 5.1 ストランド燃焼実験条件

| | | | |
|--------------|----------------------|-----|-----|
| 大気温度 [°C] | 23 | | |
| 初期圧力 [MPa] | 0.1 | 0.5 | 1.0 |
| 雰囲気ガス | 窒素 (N ₂) | | |
| 燃料組成 [mass%] | AP/HTPB=85/15 | | |
| 撮影速度 [fps] | 600 | | |
| 実験回数 [回] | 3 | | |

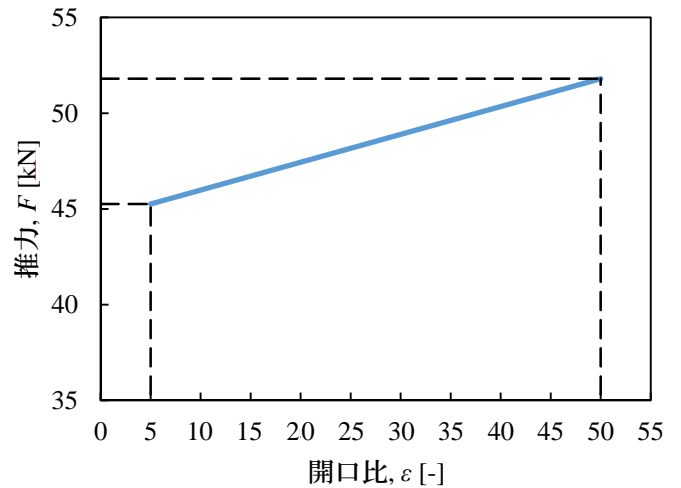


図 5.3 ノズル開口比 ε と推力 F の関係

表 5.2 小型ロケットモータ燃焼実験条件

| | |
|---------------|---------------|
| 大気温度 [°C] | 13 |
| ノズルスロート径 [mm] | 3.2 |
| 推進薬組成 [mass%] | AP/HTPB=85/15 |
| 設計燃焼圧力 [MPa] | 1.0 |
| 撮影速度 [fps] | 600 |

図 5.1 スtrand燃焼実験概略図

N_2 ガスによって窒素置換すると同時に初期圧力を設定した。変圧器を用いてニクロム線を電氣的に加熱し推進剤に着火し、燃焼の様子は石英ガラスを通してカメラで撮影を行った。strand燃焼実験のデータ解析はカメラの映像及び圧力センサーによる燃焼器内の圧力履歴を元に行った。初期圧力は 0.1, 0.5, そして 1.0 [MPa] に設定し、それぞれの初期圧力について 3 回ずつ実験を行った。図 5.2 に実験結果のグラフを示す。

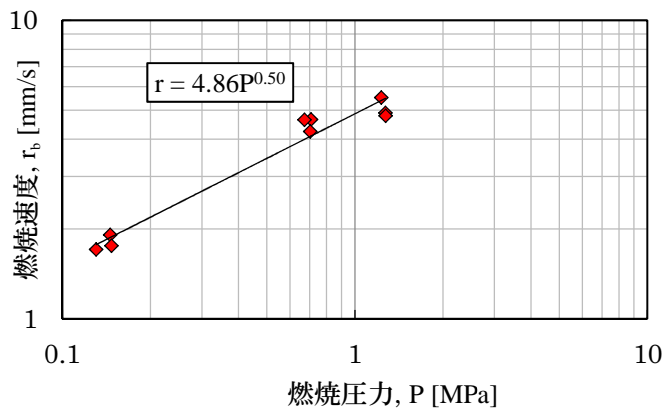


図 5.2 strand燃焼実験結果

計算で必要となった燃焼速度 r_b [mm/s] の定数 a 及び圧力指数 n は $a = 4.86$ と $n = 0.50$ となり、ノズル開口比 ε と推力 F の関係は図 5.3 に示した通りになった。

5.2. 小型ロケットモータ燃焼実験

推進薬燃焼時のノズル後方の輝炎及び黒煙が発生しないことを確認するため、燃焼実験を小型ロケットモータを用いて行った。表 5.2 に小型ロケットモータ燃焼実験条件、また図 5.4 に実験装置概略図を示す。

図 5.4 小型ロケットモータ実験装置概略図

推進薬の着火はニクロム線を用いて行った。設計燃焼圧力は 1.0 [MPa] で、ノズルスロート径は直径 3.2 [mm] を使用し、輝炎及び黒煙の有無の確認をカメラで撮影した映像によって行った。図 5.5 に実際の燃焼の様子を示す。

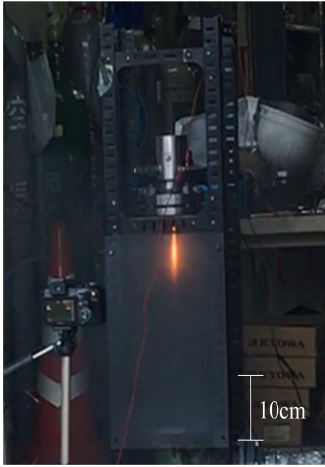


図 5.5 着火後 0.25 秒後の燃焼の様子

燃焼時間は 1.21[s] で図 5.5 のような輝炎を確認でき、また黒煙は発生しなかった。

6. 3 段目ノズル

6.1. ロケット形状

3 段目では、ノズル出口を変化させ、開口比を変えることによって推力を制御する。開口比は 5 から 50 の間で変化させ、燃焼時間は加速度が 4[G] を越えないようにするため、80[s] とする。また、推力は最終速度を 7.9[km/s] にするため、51.8[kN] とする。この条件から式(6)を用いて質量流量を求める。

$$F = \dot{m} u_e \quad (6)$$

次に、式(7)を用いて燃焼表面積を決定する。ここで推進薬密度 ρ_p は AP/HTPB = 85/15 [mass%] として計算すると $\rho_p = 1.67 \times 10^3 [kg/m^3]$ である。

$$A_b r_b \rho_p = \dot{m} \quad (7)$$

燃焼表面積 A_b から燃焼室直径・モータ長を、推力からスロート断面積を決定する。

それぞれの開口比の時の 3 段目のロケット形状を図 6.1, 6.2 に示す。

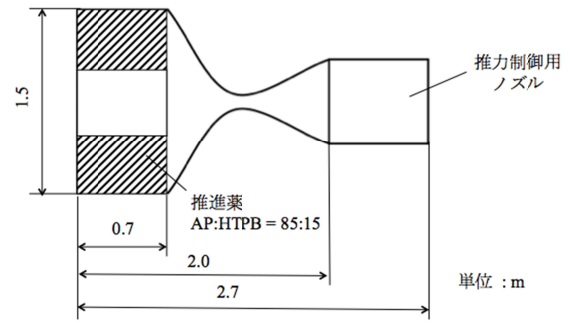


図 6.1 開口比 $\varepsilon = 5$ の時のロケット形状

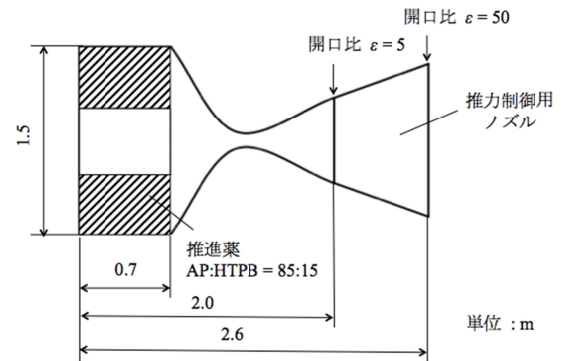


図 6.2 開口比 $\varepsilon = 50$ の時のロケット形状

6.2. ノズル形状

推力制御に用いるノズル開口比 ε の変化構造はジェットエンジンの可変ノズル^[2]を参考にした。これは複数枚の板が重なりあうことによってノズルを形成し、それぞれの板をずらすことによって出口側の直径を変化させるというものである。この板の移動には油圧式アクチュエーターを用いる。

開口比 $\varepsilon = 5$ のとき、ノズルスカート部分の入口直径と出口直径が等しくなる。これを開口比 $\varepsilon = 50$ にすると、入口直径は変わらないが出口直径は大きくなる。それぞれの開口比の時のノズル形状を図 6.3, 6.4 に示す。

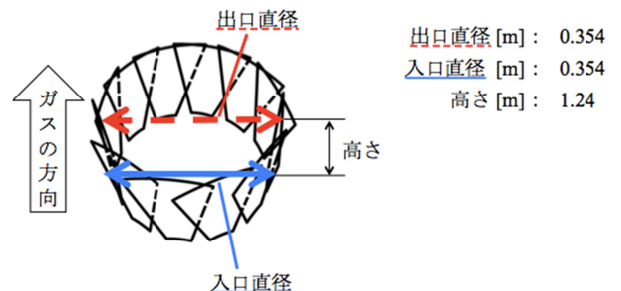


図 6.3 推力制御用ノズルの形状(開口比 $\varepsilon = 5$)

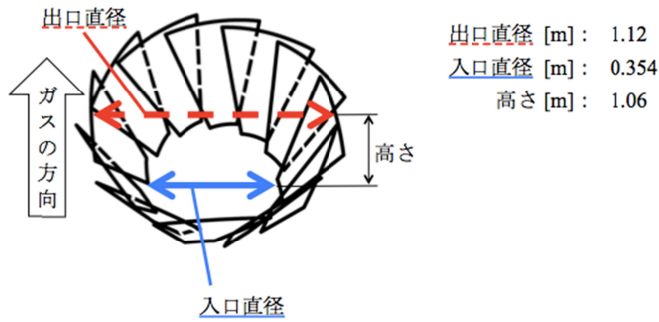


図 6.4 推力制御用ノズルの形状(開口比 $\epsilon = 50$)

また、今回は推進薬に AI を入れていないため断熱火炎温度は 1800[K]となる。そのため、ノズルはこの温度に耐えることができる材料及び冷却方法を用いる。

7. 衛星構造

ロケットの衛星構造について検討した。表 7.1 に衛星及び搭載する物質の質量を示す。全質量は 5000[kg]に設計した。酸素、窒素、食糧、飲料水は 3 人分である。7 日目に地球に帰還するため、1 日分の余裕を持たせ 8 日分で計算している。表 7.2, 7.3 に衛星の質量詳細その他の内訳を示す。その他には太陽光バッテリー、寝袋、運動器具などが含まれている。

表 7.1 衛星に搭載する物質の質量

| 項目 | 質量 [kg] |
|------------|---------|
| 衛星構造質量 | 3000 |
| 人間 (3 人) | 210 |
| 酸素 (8 日分) | 96 |
| 窒素 (8 日分) | 384 |
| 飲料水 (8 日分) | 48 |
| 食料 (8 日分) | 17 |
| 椅子 (3 人分) | 60 |
| その他 | 1185 |
| 合計 | 5000 |

図 7.1 に衛星内部構造断面図、図 7.2 に上から見た衛星内部構造断面図を示す。

表 7.2 衛星の質量詳細その他の内訳(その 1)

| 項目 | 質量 [kg] |
|------------|---------|
| 太陽光パネル | 65 |
| 太陽光バッテリー | 30 |
| 燃料電池 | 64 |
| 水 | 15 |
| 浮輪 | 41 |
| エアバッグ | 8 |
| 空気(エアバッグ用) | 2 |
| シートベルト | 6 |
| 宇宙服 | 129 |
| 電灯 | 2 |
| 収納棚 | 50 |
| 窓 | 30 |

表 7.3 衛星の質量詳細その他の内訳(その 2)

| 項目 | 質量 [kg] |
|--------------|---------|
| 空気調整器 | 30 |
| 制御装置 | 180 |
| パラシュート | 115 |
| トイレ | 33 |
| 空気タンク | 50 |
| 姿勢制御装置 | 122 |
| アンテナ | 25 |
| タンク(窒素, 酸素用) | 100 |
| 運動器具 | 30 |
| 消火器 | 4 |
| 服 | 9 |
| 寝袋 | 6 |
| 備品 | 9 |

寸法は外壁の厚さを含めたもので、外壁の厚さは探査機のはやぶさとアポロ宇宙船を参考^[3]に考えた。直径 3[m]の下面は断熱材が 60[mm]、炭素繊維強化プラスチック(CFRP)が 45[mm]で、側面は断熱材が 31[mm]、CFRP が 13[mm]となっている。CFRP は高加熱環境下における熱を防御するアブレータとして使用する。椅子がレールで動くよ

うになっており、打ち上げ時は壁に付き、制御装置などの計器を操作する際は図 7.1 のように壁から離れる仕組みになっている。椅子は 3 人分真横に並んでおり、リクライニング可能でそこで寝ることができる。また、爆発時の衝撃対策として、椅子と側面にエアバッグを内蔵する。衛星内部にエアバッグ内の気体が漏れても人体に影響がないよう、エアバックは圧縮した空気を用いて膨らみます。

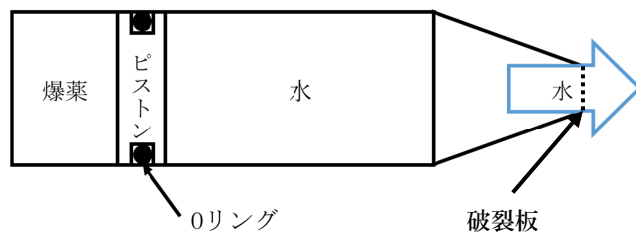


図 8.1 水の発射機構

表 8.1 タンク 1 本あたりの質量内容

| 項目 | 質量 [kg] |
|-----|---------|
| 水 | 1508 |
| タンク | 627 |
| 合計 | 2135 |

また質量 3[t]の耐爆発シールドを 2 段目と 3 段目の間に取り付ける。

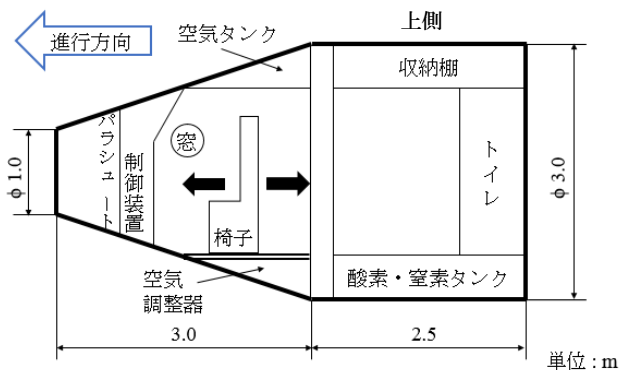


図 7.1 衛星内部構造断面図

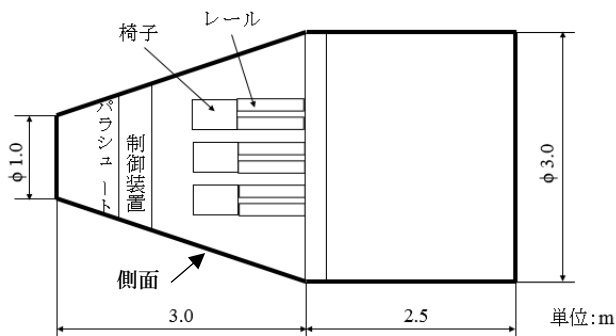


図 7.2 上から見た衛星内部構造断面図

8. 非常時の衝撃波対策

1, 2 段目が爆発した場合に生じるであろう衝撃波から衛星を守るために、ピストン状の機構を考えた。図 8.1 に示すタンク 4 本がフェアリングの外側に装着されている。爆薬でピストンを押し出し、タンク内に入っている水を瞬時に噴射させ、衛星にかかる衝撃波の影響を軽減する。表 8.1 にタンク 1 本あたりの質量構成を示す。タンクの材質はステンレスとした。

9. 結論

シミュレーション結果では加速度を常に 4[G]以下に保ち、最終到達速度が 7.9[km/s]以上に達し、最終高度も目標である 200~400[km]に到達することができた。

また、固体ロケットはノズル開口比 ϵ を変化させることで推力制御ができ、正確に衛星軌道に投入できる。

最後に複数の安全装置を用いることで乗員の安全は十分に確保できる。従って、固体ロケットの有人飛行は可能である。

参考文献

- [1] Gordon S. and McBride B. : “Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Combustions and Applicants”, NASA RP-1331, 1994.
- [2] Jウイング編集部: 世界の名機シリーズ F-15 イーグル, イカロス出版, 2008.
- [3] David Baker: APOLLO 13, Zenith Press, 2013.
- [4] 中富 信夫: クイズ 宇宙旅行, 講談社, 2007.
- [5] 高山 和喜: 衝撃波ハンドブック, 三松堂印刷, 1995.
- [6] 杉山 弘: 圧縮性流体力学, 森北出版, 2014.
- [7] 久保田 浪之介, 火薬学の基礎, 日刊工業新聞社, 2013.
- [8] 桑原 卓雄: ロケットエンジン概論, 産業図書, 2009.