

## ハイブリッドロケットにおける構造設計を考慮した最適酸化剤

○ 舘山哲也 (神奈川大学大学院), 船見祐揮, 高野敦 (神奈川大学)

Optimal oxidizer considering structural design in hybrid rocket  
Tetsuya Tateyama, Yuki Funami and Atsushi Takano (Kanagawa University)

Key Words: Hybrid rocket, Oxidizer, Structural design

### Abstract

To inexpensive and quickly launch microsattellites, ultra-small hybrid rockets have been developed. The current goal to us is to reach an altitude of 100 km in 2020. For the new development of oxidizer tank, the selection of oxidizing agent was required. In consideration of not only the engine performance but also the structure design, the optimum oxidizing agent was selected. This study reported the result of nitrous oxide being the optimum oxidizing agent.

### 記号

$I_t$  : トータルインパルス  
 $I_{sp}$  : 比推力  
 $m_p$  : 推進剤重量  
 $g$  : 重力加速度  
 $\sigma_\theta$  : 周応力  
 $p$  : 内圧  
 $r$  : 内径  
 $t$  : 肉厚

### 1. 緒言

近年, 大学などで超小型衛星の開発・打上げが盛んになっている. ただし, 打上げは大型ロケットにより相乗りで行われており, 打上げ時期や軌道の選択の自由度がない. したがって超小型衛星を安価で, 迅速に打ち上げられる超小型ロケットの開発が望まれている. 神奈川大学航空宇宙構造研究室ではハイブリッドロケットと呼ばれるロケットエンジンに着目し, 超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるための超小型ロケットの開発・製作に取り組んでいる.

ハイブリッドロケットとは液体酸化剤と燃料に樹脂材料を使用したロケットであり, 推進剤に火薬類を使用しないため比較的安価である. そのため将来超小型衛星をハイブリッドロケットにて打ち上げる際に運用・管理コストを大幅に削減することができる.

そのため本研究室では, 最終目標を超小型衛星の打上げとし, 現在の目標は2020年に開発したロケット単体で高度100kmに到達することである. それに向けて2015年に独自ハイブリッドエンジンの開発に着

手し<sup>(1)(2)</sup>, 2016年に初の1kN級エンジンを搭載したロケットの打上に成功, 最高到達高度は1886mを記録した<sup>(3)</sup>. しかしこの独自開発エンジンは, 酸化剤タンクのみ既製品を使用しており, 市販のHyperTEK<sup>®</sup> ハイブリッドエンジン<sup>(4)</sup>のL型 (2.8L) の酸化剤タンクを用いていた. HyperTEK製品の酸化剤タンクには容積に限界があり, 今後より高高度に飛翔するハイブリッドロケットを開発するためには, 酸化剤タンクも含めたエンジンの開発を行い, 大型・軽量化していく必要がある.

従来使用していたHyperTEK製品の酸化剤タンクでは, 容積の限界 (最大で4.6 L), 自己加圧方式を想定した酸化剤タンク設計といった制約がある. そのため新規開発タンクでは, 必要とする容積を確保し, 酸化剤の選択肢を拡大することで, 従来の制約を解消する. 酸化剤の候補としては従来の亜酸化窒素に加えて, ハイブリッドロケットで広く用いられている液体酸素を新たに加える. 酸化剤選択のクライテリアは, 比推力向上といったエンジン性能も重要ではあるが, 本研究では構造重量および到達高度に着目し, 検討する.

最適酸化剤については, 大型ハイブリッドエンジン成立性の初期検討に関する文献<sup>(5)</sup>などにおいて, 亜酸化窒素と液体酸素それぞれの場合で大型化した際の比較が行われている. これらはエンジン性能に関して詳細な検討が行われているが, 著者の知る限り, 構造重量については十分に検討されていない. ロケットの到達高度は, エンジン性能である比推力と機体の構造重量が与える影響が大きい. そのためより高高度を目指すためには, 比推力向上と構造重量の

軽量化が必要である。酸化剤を選定する際、エンジン性能に着目するだけでなく、構造重量も考慮することでハイブリッドロケットにおける最適な酸化剤となる。そこで本研究では、到達高度100kmを見据え、構造設計を考慮した最適酸化剤の選定を研究目的とする。

## 2. ハイブリッドロケットの仕様および条件

以下に本検討におけるハイブリッドロケットに対する要求事項を示す。

- ・ペイロードおよび電気系統の合計質量を100kgとする。
- ・酸化剤には亜酸化窒素または液体酸素を用いる。
- ・燃料にはAcrylonitrile Butadiene Styrene共重合樹脂（以下ABS樹脂）を用いること。  
（3Dプリンタ製の複雑形状グレイン<sup>(3)</sup>を使用）
- ・加速度は6G以下にすること。  
（搭載する衛星への配慮）
- ・エンジンのトータルインパルスは、高度100kmに到達するように設定すること。

本推進系の仕様は、亜酸化窒素または液体酸素を用いる場合の2通りであり、以下の通りとする。

- ・亜酸化窒素の供給方法はブローダウン方式とする。
- ・液体酸素の供給方法はヘリウムガスによるガス加圧式とする。（ポンプ式は高価であるため除外）

最適酸化剤の検討を行うための前提条件を以下のように定める。

- ・機体構造重量（圧力容器を除く）は推進系合計重量に対し、0.2倍と仮定して算出する。  
（推進系合計重量）＝（推進剤重量）＋（推進系構造重量）
- ・推力と燃焼時間は酸化剤によらず同一とする。

## 3. 最適酸化剤の検討方法

最適酸化剤の検討方法は、「トータルインパルスが同一の場合、亜酸化窒素と液体酸素のどちらがより軽量に設計できるか」とする。これはトータルインパルスが同一の場合、軽量な機体の方がより高高度に飛翔できることから、より軽量に設計できる酸化剤を選定するためである。最適酸化剤選定までの主な流れを図1に示す。

トータルインパルスは高度100kmを見据えて推定した値を用いて計算する。その後、到達高度を計算し、100kmに届かない場合や高度が高すぎる場合は再

度トータルインパルスを推定し、計算する。

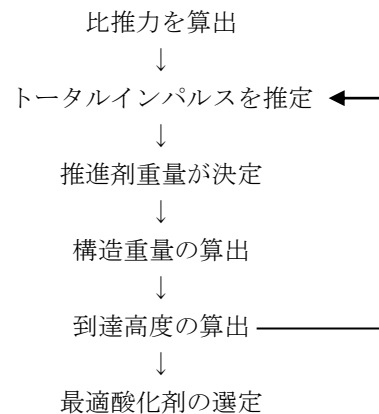


図1 最適酸化剤選定までの流れ

## 4. 計算方法

### 4-1 比推力

比推力はNASA CEA(RP-1311)<sup>(6)</sup>を用いて算出する。主な計算諸元は以下である。

- ・燃料：ABS樹脂
- ・酸化剤：亜酸化窒素または液体酸素
- ・燃焼圧
  - 亜酸化窒素：3MPa（実験値より、一定値を仮定）
  - 液体酸素：3, 5, 7, 9MPaそれぞれの場合で検討
- ・O/F
  - 亜酸化窒素：5.09（当量比  $\phi=1.60$ ）
  - 液体酸素：1.84（当量比  $\phi=1.60$ ）
- ・酸化剤は液体でタンク内に充填され、燃料には気化した状態で反応すると仮定

液体酸素の燃焼圧は、亜酸化窒素と同じ3MPaに加えて5, 7, 9MPaと高くした場合も計算し、最も到達高度が高くなるものを亜酸化窒素と比較する。亜酸化窒素と違い液体酸素は加圧ガスを使用するため、燃焼圧を上げて比推力を向上させることができる。しかし燃焼圧を上げることにより、圧力容器の構造重量の増加も見込まれるため、到達高度で比較し、最も高度が高くなる燃焼圧を採用する。亜酸化窒素は自己加圧式とするため、これまでの燃焼試験で得られた3MPaを用いる。

液体酸素のO/Fは、これまでの燃焼試験によって求めた亜酸化窒素の当量比1.60に合わせる。

### 4-2 推進剤重量

推進剤重量は、次式より求める。

$$I_t = I_{sp} m_p g \quad (1)$$

トータルインパルスは100kmを見据えて推定した値を用いる。比推力は4-1で算出した値を用いて推進剤重量を算出する。

#### 4-3 圧力容器の重量

ハイブリッドロケットエンジンの圧力容器（酸化剤タンク、加圧タンク、モータケース）はCFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)で設計し、液体酸素の酸化剤タンクのみ極低温のためアルミニウムで設計する。構造重量は以下の式を用いた強度計算により肉厚を算出し、重量を算出する。

$$\sigma_\theta = \frac{pr}{t} \quad (2)$$

$$\sigma_\theta = \frac{pr}{2t} \quad (3)$$

### 5. 計算結果

液体酸素の燃焼圧を3, 5, 7, 9 MPaにした場合の重量比較を図2, 到達高度を含む其他計算結果を表1に示す。

図2に示すように、燃焼圧を上げると機体合計重量が増加していくことが分かった。表1に示すように、燃焼圧を上げると、比推力は向上したが、合計機体構造重量も増加した。その結果、本検討で行った燃焼圧3, 5, 7, 9MPaで比較すると、3MPaの時に到達高度が一番高くなることが分かった。よって本検討では、液体酸素の燃焼圧は3MPaを採用した。

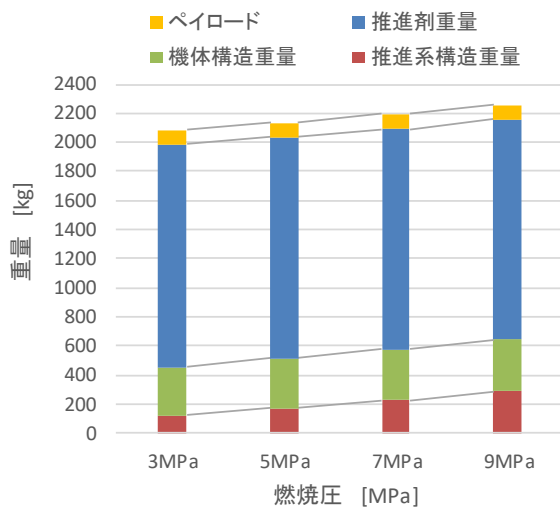


図2 機体重量比較（液体酸素の燃焼圧別）

表1 計算結果（液体酸素の燃焼圧別）

単位	3MPa	5MPa	7MPa	9MPa
比推力	239	241	242	243
トータルインパルス kN-s	3600	3600	3600	3600
推進剤重量 kg	1533	1523	1518	1513
合計機体構造重量 kg	452	512	575	644
機体合計重量 kg	2085	2135	2193	2258
加速度 G	5.9	5.7	5.6	5.4
到達高度 km	116	103	92	81

※（合計機体構造重量）

$$= (\text{機体構造重量}) + (\text{推進系構造重量})$$

酸化剤別の機体重量比較を図3, 到達高度を含む其他計算結果を表2に示す。なお表2の「N2O-O2」は亜酸化窒素の場合の値から液体酸素の場合の値を引いたものである。

図3および表2に示すように、機体合計重量は液体酸素の方が軽量に設計でき、比推力も液体酸素の方が高くなることが分かった。しかし、機体合計重量の内訳を見てみると、大部分を占める推進剤重量は亜酸化窒素の方が165kg重い、合計機体構造重量は液体酸素の方が66kg重くなることが分かった。その結果、到達高度で比較すると、亜酸化窒素の方がより高高度に飛翔することが分かった。これは亜酸化窒素の方が合計機体構造重量を軽量に設計できたためである。

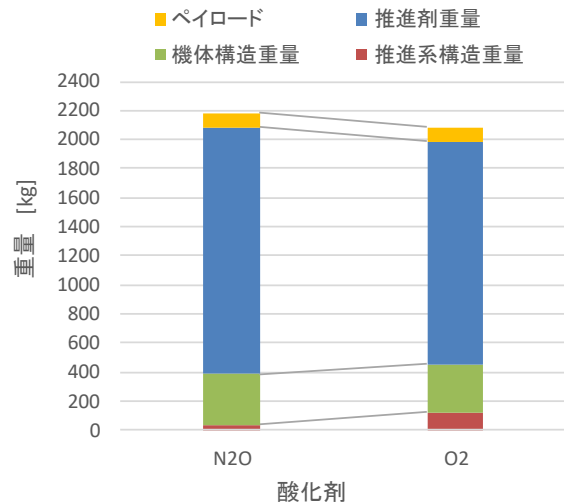


図3 機体重量比較（亜酸化窒素と液体酸素）

表2 計算結果（亜酸化窒素と液体酸素）

	単位	N2O	O2	N2O-O2
比推力	s	216	239	-23
トータルインパルス	kN-s	3600	3600	0
推進剤重量	kg	1699	1533	165
合計機体構造重量	kg	386	452	-66
機体合計重量	kg	2184	2085	99
加速度	G	5.6	5.9	-0.3
到達高度	km	121	116	5

※（合計機体構造重量）

$$= (\text{機体構造重量}) + (\text{推進系構造重量})$$

## 6. 結言

本研究では、トータルインパルスを同一と仮定した到達高度100kmを目指すハイブリッドロケットにおいて、構造設計を考慮すると、亜酸化窒素と液体酸素のどちらがより軽量に設計できるか検討した。その結果は、液体酸素の方が機体合計重量は軽量になったが、亜酸化窒素の方が構造重量を軽量に設計できるため、亜酸化窒素の方が高高度に飛翔することが分かった。そのため今後使用する酸化剤を亜酸化窒素とし、酸化剤タンクの新規開発を行う。

## 参考文献

- (1) 丸島雄健, 平山晶太: ハイブリッドロケットエンジンの研究・開発, 神奈川大学卒業論文 (2016)
- (2) 柳沼友希: 3Dプリンタを利用したハイブリッドロケット用軽量構造物の開発, 神奈川大学卒業論文 (2016)
- (3) 舘山哲也, 高野敦: CFRP強化軽量ハイブリッドロケットエンジンの開発, 日本航空宇宙学会第48期年会講演会講演集, JSASS-2017-1106, 2017
- (4) Cesaroni Technology Incorporated, <http://www.hypertekhybrids.com/manual.pdf>, February 2018
- (5) 和田豊, 加藤信治, 堀恵一: 使い切り上段推進系を想定した大型ハイブリッドエンジンの成立性検討, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2014-4182, 2014
- (6) Sanford Gordon, Bonnie J. McBride: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis, NASA Reference Publication 1311, October 1994