K7-85

単段式サブオービタル宇宙機に関する研究 初期重量の影響

A Study on the Single Stage Sub-Orbital Spaceship
The Influence on Initial Weight

○和田帆南¹, 加藤悠喜¹, 吉田洋明² *Honami Wada¹, Yuki katou¹, Hiroaki Yoshida²

Abstract: We have been conducting research on the single stage sub-orbital spaceship. This spaceship has not yet been realized. In order to realize this, we have to optimize the airframe configuration, flight path and engine's performance simultaneously. In this paper, we have investigated influence of the spaceship's initial weight on the ascent flight path.

1. 研究背景および目的

日本における将来的な宇宙ビジネスの発展として注目されているのが、サブオービタル宇宙機である.特徴として以下の要素があげられる.

- · 完全再使用可能
- · 水平離着陸方式
- ・翼を有し、揚力を利用する.

また, 商業的戦略として以下の3つがあげられる.

- ・宇宙旅行として数分の微小重力体験
- ・微小重力空間における新薬や新素材の開発
- ・移動時間の短縮化

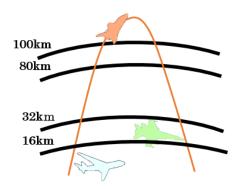


Figure 1. Flight range

本研究は Fig.1 に示すように高度 100km に到達する 単段式サブオービタル宇宙機についての研究である. 初期重量が飛行経路に及ぼす影響を調査するため, 上昇時の迎角の最適化を図りこれらを比較した.

2. 確率過程最適化法

最適化手法として,確率過程最適化法^[1]を用いた. これは評価値(終端の機体質量)に従って確率的に解 (迎角)を生成し,期待値として最適解の近似解(迎角の 時間履歴)を求める方法である.

3. 機体

機体モデルとして JAXA で研究されていた HIMES を用いる(Fig.2)[2]. 空力特性は HIMES のものを利用し、初期重量(Table.1)のみを変更し、終端質量を最大とする最適な上昇飛行経路を求めた.

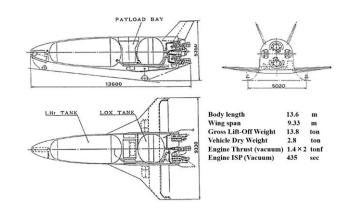


Figure 2. HIMES's structual plan

Table 1. Specifications for the spaceship

Body length[m]	9
Wing Span[m]	6.14
Initial weight[kg]	1000 or 800

4. エンジン

使用するエンジンはパルスデトネーションエンジン (PDE) とロケットエンジン (ROC) を組み合わせたものを想定する(Fig.3). 低高度低速度域では PDE, 高高度高速度域にてロケットエンジンへ切り替えを行うものとした. Table.2 にエンジンの仕様を示す.

1:日大理工・学部・精機 2:日大理工・教員・精機

Table2. Specifications for the engine

	Thrust T[N]	Specific impulse Isp[sec]
PDE	7674.1	-38.686×M³+123.97× M²+522.49×M+3261.4 (M : Mach number)
ROC	5000	435



Figure 3. (L) PDE and (R) Rocket engine

5. 飛行条件

飛行条件を Fig.4 に示す.

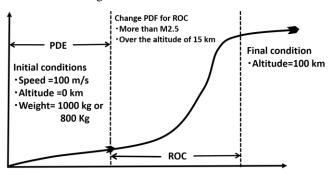


Figure 4. Flight condition

6. 座標系

Fig.5 に計算で用いた座標系を示す.

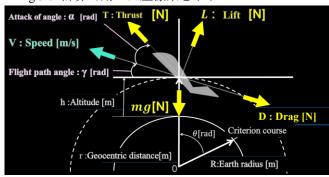


Figure 5. Coodinate System

7. 運動方程式

宇宙機を質点として扱った場合の運動方程式を次の式(1)~(4)に示す. ただし, 飛行経路は赤道内面とする.

$$\frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t} = \frac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}t} = V\cos\gamma\tag{1}$$

$$\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} = \frac{T\cos\alpha}{m} - \frac{D}{m} - \frac{\mu\sin\gamma}{r^2} \tag{2}$$

$$\frac{\mathrm{d}\gamma}{\mathrm{d}t} = \frac{L}{Vm} + \frac{T\sin\alpha}{Vm} - \frac{\mu\cos\gamma}{Vr^2} + \frac{V\cos\gamma}{r} \tag{3}$$

$$\frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t} = -\frac{T}{(g_0 I_{\mathrm{Sp}})}\tag{4}$$

8. シミュレーション結果

Fig.6 に初期重量 1000kg の場合, Fig.7 に 800kg のときの上昇飛行経路を示す.

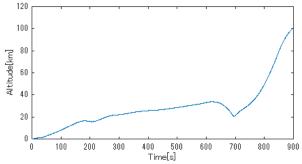


Figure6. Flight path (1000kg)

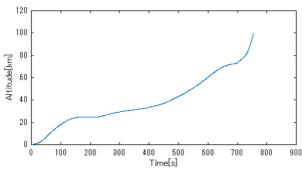


Figure 7. Flight path (800kg)

9. まとめ

初期質量が 1000kg の場合(Fig.6), 約 600s 付近で一時的に降下後,700s 付近で上昇して目標高度へ到達した. また初期重量が 800kg の場合は降下することなく目標高度へ達した. 以上より迎角を最適化することで初期重量が上昇飛行経路に及ぼす影響を調査することが出来た.

10.参考文献

[1] H.Yoshida, K.Yamaguchi, and Y.Ishikawa: \[Stoshastic Process Optimijation Techique \] , Applied Mathematics, No.19, 2014.

[2]長友信人, 稲谷芳文, 成尾芳博, 川口淳一朗:「HIMES 飛翔構想体」日本航空宇宙工学会誌, 第39巻, 第454号, pp.565-570, 1991.