

# 到達高度 100km を目指す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

館山哲也<sup>\*1</sup>, 船見祐揮, 高野敦<sup>\*1</sup>

## Optimal oxidizer considering structural design in hybrid rocket toward an altitude of 100 km

Tetsuya TATEYAMA <sup>\*1</sup>, Yuki FUNAMI and Atsushi TAKANO <sup>\*2</sup>

### 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. Therefore, in this study, in the hybrid rocket aiming for the reaching altitude of 100 km, the optimum oxidizing agent in consideration of the structural design was examined. This study reported the result of nitrous oxide being the optimum oxidizing agent.

**Keywords:** Hybrid rocket, Optimal oxidizer, Structural design

### 概要

超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるため、超小型ハイブリッドロケットの開発・製作に取り組んでいる。現在の目標は、2020年に高度100kmに到達することである。そこで本研究では、到達高度100kmを目指すハイブリッドロケットにおいて、構造設計を考慮した場合の最適な酸化剤を検討した。本研究では、亜酸化窒素が最適酸化剤であるという結果を報告する。

### 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. はじめに

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全である。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® 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。亜酸化窒素は自己加圧で使用できるメリットがあるが、デメリットとして窒素は酸化反応には寄与しないことがあげられる。一方で液体酸素は全量が酸化剤として使用可能なメリットがあるが、加圧ガスおよび加圧用タンクが別途必要となり、構造重量が増加してしまうデメリットがある。こうした背景から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、本研究ではペイロード比に着目し、検討する。

文献<sup>(5)</sup>では、大型ハイブリッドエンジン成立性の初期検討が行われており、大型化したハイブリッドロケットの酸化剤別の比較が行われていた。これら文献において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、構造重量についても考慮した文献は見当たらない。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（準静的）は6G以下になるよう調整。（ペイロードへの過負荷を避けるため）
- ・エンジンのトータルインパルスは、到達高度100kmとなるよう設定すること。

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：供給方法はブローダウン方式とする。
- ・液体酸素：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）  
酸化剤タンク圧力は燃焼圧+2MPa、加圧ガスタンク圧力は22MPaとして計算する。  
加圧ガスの必要体積は理想気体の状態式より、温度一定と仮定し算出する。

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)

### 3. 最適酸化剤の検討方法

最適酸化剤の検討方法は、「ペイロード（100kg想定）を搭載し、高度100kmに到達する場合、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。本検討ではペイロード重量は同一のため、機体が軽量に設計できる方、つまりペイロード比が大きい方を最適な酸化剤とする。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、計算を繰り返す。最終的に到達高度100km時の重量で比較を行う。

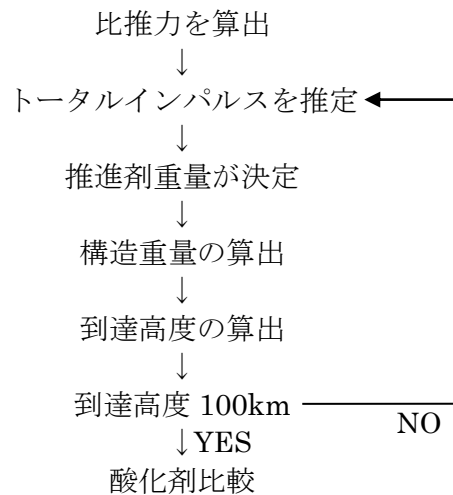


図1 最適酸化剤選定までの流れ

### 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（比推力最大）
  - 亜酸化窒素：5.04（当量比  $\phi=1.61$ ）
  - 液体酸素：1.65（当量比  $\phi=1.79$ ）
- 酸化剤は液体でタンク内に充填され、燃焼時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、最もペイロード比が大き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。そのため液体酸素は燃焼圧3, 5, 7, 9 MPaの場合で検討・比較し、ペイロード比が最も大き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。

#### 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。強度計算は、胴部分は式(2)，上下半球部分は式(3)を用いて肉厚を算出し，そこから構造重量を算出する。強度計算に用いた値を以下に示す。

- ・ A7075-T7351 引張強度 434 [MPa]
- ・ CFRP (HSX350C075S) 繊維方向の引張強度 2188 [MPa] (0°×18層を引張試験により実測した値)  
擬似等方性の引張強度 838 [MPa]

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

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

## 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，ペイロード比を含むその他計算結果を表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きことが分かった。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の時にペイロード比が一番大き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。

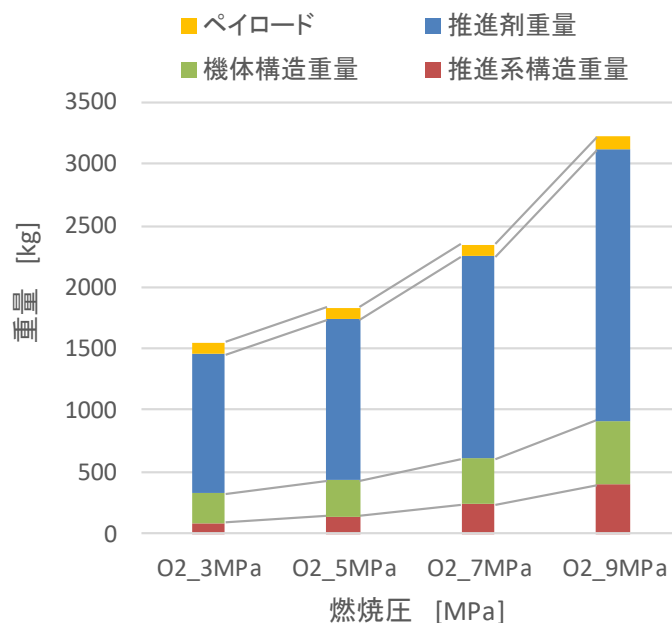


図2 機体重量比較 (液体酸素の燃焼圧別)

表1 計算結果（液体酸素の燃焼圧別）

	単位	3MPa	5MPa	7MPa	9MPa
比推力	s	240.6	241.8	242.6	243.1
トータルインパルス	kN-s	2660	3100	3900	5250
合計機体構造重量	kg	325	430	608	916
機体合計重量	kg	1553	1837	2348	3218
到達高度	km	100	100	100	100
ペイロード比	-	0.064	0.054	0.043	0.031

※（合計機体構造重量）＝（機体構造重量）＋（推進系構造重量）

酸化剤別の機体重量比較を図3、ペイロード比を含むその他計算結果を表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、機体合計重量はわずかではあるが亜酸化窒素の方が軽量に設計できることが分かった。一方でエンジン性能である比推力は液体酸素の方が高くなることが分かった。結果として、機体合計重量および合計機体構造重量は亜酸化窒素の方が軽量に設計できるため、ペイロード比で比較すると亜酸化窒素の方がわずかではあるが大きくなることが分かった。よって今後の酸化剤タンク開発では、亜酸化窒素を用いることにした。

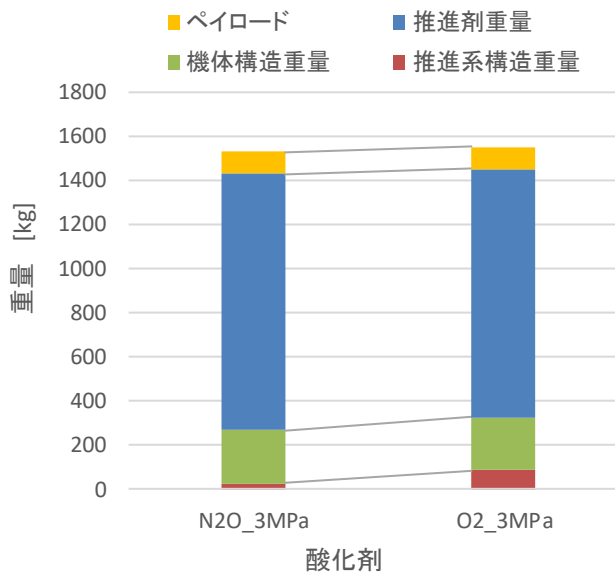


図3 機体重量比較（亜酸化窒素と液体酸素）

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	241	-25
トータルインパルス	kN-s	2470	2660	-190
合計機体構造重量	kg	264	325	-61
機体合計重量	kg	1530	1553	-23
到達高度	km	100	100	0
ペイロード比	-	0.065	0.064	0.001

※（合計機体構造重量）＝（機体構造重量）＋（推進系構造重量）

## 6. 結言

本研究では、ペイロード（100kg想定）を搭載し、高度100kmに到達する場合、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検討した。結果は、亜酸化窒素の方が機体構造重量および

機体合計重量が軽量に設計でき、亜酸化窒素の方がわずかではあるがペイロード比が大きくなることが分かった。そのため2017年度以降使用する酸化剤は亜酸化窒素とし、酸化剤タンクの新規開発を行う。今後の課題としては、本検討では行えていない液体酸素の加圧タンクに断熱膨張を考慮することやノズルスロート径を推力に合わせて設計し、比推力を求めていくことでより詳細な検討を行い、ハイブリッドロケットにおける最適酸化剤を検討し、酸化剤タンク開発につなげていく。

#### 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

---

\*1 神奈川大学大学院 (Kanagawa University graduate school)

\*2 神奈川大学 (Kanagawa University)