

K7-46

空気吸い込み式 WAX 系ハイブリッドロケットエンジンの実用性

Practicality of air breathing type WAX-based hybrid rocket engine

○小畑柁佑¹, 内田啓太¹, 高橋賢一²*Shusuke Obata¹, Keita Uchida¹, Kenichi Takahashi²

Abstract: Hybrid rocket engines are known to be low-cost and safe. Since almost all exhaust gas is carbon dioxide and water vapor, it is expected to operate not only in the space but also in the atmosphere. In this paper, the performance of hybrid rocket engine was evaluated when compressed air was used as oxidizer.

1. 研究背景

ハイブリッドロケットは、筒形にした非火薬の炭化水素系燃料の中へ酸化剤を流し点火し、推力を得ることで液体ロケットの利点である出力調整と爆発による危険性防止を両立したロケットである。

本研究では、ハイブリッドロケットの酸化剤に圧縮空気を採用することで航空機のロケットブースターへ応用することを提案する。具体的にはヘリコプターなどの小型航空機の最大速度の上昇や、大型機の離陸距離の短縮など様々な機種に対応できると考えられる。特に活躍することができる場として、災害時の輸送が挙げられる。

災害時においては航空機による被害状況の把握、ドクターヘリによる負傷者の搬送、大型輸送機による物資輸送など多くのタイプの航空機が活躍し、全ての行動を迅速に行うことが求められる。そこで、ロケットブースターを利用することで被害の軽減と復興支援に貢献できると考える。

今回の提案の大きな利点は主に三つある。

一つ目は通常のロケットブースターに比べ、安全であることである。ハイブリッドロケットはその性質上、万が一、固体燃料と酸化剤が混合したとしても、着火源がなければ爆発的な燃焼を起こす可能性は非常に低い。このように、ハイブリッドロケットの安全性は、本質的に高いものである。^[1]

二つ目は燃料が多く積める事が挙げられる。従来のハイブリッドロケットは体積の約半分を酸化剤を収納するタンクが占めているため固体燃料の積載量に限りがある。しかし、今回の提案においては圧縮機によって外部から酸化剤を取り込むという方式をとっているため、ロケットの体積のほとんどを固体燃料に使える。その結果燃焼時間の向上とロケットブースターの小型化が望める。

三つ目は燃料の保存に特別な施設が必要ないことである。ハイブリッドロケットに用いる固体燃料は大気下において着火が非常に難しく、たとえ着火しても爆発の危険性が非常に低い。そのため空港などの一般的な施設にも容易に貯蔵することができる。

次に今回の提案におけるデメリットや検証が必要な点として、過去の研究事例の不足が挙げられる。研究の一例として、固体燃料ラムジェットが挙げられるが、これは燃焼器内の固体燃料を大気中から燃焼機に流入された圧縮空気とともに燃焼される推進機関^[2]であり、気体内外の気圧差で空気を圧縮、流入する方式である。このように、音速下において空気吸い込み式を採用した研究報告や特許は過去にいくつか存在するものの、低速で実験した例はほとんどない。そのため、今回は燃焼試験を行い、エンジンの性能を評価する。

2. 理論計算

今回は固体燃料を WAX とし、酸化剤に酸素及び空気、亜酸化窒素を用い、NASA-CEA を利用して理論計算を行った。計算条件は $A_o/A_r=70$, $P_i=3 \text{ MPa}$ とした。

Figure 1 に比推力と O/F の関係を示す。

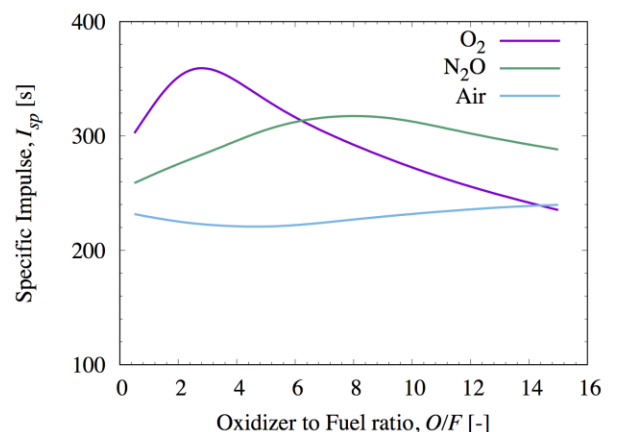


Figure 1. Specific impulses of various oxidizers

まず初めに O/F の最大値に注目すると、酸素が 3、亜酸化窒素が 8、空気はグラフからは読み取れないが少なくとも 14 以上となる。次に比推力に注目すると酸素、亜酸化窒素、空気の順で大きいということがわかる。以上より気体中の酸素含有量が低くなるにつれ、燃料に対して必要な気体の量が増加し、比推力が低下することがわかる。

次に Figure 1 で空気の O/F の最大がわからなかったためさらに範囲を拡大した上で理論計算を行った。結果のグラフを Figure 2 に示す。

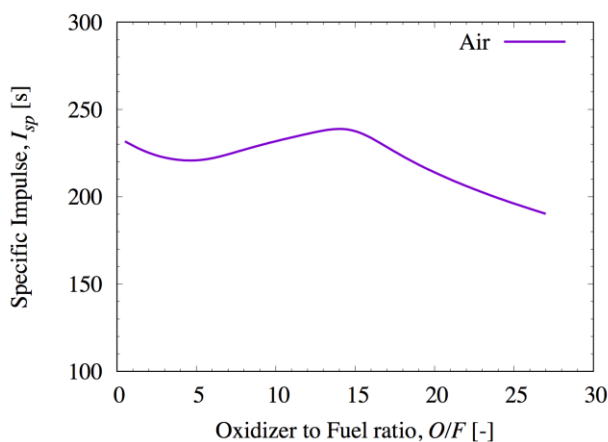


Figure 2. Specific impulses of air at large O/F

結果として $O/F=15$ で最大値を示すことがわかり、空気吸い込み式ハイブリッドロケットの運用には大量の空気を必要とすることがわかる。

3. 燃焼実験

今後行う実証実験における使用燃料、酸化剤及び実験条件について以下に記す。

- ・使用燃料:マイクロクリスタリンワックス (WAX)
製造元:日本精鐵製
型番:Hi-Mic-2095
融点:101 °C
密度:780 kg/m³(120°C)
- ・使用酸化剤:圧縮空気
一定の空気流量を得るため、圧縮機ではなくあらかじめ圧縮された空気を用いる。

・実験装置

Figure 3 に燃焼器の概略図を示す。

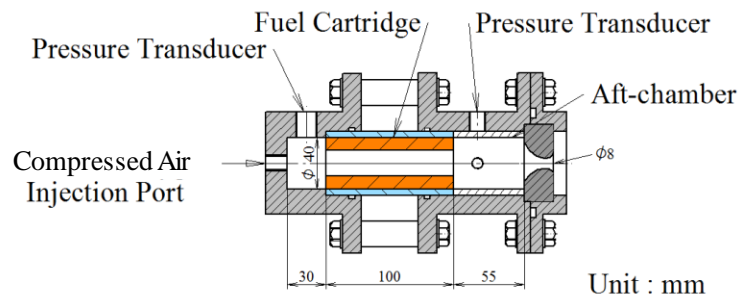


Figure 3. Combustion chamber

4. 考察及び今後の予定

空気には約 21% しか酸素が含まれていないため、通常のハイブリッドロケットと比べて大量の空気が必要となることが予想できる。そのため、大量の空気を効率よく取り組むことのできる軸流式圧縮機が最も適していると考えられる。

今後は実証実験を行うことで実際の性能評価を行っていく予定である。その際に今回の理論値の計算で新たに浮上した問題点として、着火性の悪さが懸念される。流量が少ない場合、酸素含有量の低さから着火がしにくいことが考えられる。着火に十分な流量まで増やしたとしても、空気の流れて WAX 表面が冷却されてしまうことや、たとえ点火に成功しても吹き消えてしまう可能性が考えられる。今後はこの結果を踏まえた上で実証実験を行っていく計画である。

5. 結論

本報告では、ハイブリッドロケットエンジンの酸化剤に、空気を用いた場合の理論計算を行った。理論計算の結果、酸化剤に空気を用いると酸素を用いた場合に比べ比推力が低下したことが分かった。発表の時には実証実験の結果を追加する予定である。

6. 参考文献

[1]高橋賢一, 高橋徹, 神林裕太:「ハイブリッドロケットの地上付近での利用について」, スペース・エンジニアリング・コンファレンス講演論文集, Vol.26, 2017

[2]飯田章英:「固体燃料ラムジェットの燃焼特性」, 工業火薬, Vol.53, No6, 1992