

サブオービタル宇宙機のエンジン性能の上昇飛行経路に及ぼす影響

Effect of Suborbital Spaceplane Engine Performance on Ascent Flight Path

○相川真亮¹, 刺刀一匡², 吉田洋明³*Masaaki Aikawa¹, Kazumasa Kamisori², Hiroaki Yoshida³

Abstract: In recent years, the suborbital spaceplanes have been attracting attention as a way of further utilization of space. In this study, we investigated the effect of specific impulse on the ascent flight path and payload of a fully reusable single-stage suborbital spacecraft being developed by PD Aerospace Corporation, which uses an engine that can switch between rocket and jet combustion modes. As a result, the flight path changed and the payload increased with the specific impulse increased.

1. 緒言

1996年からXプライズ財団が開催した「Ansari X Prize」を機に民間主導でサブオービタル機が開発されるようになった。日本では、PDエアロスペース株式会社と株式会社SPACE WALKERが設立された。PDエアロスペース社は2007年に設立され、2020年に無人機、2024年に有人機の運航開始を目指し、サブオービタル宇宙機の開発を進めている。しかしながら、比推力が変化した場合の飛行経路と終端質量への影響は検討されていない。そこで本稿では、PDエアロスペース株式会社が開発を進めるサブオービタル宇宙機についてエンジンの比推力を変化させた場合に上昇飛行経路と終端質量に及ぼす影響を調べた。

2. 機体/エンジン

2.1 機体

PDエアロスペースが設計し開発中である単段式サブオービタル宇宙機X07fの基本形状と空力特性を用いる。Fig 2.1.1にPDエアロスペースが開発中の機体構想例^[1]を示す。

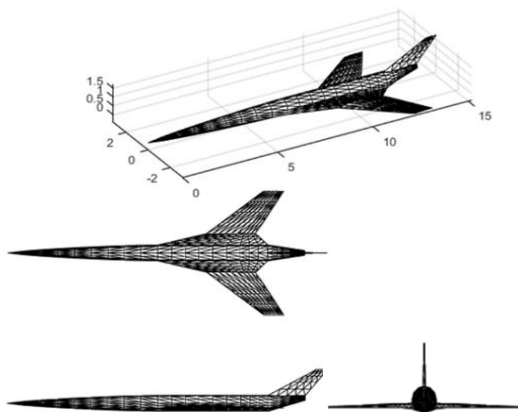


Fig 2.1.1 PDエアロスペースの機体構想例

2.2 エンジン

機体に搭載するエンジンは、パルスデトネーションエンジン (Pulse Detonation Engine, PDE)を2基用いる。PDEは爆轟(デトネーション)と呼ばれる超音速の燃焼

を間歇的に行うデトネーション燃焼サイクルを用いたエンジンである。PDEはロケットエンジンと構造が一体化されており空気弁を開閉するだけでロケット燃焼モードとジェット燃焼モードを切り換えることができる。また、エンジンの構造上ジェットエンジンとロケットエンジンを使用する場合に比べ、タービンが無い分、軽くなりペイロードを大きくすることが期待できる^[2]。また、ロケットエンジンのみを使用した機体と比べると、酸化剤の搭載量が少なくなり、軽くなるためペイロードが大きくなる可能性がある^[2]。本稿では、ロケット燃焼モードの性能を推力80kN並びに比推力300sで固定し、ジェット燃焼モードの推力16kNとし比推力を3000sから300sごとに1800sまで変化させ上昇飛行経路と終端質量への影響を調べる。

3. 計算モデル

3.1 座標系

飛行経路の最適化に用いる赤道面内の座標系(極座標)をFig 3.1.1に示す。飛行経路の最適化を行う際、簡単のため機体を質点として扱う。また、地球を球として扱い、機体の運動を赤道面内の縦平面内の運動に限定する。したがって、ここでは赤道面内の極座標を用いる^[3]。

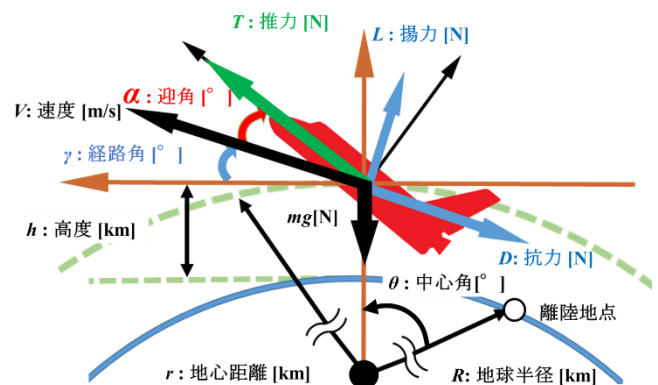


Fig 3.1.1 機体の赤道面内の座標系

3.2 運動方程式

機体を質点として扱ったときの赤道面内の運動方程式を式(3.2-1)~(3.2-5)に示す。速度方向に対し、パイロ

ットの操縦操作で変化する機体の傾きを迎角という。揚力 L と抗力 D は迎角 α の関数であるため迎角 α の時間履歴を与えれば以下の運動方程式を連立して解くことで上昇飛行経路が定まる^[1]。

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \quad (3.2-1)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{V \cos \gamma}{r} \quad (3.2-2)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T \cos \alpha}{m} - \frac{D(\alpha)}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \quad (3.2-3)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{L(\alpha)}{Vm} + \frac{T \sin \alpha}{Vm} - \frac{\mu \cos \gamma}{Vr^2} + \frac{V \cos \gamma}{r} \quad (3.2-4)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{(g_0 I_{sp})} \quad (3.2-5)$$

I_{sp} : 比推力 [s], μ : 重力定数($g_0 R^2$) [m^3/s^2], g_0 : 海面上の重力加速度 [m/s^2]

3.3 飛行条件

飛行条件は以下の通りである。

初期条件をマッハ 0.3, 高度 $h = 0$ km, 機体質量 $m = 3100$ kg, 経路角 $\gamma = 0^\circ$ および迎角 $\alpha = 6.9^\circ$ とし, 離陸直後から飛行経路の計算を行う。

Fig3.3.1 に飛行条件の概略図を示す。

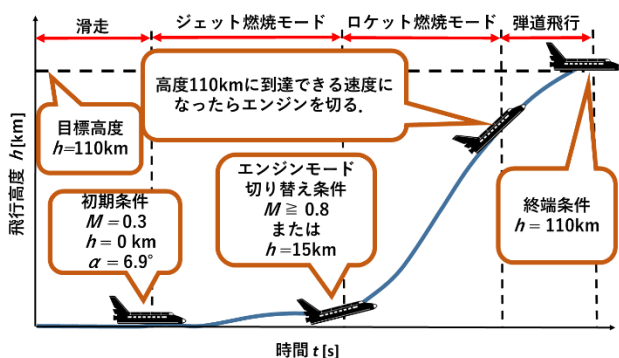


Fig3.3.1 飛行条件の概略図

4. 上昇飛行経路の最適化

上昇飛行経路の最適化を行う上でより多くの荷物を運べる上昇飛行経路が望ましいので, 評価関数は高度 110 km 到達時の機体の残存質量である終端質量とした。設計変数はパイロットの操縦操作で変更可能な迎角 α の時間履歴を与え, 最適化手法は確率過程最適化法^[4]を用いた。

5. 結果

推力を 16 kN に固定して比推力を 3000s から 300s 刻みで 1800s まで低下させた場合の結果を以下に示す。

この図の中で○はエンジンの切り替え点でエンジンを速度で切り替えたことを示し, ×は高度でエンジンを切り替えたことを示す。また, △はエンジンを停止させた停止点を示す。

比推力が小さい場合(2400~1800s)は終端質量と飛行経路がほぼ同じとなり, 比推力が大きい場合と比べて終端質量が小さくなる傾向があることが分かった。比推力が大きくなると終端質量も大きくなり飛行経路にも差が表れた。

Tab 4.1 比推力を変更した場合の終端質量まとめ

推力[kN]	比推力[s]	3000	2700	2400	2100	1800
16		1729kg	1692kg	1642kg	1653kg	1645kg

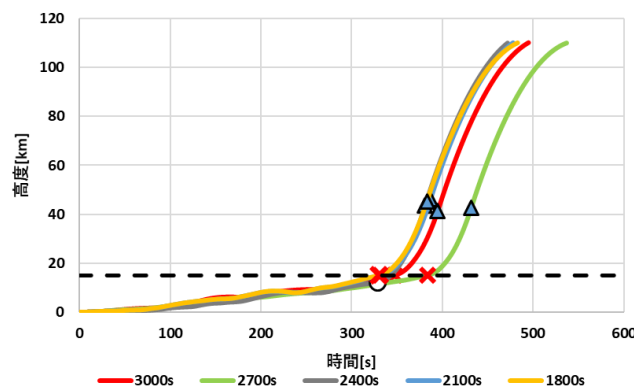


Fig4.1 比推力を変更した場合の高度の時間履歴

6. 結言

エンジンの比推力を変化させた場合に上昇飛行経路と終端質量に及ぼす影響を調べた。今後は, 推力を変化させた場合についての影響について調べる。

参考文献

- [1] 森田直人, 土屋武司, 緒川修治, 田口秀之: 「軌道・空力・構造同時最適化とサブオービタルプレーン適用結果」, 宇宙科学技術連合講演会講演集, 第 62 巻, 2018, ROMBUNNO.1005.
- [2] 笠原次郎: 「デトネーションエンジンの実現に向けて」, 日本エネルギー学会誌, 第 93 巻, 第 3 号, 2014, pp.219-226.
- [3] 加藤寛一郎: 「スペースプレーン-超高層飛行力学」 東京大学出版会, 1989, pp.66-67.
- [4] Hiroaki Yoshida, Katsuhito Yamaguchi, Yoshio Ishikawa: 「Stochastics Process Optimization Technique」, Applied Mathematics, Vol.5, No.19, 2014 年 1 月.