



## 高速走行軌道装置のサブスケールプロトタイプの推進器の検討：実施報告

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 豊田, 貴久, 宮瀬, 宗彦, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008660">http://hdl.handle.net/10258/00008660</a>

## 高速走行軌道装置のサブスケールプロトタイプの推進器の検討：実施報告

著者	豊田 貴久, 宮瀬 宗彦, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2005
ページ	24-29
発行年	2006-08
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008660">http://hdl.handle.net/10258/00008660</a>

豊田 貴久(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

宮瀬 宗彦(機械システム工学科 高速流体力学研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)

---

## 1. はじめに

小型超音速飛行実験機の飛行実証の前段階として、機体の各コンポーネントの高速環境下での性能を、地上において安全かつ確実に実証する必要がある。そこで、無人飛行機の開発に並行して、地上に敷設した鉄道軌道様の軌道上を超音速で走行できる「高速走行軌道実験装置」の開発を計画している。先例として、米国ユタ州ハリケーンメサに軌道長 3.6[km](加速区間 2.7[km], 減速区間 0.9[km]), 軌道間隔 1.48m の軌道装置が敷設されている。設計速度は 750m/sec であり、固体ロケットクラスターまたはジェットエンジンによって推進される。減速は、レールの間のプールに貯めた水をすくって前方へはじき飛ばす際の反力によって行っている。1955 年に建設されて以来今日においても各種の高速走行試験に供されている。このような実験装置はわが国には先例がなく、我が国の航空宇宙輸送技術の革新のために必須であるので、北海道の地の利を生かして構築することはきわめて意義深い。

高速走行軌道実験装置の実機の規模としては、軌道長 2~3[km], 台車全備重量 500[kg]程度、加速度 10[G]程度、と想定される。従って加速用推進器としては 5[ton]程度の推力が必要である。また、地上で運用するため、安全・無公害・低騒音であることが望まれる。そのような推進器としては、道内産学共同事業として開発されつつあるハイブリッドロケット(推力 400[kg]級)をクラスターにして搭載することが有望である。これは、液体酸素とプラスチックを燃料とするロケットエンジンであり、燃料に火薬や有毒成分を含まないため、固体ロケットに比べて格段に安全かつ廉価とされている。

一方、上記の実機規模の軌道装置を開発する前段階として、サブスケールの軌道装置(プロトタイプ)を試作し、加速技術、減速技術、潤滑、走行時の振動の制御、遠隔制御技術、遠隔計測技術、等を実証することが必須である。その場合、サブスケール軌道装置は大学構内あるいは市街地近隣に敷設する事が想定されるため、加速用推進器としては、火災等の危険が極力少なく、簡便に取り扱えるものがある必要がある。そのような推進器として、液体窒素と水を混合することによる膨張圧を利用した非燃焼型ロケットエンジンが有望視される。

このような、開発されるべき軌道装置の規模および構成の素案を Table 1 に示す。また、打ち上げ目的のロケットと異なって、地上を走行するロケットエンジンの場合、各種の法規制の適用対象となる事が予想されるので、サブスケール軌道装置の試作・運用を通して関連法規制を調査する事が有効である。

そこで、本研究では、高速走行軌道実験装置のプロトタイプであるサブスケール軌道装置に搭載することを想定して、液体窒素・水ロケットエンジンの実験室モデル Laboratory model を設計し、その特性や性能を、解析ならびに実験によって明らかにすることをねらう。

Table 1. 開発されるべき軌道装置の規模および構成の素案.

	Scale	Propulsion system	Location
Full Scale Sled	Rail width: 1.5m Rail length: 2~3km Sled total weight: 500kg	Clustered CAMUI hybrid rocket engines of 400kgf thrustclass. Total thrust: 5tonf	TBD
Subscale Prototype	Rail width: 0.5m Rail length: 100m Sled total weight: 50kg	LN2-H2O rocket engine(s). Total thrust: 500kgf	Inside or near Muroan
Smallscale Exhibition Model	Rail width: 0.15m Rail length: 10m Sled total weight: 2kg	Turbojet engine for model airplanes. Total thrust: 8kgf	Inside the campus

## 2. 実験装置の設計の概略

一般に、ロケットエンジンの設計は、使用する推進薬が特定のものであったとしても、その混合前の状態、混合比、および混合室圧力のそれぞれが異なる無数の組み合わせの中から、良好な性能を発揮する点を選ぶ必要がある。また、今回構想している液体窒素と水の組み合わせについては、液体窒素と熱水の混合により生ずる蒸気爆発現象自体のメカニズムや、気液混相ノズル流のメカニズムが未だ明確でない。このため、広範な条件下で実験を行なうことによる経験とデータの蓄積が不可欠である。そこで、エンジンの設計・試作を以下の2段階に分けて実施する。

- 1) 実験室モデル(Laboratory Model): 地上に据え置いて作動させ、エンジンの特性を把握するためのものである。可変機構を複数設け、作動条件の変更を広範かつ容易に行なえるように設計する。また、大学実験室における作動を想定して、通常の法規制による安全基準に則り、十分な構造強度を与えると共に安全弁等を設置する。
- 2) 軌道装置搭載モデル: 通常のロケットの打ち上げモデル(Flight Model)に相当する。実験室モデルによって判明した最適作動条件で設計される。推重比を稼ぐために極限設計を要する。

本研究では、上記1の実験室モデルを構想・設計する。

実験装置の仕組みは、Fig. 1 のように推進剤の液体窒素( $N_2$ )と加熱剤の水( $H_2O$ )を液相状態で貯蔵し、ガス圧送方式によって混合室に噴射・混合し、膨張した窒素をノズルから噴射して推力を得るものである。液体窒素と水は大気圧下で温度 77[K]および 373~473[K]でタンクに貯蔵される。タンクと混合室には安全のために安全弁ないしは破裂板を設ける。また、Fig. 2 のようなプラグノズルを搭載し、混合室容積およびスロート面積を変えることができるようにする。混合室の容積は約 1,500~10,000[cm<sup>3</sup>]、ノズルスロート部の面積は完全閉鎖状態から 113[cm<sup>2</sup>]まで連続して調節可能とする。これにより、推進薬の種類およびその状態に大きく左右される特性混合室長さ $L^*$ を13~∞[cm]の範囲で調節し実験を行なうことが可能である。参考までに、実用されている各種推進薬の特性燃焼室長さを Table 2 に示す。

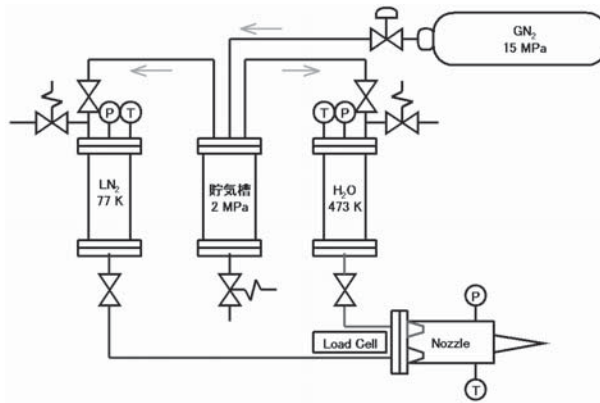


Fig. 1. 液体窒素・水ロケットエンジンの実験室モデルの概略構成.

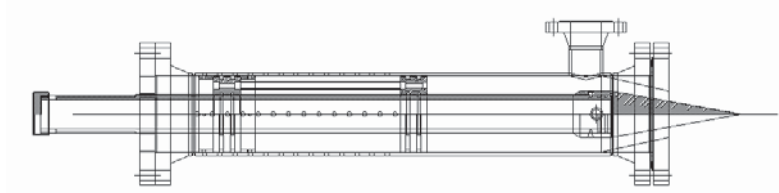


Fig. 2. 液体窒素・水ロケットエンジンの実験室モデルの可変式混合室およびノズル.

Table 2. 代表的な燃料の特性燃焼室長さ.

酸化剤	燃料	$L^*$ [cm]
液体酸素	液体水素	78 (LE-7)
	JP-4	90~140
	ディーゼルオイル	125
	アルコール	125~250
濃硝酸	アニリン	100~440
	JP-3	125~150
ニトロメタン		475 以上

### 3. 性能予測

上記の設計の液体窒素・水ロケットエンジンの性能を、準一次元流解析によって推算する。解析のために以下の条件を仮定する：

- ガスと粒子の比熱はノズル流を通じて一定。
- 粒子径は十分小さく、ガスと粒子の速度は同一であり、熱平衡状態である。
- 粒子全体の占める容積は、ガス容積に比較し無視できるほど小さい。
- ノズル流は一次元。

このとき、比容積、気体定数、比熱比などは、粒子含有率  $\beta$  を用いて以下のように表される：

$$\beta = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_g + \dot{m}_s}$$

$$R = (1 - \beta)R_g$$

$$V = (1 - \beta)V_g$$

$$\gamma = \frac{(1 - \beta)(c_p)_g + \beta(c_p)_s}{(1 - \beta)(c_v)_g + \beta(c_v)_s}$$

ここで、 $\beta$ : 粒子含有率(全質量流量に対する水質量の割合),  $V$ : 比容積[m<sup>3</sup>/kg],  $p_c$ : 混合室圧力[MPa],  $T_c$ : 混合室温度[K],  $R$ : ガス定数[J/(kg·K)],  $\gamma$ : 比熱比[-],  $c_p$ : 定圧比熱[KJ/(kg·K)],  $c_v$ : 定容比熱[KJ/(kg·K)]であり, 添え字の  $s$ ,  $g$  は水粒子と窒素ガスを示す.

性能評価の指標となる特性排気速度  $C^*$ , 推力係数  $C_f$ , および比推力  $I_{sp}$ , 推力  $F$  は次式により定義される:

$$C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}}, \quad C_f = \frac{F}{p_c A_t}, \quad I_{sp} = \frac{C^* C_f}{g_0}, \quad F = C_f A_t P_c$$

特性排気速度  $C^*$ , 推力係数  $C_f$  は, それぞれ, 以下の式に変換でき, この式を用いて理論推算することが可能である.

$$C^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{(\gamma + 1)/(\gamma - 1)}}$$

$$C_f = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{(\gamma + 1)/(\gamma - 1)} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{(\gamma - 1)/\gamma}\right]}$$

これらを一次元ノズル流れの式に適用する. 混合室圧力は 1.0[MPa]とする. 得られた結果を以下に示す.

Fig. 3, 4 は, 粒子含有率  $\beta$  に対する混合ガス定数  $R$  と比熱比  $\gamma$  の値を示している. 粒子含有率  $\beta$  が増加すると  $R$  および  $\gamma$  は減少する. Fig. 5 に粒子含有率  $\beta$  と混合室温度  $T$  の関係を示す. 混合室温度 273[K] (0 [degC]) の所でグラフが不連続なのは, この温度以下では水は固相(氷)であり, この温度以上では液相だからである. Fig. 6 には, 特性排気速度  $C^*$  と混合室温度  $T$  の関係を示す. 一般に特性排気速度  $C^*$  は比熱比, 混合室温度, ガス定数の平方根に比例して向上することが知られている. Fig. 7 には推力係数  $C_f$  と混合室温度  $T$  の関係を示す.

以上の解析より, Fig. 8 に示されたとおり, 混合室圧力 1.0[MPa] および熱水温度 473[K] の場合, 粒子含有率 0.38, 混合室温度約 328[K] の際に比推力が最大値 50.52[sec] となる. また, 熱水温度 373[K] の場合, 粒子含有率 0.29, 混合室温度約 270[K] の際に比推力が最大値 48.46[sec] となることが予想されるが, エンジン内, 特に膨張により温度の低下が進むノズルスロット以降で水粒子の凍結が考えられる

ため、この点を避けて実験を行なう必要がある。また、混合室圧力を高めることによって比推力が増加する。Fig. 9は、473[K]の熱水を用い、混合室圧  $P_c$  の設定を 1.0~3.0[MPa]に変化させ、それぞれ最大比推力を得る推進薬の混合比における推力とスロート面積の関係を求めたものである。推力係数が圧力の関数なので推力は  $P_c$  に完全には比例しないが、スロート面積には直接比例する。スロート面積の最大値 113[cm<sup>2</sup>]に対して、混合室圧力を 3.0[MPa]としたときに 45,000[N]程度の推力が予測されている。ただし、実際には、スロート面積を大きくすることによって混合室圧力が下がる事が予想されるので、スロート面積の最適値が存在する。この最適値は実験によって求められる。

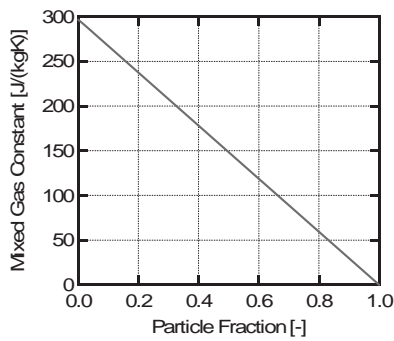


Fig. 3. 粒子含有率と気体定数の関係。

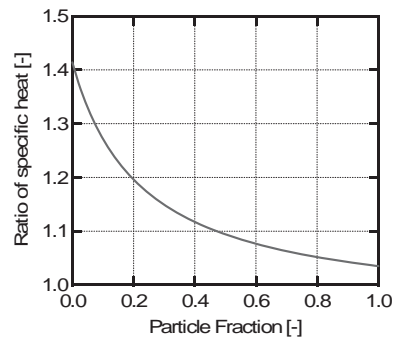


Fig. 4. 粒子含有率と比熱比の関係。

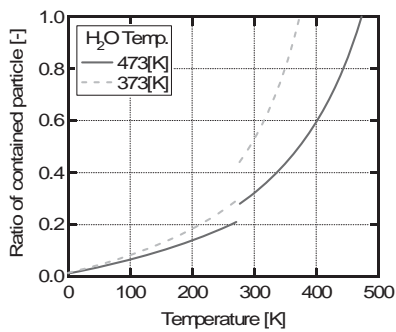


Fig. 5. 粒子含有率と混合室温度の関係。

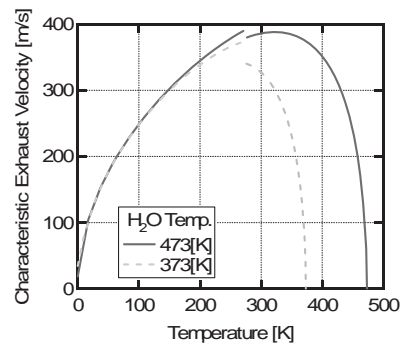


Fig. 6. 混合室温度と特性排気速度の関係。

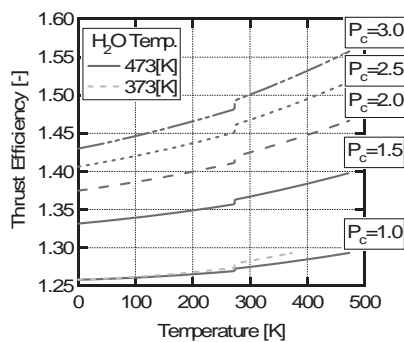


Fig. 7. 混合室温度と推力係数の関係。

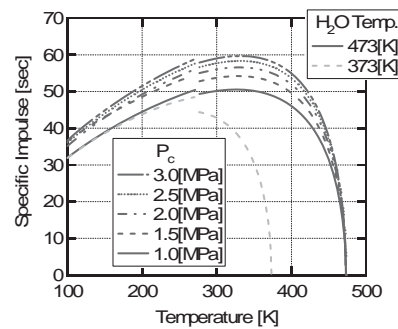


Fig. 8. 混合室温度と比推力の関係。



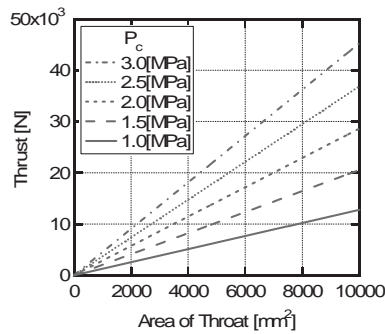


Fig. 9. ノズルスロート面積と推力の関係。(熱水温度 473[K], 比推力最大条件)

#### 4. まとめ

小型超音速無人飛行機の飛行実証の前段階として、機体の各コンポーネントの高速環境下での性能を地上において安全かつ確実に実証することを想定して、高速走行軌道実験装置の開発を計画している。実機規模の軌道装置を開発する前段階として、サブスケールの軌道装置(プロトタイプ)を試作する計画であり、それに搭載する安全・簡便な推進器として液体窒素・水ロケットエンジンに着目し、その実験室モデル(Laboratory model)を設計し、準一次元解析によって性能を推算した。その結果、473[K]の熱水を粒子含有率0.39で液体窒素と混合させ、混合室圧力を3.0[MPa]とするとときに理論推力45,000[N]程度を生ずることが予測された。ただし、実際にはスロート面積を大きくすることによって混合室圧力が下がるので、スロート面積の最適値が存在する。この最適値は実験によって求められる。

今後、サブスケール軌道装置(レール, スレッド, 等)を構想・設計し、これと上記のエンジン設計とを考え併せて、サブスケール軌道装置の加速性能を予測・確認する。さらに、実験室モデルエンジンを製作し、地上作動実験によってその特性を明らかにする予定である。その結果を、サブスケール軌道装置搭載用エンジンの設計に活用する。

#### 参考文献

- 1) 「ユニバーサル・プロパルジョン社 ハリケーン・メサ・テスト・トラックについて」清水建設株式会社, 宇宙科学研究所共同報告書, 1995 年.
- 2) G. P. サットン, 「ロケット推進工学」, 山海堂, 1995 年.
- 3) 日本機械学会, 「流体の熱物性値集」, 1983 年.
- 4) 富田信之, 鬼頭克, 幸節雄二, 長谷川恵一, 前田則一, 「ロケット工学基礎講義」, コロナ社, 2001 年.
- 5) 宇野陽祐, 「CEES Rocket の研究開発」, 大阪府立大学卒業論文, 2004 年.
- 6) 落合秀輔, 「水/液体窒素ロケットに関する基礎研究」, 武蔵工業大学卒業論文, 2004 年.