

K-32

サブオービタル宇宙機の比推力の変化が終端質量と上昇飛行経路に及ぼす影響 Effects of Changes in Specific Impulse of Suborbital Spacecraft on Terminal Mass and Ascent Flight Path

○永宗大空¹, 吉田洋明²

*Taku Nagamune¹, Hiroaki Yoshida²

A suborbital spacecraft has a shape similar to an airplane and is a transport vehicle that flies to space and returns. Because it takes off from the ground like an airplane, it is expected to be cheaper to use than a rocket because it can use airports and the aircraft can be reused. The technology is currently being developed by private companies for practical use. In this paper, we changed the specific impulse, which is an indicator of engine performance, and investigated the effect on the terminal mass and flight path.

1. 緒言

現在宇宙への移動手段はロケットであり、打ち上げには高額な費用が必要となる。そこで、より安価に宇宙を利用するためサブオービタル宇宙機の開発が進められている。PDエアロスペース社(以下、PDAS社)においても、サブオービタル宇宙機の開発が進められており、比推力の変化が終端質量と上昇飛行経路に及ぼす影響を調べた。

2. 機体

PDAS社が現在開発中であるサブオービタル宇宙機X07Fの基本形状と機体構想例をFigure 1に示す。本稿では燃料も含めた機体の初期質量を3100kgとして影響を調べる。

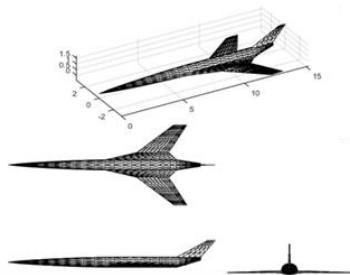


Figure 1. Example of X07F aircraft concept

3. エンジン

機体に搭載するエンジンには、デトネーションエンジンを2基用いる。PDAS社のデトネーションエンジンはロケットモードとジェットモードを任意に切り替えることができる。本稿のデトネーションエンジンは、ロケットモードの推力を80kN、比推力を300s、ジェットエンジンの推力を16kNに固定し、比推力を3000s、2700s、2400s、2100sおよび1800sの5通りでその影響を調べる。エンジンモード切り替えの条件は高度15km

に達した時とする。

4. 座標系

飛行経路の最適化に用いる座標系をFigure 2に示す。機体を質点として扱い、地球の赤道面内の極座標を用いる。

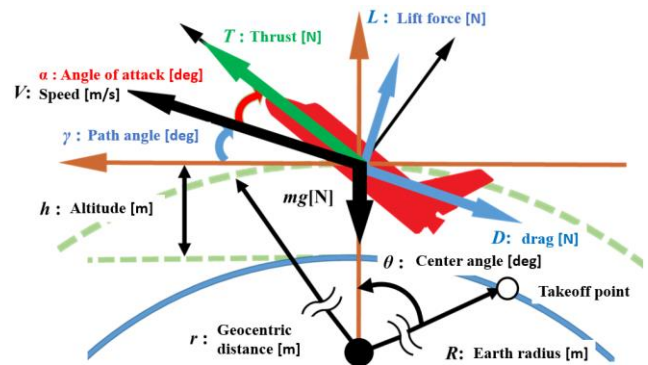


Figure 2. Aircraft coordinate system

5. 運動方程式

揚力を L 、抗力を D 、迎え角を α とすると、式(1)~(5)の運動方程式から機体の上昇飛行経路が求まる。

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

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

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

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

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

ここで、 I_{sp} : 比推力[s], μ : 重力定数($g_0 R^2$)[m^3/s^2], g_0 : 海面上状の重力加速度 $9.8[m/s^2]$ である。

1: 日大理工・院(前)・精機 2: 日大理工・教員・精機

6. 飛行条件

初期条件は、飛行速度マッハ 0.3、目標高度 110km、経路角 0deg、迎え角 15deg とする。飛行条件の概略図を Figure 3 に示す。なお、離陸直後からの飛行経路を求める。設計変数はパイロットの操縦操作となる迎え角 α の時間履歴であり、評価関数は高度 110km に到達した時の質量を終端質量とした。また、最適化手法は確率過程最適化法を用いた。

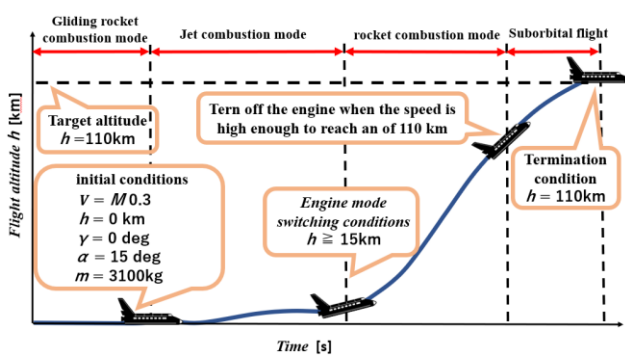


Figure 3. Flight conditions

7. 結果

初期質量を 3100kg、ロケットモードの推力を 80kN、比推力を 300s とし、ジェットモードの推力を 16kN、比推力を 3000s, 2700s, 2400s, 2100s および 1800s に変更した時の結果を Table 1 に示す。また、比推力ごとの時間と高度の関係を Figure 4 に示し、飛行距離と高度の関係を Figure 5 に示す。

Table 1 より、比推力が大きいほど終端質量も大きくなる傾向にあるが、それほど大きな違いは見られなかった。また、Figure 4 より、比推力が大きいほど目標高度に到達するまでの時間が長い傾向が見られ、Figure 5 では比推力 2400s のときの飛行経路が最も効率が良いと考えられ、比推力 2100s のときが飛行距離が長い結果となった。

Table 1. Terminal mass when specific impulse is changed

Specific impulse[s]	Flight time[s]	Terminal mass[kg]
3000	450	1779.47
2700	465	1749.85
2400	484	1751.99
2100	467	1722.41
1800	487	1699.97

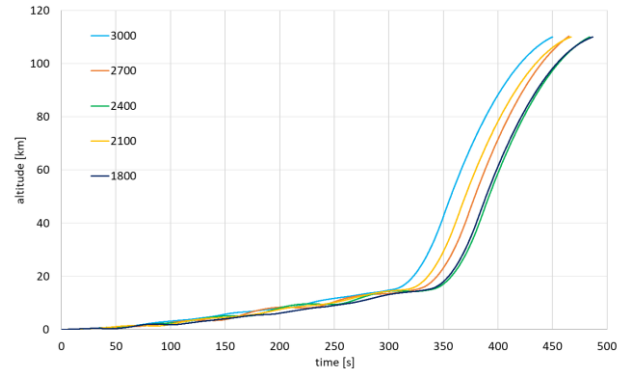


Figure 4. Relationship between time and altitude for each specific impulse

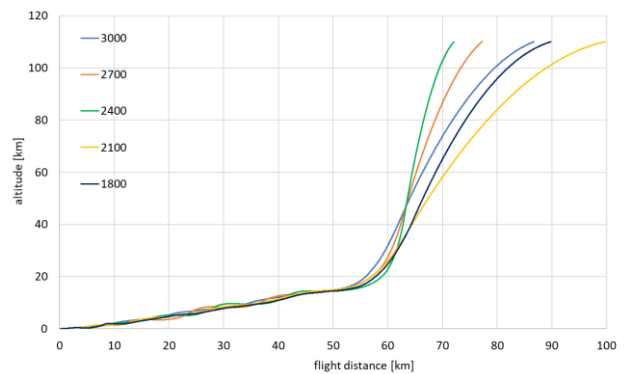


Figure 5. Relationship between flight distance and altitude for each specific impulse

8. 結言

比推力の変化が終端質量と上昇飛行経路に及ぼす影響を調べた。その結果、比推力が大きいほど終端質量が大きくなる傾向が見られたがそれほど大きな違いは見られなかった。また、比推力の違いにより飛行経路には変化が見られた。この結果について今後解析を進める。

9. 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, pp.62, 2018.

[2] 吉田洋明, 今野友和, 山口雄二, 石川芳男: 「経路積分の概念に基づく確率過程を利用した新たな最適化手法の提案」, 計算数理工学論文集, Vol.5, No.2, 2005.

[3] 石井崇充, 剃刀一匡, 緒川修治, 吉田洋明: 「サブオービタル宇宙期の初期質量とエンジン推力が終端質量に及ぼす影響」, 宇宙科学技術連合講演会講演集, 66, 2022