

ハイブリッドロケットを用いたロケットスレッドの運用

中田大将^{*1}, 安田一貴^{*1}, 岡田空悟^{*1}, 樋口健^{*1}, 勝又暢久^{*1}, 内海政春^{*2}

Operation of a Rocket Sled using Hybrid Rocket Engines

Daisuke NAKATA^{*1}, Kazuki YASUDA^{*2}, Kugo OKADA^{*2}, Ken HIGUCHI^{*2}, Nobuhisa KATSUMATA^{*2}
and
Masaharu UCHIUMI^{*2}

ABSTRACT

A rocket sled is a test facility to confirm the behavior of various devices in high acceleration/high speed environment by a rocket-propelled running sled on the rails. In the United States, solid motors are often used as propulsion devices. Muroran Institute of Technology has adopted a hybrid motors that students can safely operate and has carried out 37 runs until now. We will show the operation process of the test facility and some technical issues in this paper.

Keywords: Rocket Sled, Hybrid Rocket, Ignition, Clustering

概要

ロケットスレッドはレール上でロケット台車を走らせ高加速度・高速度環境における各種機器の挙動を確認できる試験設備である。米国では固体モーターを推進装置とすることが多いが、室蘭工業大学では学生が安全に運用できるハイブリッドロケットを採用し、これまで37回の走行実験を行ってきた。試験設備の運用プロセスや技術課題について紹介する。

1. 背景

ロケットスレッド設備はレール上でロケット台車を走らせ高加速度・高速度環境における各種機器の挙動を確認できる試験設備である。米国で1950年代より各地に建設され、射出シートやパラシュート開傘試験、ロケット上段のパネルフラッタ試験や再突入カプセルの動圧試験、近年では火星探査機の減速システムやレーザー高度計の高速度環境での応答確認など、航空宇宙ミッションの様々な局面で活用されてきた[1]。我が国では室蘭工業大学白老実験場に国内唯一のロケットスレッド設備を有しておりこれまでに学内外の様々な実証試験に用いてきた。走行時の様子を図1に示す。



図1 ロケットスレッド走行の様子 (Run028 小型 UAV 操舵面空力特性試験 1kN グレーンを4本使用)

2. 推進装置

2.1. ロケットスレッド推進装置としてのハイブリッドロケット

米国のロケットスレッドでは主として固体モーターが用いられている。量産品を束ねて推力規模や燃焼秒時を調整している。この他、低速のスレッドではジェットエンジン、大型のスレッドでは液体ロケットが用いられることもある。室蘭工大のロケットスレッドではハイブリッドロケットエンジンを主として用いてきた。ハイブリッドロケットエンジンの特色として、酸化剤と組み合わせるまでは極めて安全性が高いという点が挙げられる。即ち、大量輸送・大量保管が容易であり、学生が安全に運用できる。打ち上げロケット推進装置としてのハイブリッドロケットエンジンは燃料後退速度の低さや燃料残渣の問題（低い構造効率）などクリティカルな技術課題が複数存在するが、水平に走行するロケットスレッド推進装置として考えた場合これらは重大な問題とならない。従って極めて大きな加速度を要求する（10G以上）試験を除き、ハイブリッドロケットエンジンは最良の選択である。

2.2. グレーンと点火方式

グレーンは主としてHyperTEK製のM型モーターを用いている。インジェクタ形状とグレーン概要を図2、3にグレーンの定格諸元を表1にそれぞれ示す。グレーン材質は黒色ABS樹脂であり、外皮はCFRPで補強されている。平均推力は1 kNであり総力積は9110 Nsである（外気温293 Kの場合）。

アマチュアロケット向けに大量生産されており、インジェクタは1個300ドル、グレーンは1ダース1500ドルで購入できる。図2におけるインジェクタ中央の孔は酸化剤充填用のポートであり、燃焼時には上流圧で鋼球が押されることにより封じられる（ラムネの栓と同じ）仕組みとなっている。燃焼時には中央孔の周囲にある8つの孔から旋回流となってN₂Oが噴射される他、インジェクタ表面を守るようにフィルム状にも噴射される。



図2 HyperTEK M型インジェクタ



図3 HyperTEK M型グレーン

表1 グレーン定格諸元

グレーン型式	HyperTEK (HT-M-FG)
グレーン材質	ABS 樹脂
酸化剤	亜酸化窒素 (N ₂ O)
平均推力	1 kN (外気温 20℃)
ノズル開口比	3.78
ノズルスロート径	19.8 mm

点火にはカヤク・ジャパン製電気導火線を用いている。これはマイクロカプセルに封入された約30mgの黒色火薬であり、湿気や雨にも大変強い。600mA以下の通電では絶対に発破せず、1A以上の通電では必ず発破する。購入の際に都道府県庁より譲受の許可を必要とするが消費・貯蔵に関する許可は不要である（最大500個まで火薬庫外での貯蔵可能）。これを1つのグレーンの上流と中腹の2か所にノズル下流から挿入し、点火している。

2.3. 酸化剤供給系とクラスタリング

グレーンは出来るだけ同一形式のものを大量に買い付け、ストックすることが望ましい。ミッションに応じ2本、4本、6本、8本とクラスタリングして使用している。4本走行時の系統図を図4に示す。構成の簡素化のため主弁は1つであり、ここからトーナメント式分岐管を用いて各グレーンへと酸化剤を分配する。本方式のリスクとして各グレーンへの流量配分が不均一となる可能性や、あるグレーンが破損した場合に背圧の立たない経路からほとんどの酸化剤が流れてしまう恐れがあるが、インジェクタ差圧が大きいと極端に不均一な流量分配にはならない。

充填工程は次の通りである。まず、ランタンク内を窒素で数気圧に昇圧する。その後N₂O Fill、N₂O Fill2を開けてタンクに充填する。地上側N₂Oポンプおよび機上ランタンクはいずれも重量計測を行っており、充填量をリアルタイムでモニタしている。一般に地上側ポンプとランタンクが圧力平衡に達すると酸化剤はそれ以上入らない。この場合、ランタンク上部にある（図中記載無し）ベントバルブを開閉してさらに充填を加速する。所定の重量分が充填されたらN₂O Fill、N₂O Fill2を閉じる。

点火シーケンスは次の通りである。まずX-10 sで地上側からガス酸素を流す。これは主弁直下より分岐管に流入し、各グレーンに配分される。X-3sで各グレーンに仕込まれた火薬を発破する。XでMOVを開きN₂Oを流す。MOVは1-1/2”のボールバルブであり、完全に開くまでに約1秒を要する。X+1sでGOX FillおよびGOX Fill2を閉じる。なお、系統図上には無いが、機上のGOX Fill2直後には逆止弁があるため、N₂O噴射後の圧力がGOXラインに遡ることは無い。

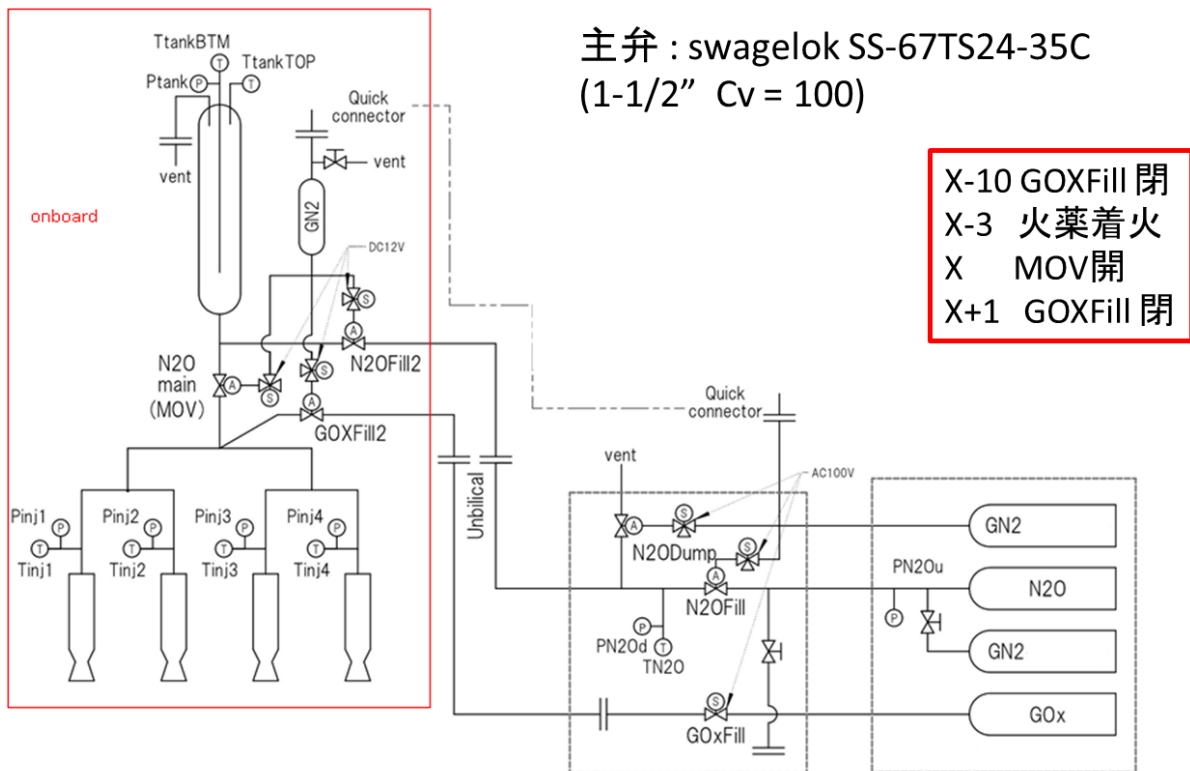


図4 ロケットスレッド 配管系統図

2.4. 技術課題

2.4.1. 複数グレーンの同時着火[2]

初期の技術課題の1つが複数グレーンの同時着火であった。ハイブリッドロケットは火薬を用いないために安全なのであるから、点火のために大型の火薬を搭載することは本末転倒である。従って、火薬を用いない着火方式（スパーク、ニクロム線等）か、火薬を用いるとしても出来るだけ小さな火種としなくてはならない。本学では火薬着火方式のみが高い斉時性を担保できるとの結論に至り、先述の電気導火線で生成した火種を出来るだけ素早く延焼させるための基礎研究を実施した。

1つは酸化剤流量の影響について調べることであった。図5に示すように可視化できるアクリル燃料を用い、初期酸素流量を1-10g/sまで変えて試験を行った。その結果、酸素流量が多すぎると吹き消え、少なすぎるとやはり火炎伝播が遅いことが分かった。

また、同じ形態で火薬の取り付け位置についても考察を行った。その結果、初期着火点から下流への火炎延焼は速いが、下流から上流方向や、周方向への延焼は遅いことが分かった。周方向への延焼を促進する手法として、グレーンに周方向の溝を切ることが有効であることも分かった。

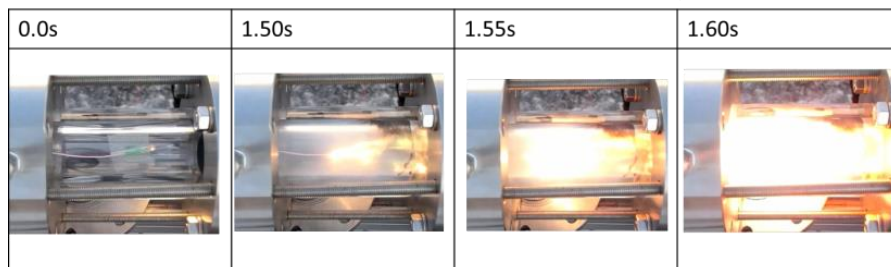


図5 アクリル燃料を用いた初期の火炎伝播の観察

このように延焼が遅い理由は、ABS樹脂やアクリル燃料の引火点が比較的高いためである。従って、実用上有効な手法として引火点の低いグリスを予めスプレーしておき、これによって初期の火炎延焼を促進することが考えられた。バーベキューにおいて木炭にジェル状の着火剤を塗るのと同じである。本手法は極めて有効であり、複数本のグレーンに対し0.1秒以内の着火遅れを実現した。一方で、グリスの使用は次のような注意点もある。例えば、グリス塗布後、バルブの不具合等で試験を中断、延期した場合、そのグレーンは再使用してはいけないということである。これはグリスの揮発性成分が全て飛んでしまい、残渣だけが残って着火しづらい状態となっているためである。また、グリスが多すぎると内圧の急上昇につながり、グリスの塗り方にむらがあると（とりわけ火薬の設置されている上流側への塗布が不十分であると）着火遅れが生じる。2016年度には一部不着火事象が相次いで起こり、図6のようなFTAを展開して確率の高いものから対策を打った。この結果、2017年度以降一部不着火事象は見られなくなった。

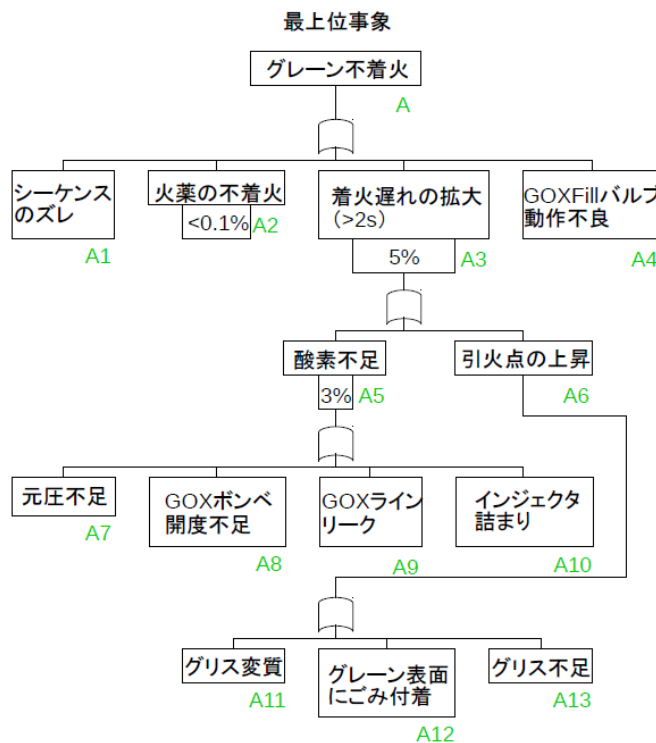


図6 グレーン不着火FTA

2.4.2. N₂O 流量予測[3]

本推進システムでは酸化剤に亜酸化窒素 (N₂O) を用いている。亜酸化窒素は常温で使用でき、グリーンと同様に大量のストックが可能であるため即応性にすぐれるミッション計画を立案できる。また、その蒸気圧が非常に高いことから押しガスを用いない自己加圧での使用が可能である点が魅力的である。しかしながら蒸気圧および蒸発潜熱の温度依存性が極めて高く、排出流量の時間履歴を予測することが極めて難しい。N₂O酸化剤の自己加圧式での利用は学生モデルロケットを中心に広く採用されており、世界各国でモデル化が試みられている。本学では様々な外気温、充填量における排出特性データを数多く集め、出来るだけシンプルで本質を突いたモデル化を試みてきた。これについては先行研究に詳しく記されているが、要点は次の通りである。

- ・タンクの流量履歴はタンク圧履歴で決まり、タンク圧履歴はタンク内液温で説明できる。
 - ・タンク内には著しい温度成層が生じており、気相部分では上部と下部で大きな温度差がある。
 - ・タンクの内部初期温度は充填時の蒸発量に依存する。このため充填プロセスを予測モデルに取り入れる必要がある。なお、系の熱モデルは蒸発潜熱が圧倒的に支配的であり、排出時間のスケールでは壁からの入熱は無視できる。
 - ・準定常 (Quasi-equilibrium) モデルでは説明がつかない部分がある。即ち、排出によって生じたアレジを完全に埋めるように蒸発しているわけではない。蒸発が追いついていない部分がある。
- これらの論点を踏まえ、一般性の高い予測モデルの確立を目指して研究を継続している。

2.4.3. 騒音問題[4]

クラスタリングの本数を増やすにつれて、騒音問題が顕著になりつつある。そこで、ハイブリッドロケットエンジンの騒音に関する基本特性について調査を進めている。図7は走行するスレッドを後方から集音した結果で、距離減衰に関する理論予測と実データは比較的良好に一致している。図8はハイブリッドロケットエンジンの周波数別の音圧レベルで、100Hz程度の低奏音と1.3kHz, 2.6kHzの比較的高い音の2種類が存在することが分かる。これらはそれぞれ発生メカニズムおよび指向性も異なると考えられており、今後さらに詳細の実験により明らかにする予定である。

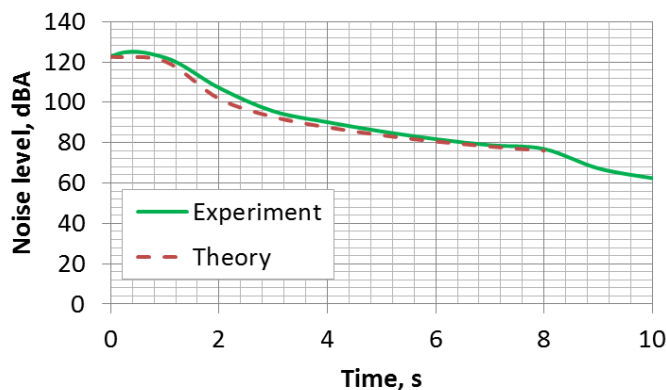


図7 距離減衰の様子

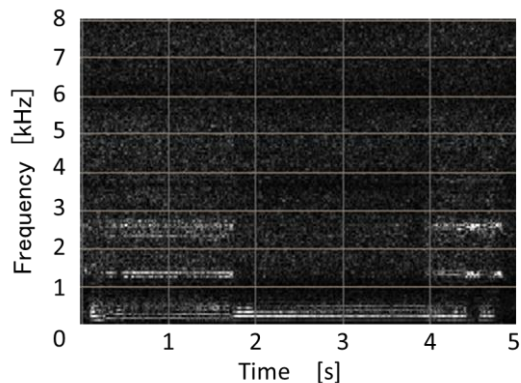
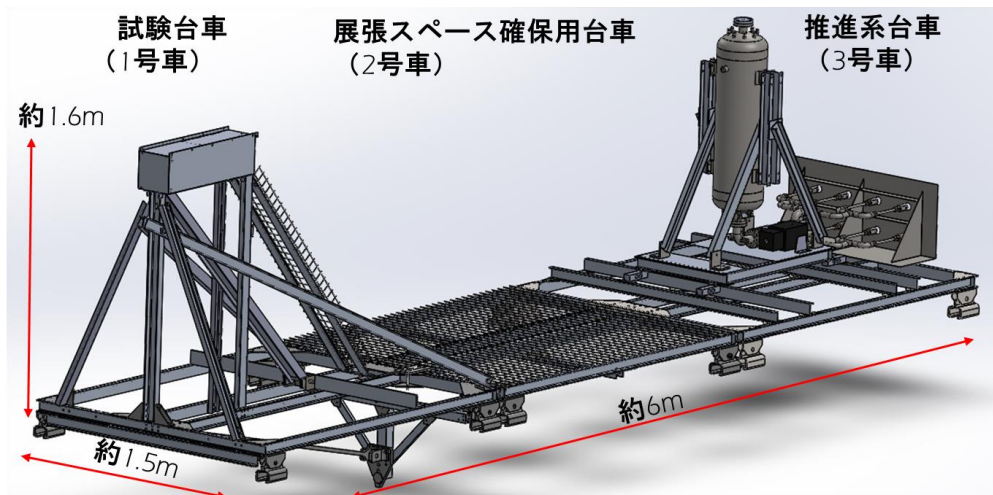


図8 周波数別の音圧レベル(白いところが強い)

3. ミッションの実例について

ハイブリッドロケットエンジンを用いたロケットスレッド実ミッションの例として、最近行われたドラッグシュート開傘試験の概要を紹介する。このドラッグシュートは室蘭工大で研究中の小型無人UAVに使用されるもので、着陸時の滑走距離を短縮するために用いられる。横揺れ安定のためにスピンホールと呼ばれる孔があいており、その抗力係数や開傘に要する時間をスケールモデルで求めることは難しい。周囲がオープンな環境であるロケットスレッドの特長を利用し、これらの挙動について把握した。



1、2、3号車 連結状態

図9 ドラッグシュート開傘試験 (Run037) におけるロケットスレッド概要

表2 Run037 の試験概要

台車重量	550 kg
使用グレーン本数	8 本
平均推力	1 kN (1 本あたり)
燃焼時間	8 秒
N ₂ O 充填量	約 20 kg
最高速度	150 km/h

開傘試験では図9に示すような三連台車を用いた。1号車がペイロード台車であり、やぐらの上の収納部にドラッグシュートが納められる。2号車はドラッグシュートを受けるための台車である。3号車が推進台車であり、1、2号車を後ろから押す役割を果たす。1号車下部に吊るされている制動板がレール間の水路に突入して減速する。台車どうしは加速時・減速時とも互いに圧縮力が働くため積極的に接続する必要は無い。

全備重量は約550 kgであり、これに開傘に必要な速度 (100km/h以上) を与えるため、8本のグレーンを束ねて使用した。走行時のハイブリッドロケットエンジンの様子を図10に示す。このように、機上に置いたカメラから移動座標系での撮影が容易であることがフライト試験と比べた時の大きなアドバンテージであると言える。



図10 走行中のハイブリッドロケットエンジン (Run037)

今後、加速度中での燃焼場挙動観察や、タンク内推進剤のスロッシング特性の把握など、ハイブリッドロケットエンジンそのものの加速度中での挙動把握にも利用できると考えられる。

参考文献

- 1) Dornheim, H. J. McSpadden “The History of Hurricane Mesa Test Facility,” AIAA Paper 2004-3336
- 2) 堀尾宗平、安田一貴、中田大将、東野 和幸, “ハイブリッドロケットエンジンのクラスタ化に関する実験的研究” 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島
- 3) Kazuki, Yasuda, et. al., “N2O Tank Emptying Characteristics on a Running Rocket Sled” AIAA Paper 2018-4596
- 4) 岡田空悟, 安田一貴, 中田大将, 東野和幸, 内海政春, ロケットスレッド用クラスタードハイブリッドロケットの騒音特性, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会ならびに第 19 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2018 年 3 月 5-6 日, 東北大学

*1 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター
(Muroran Institute of Technology Aerospace Plane Research Center)
*2 室蘭工業大学 大学院 生産工学システム専攻
(Muroran Institute of Technology Production Systems Engineering)
*3 室蘭工業大学 航空宇宙システム工学ユニット
(Muroran Institute of Technology Aerospace System Engineering Unit)