



高速走行軌道実験設備に関する基盤技術実証

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: 中田, 大将, 小倉, 達也, 笹尾, 鎮矢, ムハマド, ハフィズ, 東野, 和幸, 棚次, 亘弘 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008826

高速走行軌道実験設備に関する基盤技術実証

著者	中田 大将, 小倉 達也, 笹尾 鎮矢, ムハマド ハフィズ, 東野 和幸, 棚次 亘弘
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	2013
ページ	93-99
発行年	2014-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008826

高速走行軌道実験設備に関する基盤技術実証

- 中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 特任助教)
- 小倉 達也(もの創造系 学部4年)
- 笹尾 鎮矢(もの創造系 学部4年)
- ムハマド ハフィズ(もの創造系 学部4年)
- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 特任教授)

6. 概要

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは地上で繰り返し安全に高速度環境を作り出すことの出来る高速走行軌道実験設備の基盤研究を進めている[1-9]. 2013年度は2012年度に引き続きフルサイズ軌道設備にて民間企業との共同研究により高加速度・高速度環境試験を実施した[10]. また, 名古屋大学と共にサブスケール高速軌道装置を用いたローテータリング・デトネーション・エンジンの実証試験を行った[11]. これらについては本年次報告書の共同研究の項で述べる.

学内研究としては加速度キャンセル型空力天秤の改良, 水制動装置の振動特性の解明, ハイブリッドロケットに関する着火遅れ特性の基礎研究[5,6,9]等を行った. 長期的な展望として, 大樹町に3 kmの軌道設備を設置する計画について対外的な発表を行った[2,3].

2. 加速度補償型空力測定天秤の改良[7]

大きな加速度がかかるスレッド上での空気力学測定では加速度に耐える秤量のロードセルを用いなければならず, 測定精度の悪化要因となる. このため, 機上での加速度をカウンターウェイトによってキャンセルし, 空気力に見合うサイズのロードセルを使用できる加速度補償型空力測定天秤の研究開発を2010年度より進めている. 2013年度は2012年度までの単純シーソー型的设计を見直し, 上皿天秤等で使用されるロバーバル型と呼ばれる機構を採用したタイプについて製作した(図1).



図1 サブスケール高速軌道実験装置に搭載したロバーバル型空力天秤

上皿天秤のような平行四辺形のリンク機構を、約 15cm の高さをとって上下二層に配置し、模型取付によるピッチングモーメントに充分耐える構造設計としている。ロバーバル型となることで、左右のアーム作用点の誤差による精度の悪化は避けられる。この天秤を上向きに設置し、1G の重力によるキャリブレーションを行ったところ、左右のおもり重量差分をロードセルひょう量 (F.S. 5 N) の 1% 以下 (0.05 N/G) の誤差で検出した。このことから、静的な環境下における天秤そのものの精度は極めて高いと考えられる。

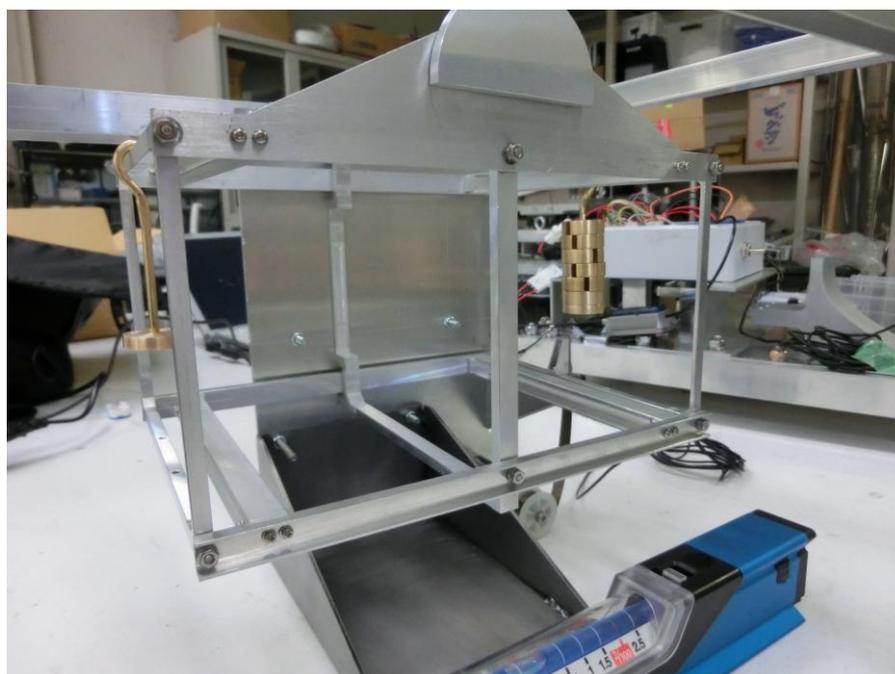


図 2 1G の重力によるキャリブレーション試験

図 1 に示すようなセッティングで垂直平板を供試体として速度 20 m/s 程度までの走行試験を行った。動圧を計算するにはピトー管で実測した対気速度または加速度センサの積分値による対地速度を用いた。対地速度が 15-20 m/s の範囲で C_d は概ね収束し、結果としては表 1 の通りとなった。

表 1 新型天秤で求められた平板の抗力係数

対地速度を用いて求められた抗力係数	1.0
対気速度を用いて求められた抗力係数	0.8
文献値における垂直平板の抗力係数	1.17

結果として、対気速度を用いて求められた抗力係数は文献値から 2 割程度のズレがあった。このように、静的環境下では良い精度を示したにも関わらず走行試験では良好な結果が得られなかった理由として、風速の測定誤差が支配的な要因であると推察された。今後、風速の取得精度を向上することが重要である。とりわけ、スレッド試験では短時間に速度が変化するため、ピトー管や差圧計の時定数について考慮する必要がある。対地速度を用いて求められた抗力係数については、自然風の影響を考慮するとエラーバーに収まる[1]。

3. 水制動装置の振動特性に関する研究[8]

高速軌道実験設備では加速されたスレッドの減速において、制動板を水路に浸す水制動装置を利用している。制動板の形状としては、1) 単位面積当たり出来るだけ大きな制動力を発揮するようなもの、2) 水位に比例して的確な制動力が予測可能なものなどが研究されてきたが、これらに加えて3) 制動時の振動の少ない形状を新たに検討した。従来の平板バケット、ダウンフォースを発揮して上下振動を抑制するダウンフォース・バケット、中心力を発揮して横振動を抑制するスプリット・バケットを図3に示す。



図3 振動を抑制する水制動板の試作（左から 平板バケット、ダウンフォース・バケット、スプリット・バケット）

これらの走行試験を実施した結果、ダウンフォース・バケットは明らかに上下方向の振動を抑制したが、（平板バケットにおいて実効値 1.24G であった振動を 0.53G に抑制）スプリット・バケットによって横方向の振動は抑制されなかった。この理由としては、サブスケール高速軌道装置のバケットはスレッド先端に取り付けられており、重心よりも前にあることから擾乱に対し静安定を得られないことが考えられる。重心よりも後方に取り付けすることで今後、横方向の振動を抑制できるのではないかと考える。

4. ハイブリッドロケット着火遅れ特性の解明[5, 6, 9]

推進装置としてクラスタ化されたハイブリッドロケットを用いているが、図4に示すようなスタート時の着火のばらつきは予測された走行プロファイルからのズレを招く要因となる。これを解消するため、着火のばらつきを低減するための着火特性解明のための基礎実験を進めている。図5に示すような実験装置を用い、図6に示すように燃焼室圧がほぼ定常となるまでの時間を着火遅れ時間と定義して諸条件に対する依存性を調べた。実験結果からは、酸化剤流量を増やすにつれて着火遅れおよびそのばらつきは短くなる傾向があることや、グレイン全長の依存性は小さく、ある時間以降は加速度的に燃え広がることなどが示唆された。また実用的な解決策として、内面に引火点の低いグリスを塗布することで平均着火時間を約 0.1 秒にまで短縮できることを実証した。



図4 加速用ハイブリッドロケット4本クラスタ時の着火ばらつきの様子（左端から右端まで0.5秒）

実験装置

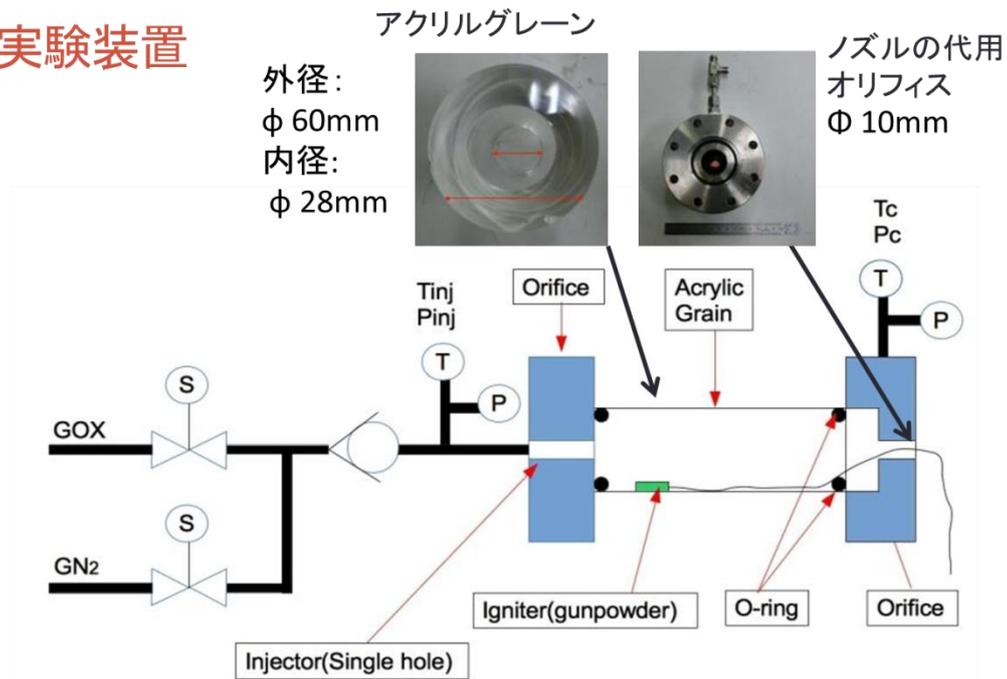
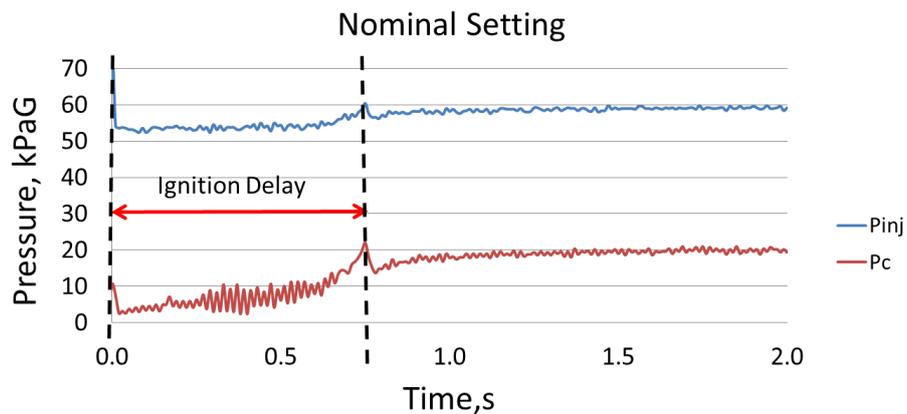


図5 ハイブリッドロケット着火遅れ特性確認実験装置レイアウト



平均着火遅れ時間 - 0.77 ± 0.07 秒(5回の標準偏差)

図6 ハイブリッドロケット着火遅れフェーズの分類(t_1 , t_2 , t_3)

表2 酸化剤流量と平均着火遅れ時間の関係

酸化剤流量, g/s	平均着火遅れ時間, s
4.8	0.77 ± 0.07
3.5	0.86 ± 0.09
2.1	1.07 ± 0.10

5. 3 km 軌道実験設備への展望

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、白老実験場における 300 m 軌道で得られた基盤技術を元に、北海道大樹町に 3 km クラスの軌道建設を計画している。建設予定地は大樹町航空公園滑走路に隣接する区域で、海岸に向かって開けており、飛翔体の射出補助を行うことが可能である。216トンの 2 段式スペースプレーン親機をスレッド射出した場合の重量削減効果について検討した[7]。この計算によれば、スレッドで与えられる加速による燃料削減効果が 4 トン、ランディング・ギヤを省くことによる効果が 7 トンであり、後者が大きい(この場合、着陸はスキッドにて行う)。また、離陸速度を十分に大きく取れるため、主翼面積も僅かに小さくなる。これらの重量減により巡航中の重量や空気抵抗も小さくなることから、さらなる軽量化のフィードバックも期待できる。

このようなスペースプレーンを加速・射出するには推力 1400 トンの推進装置により 2.7G の加速度で 10 秒間の加速を行い、終端速度 276 m/s で射出する。射出は $x=1400-2000\text{m}$ の任意の点で 2 秒間の間に行われる。スペースプレーンを射出後のスレッド台車は最大 10G の多段階水路で減速され、2669 m で安全に停止する。なお、1400 トンの推力のうちほとんどは地上での動圧に打ち勝つために使用される。

表 3 スペースプレーンの射出補助としてロケットスレッドを用いた場合の重量減

Parameter	Original	Sled assist	Reduction
Fuselage	18.28 ton	18.28 ton	0.0 ton
Wing	15.56 ton	14.56 ton	-1.0 ton
Landing-gear	19.24 ton	12.34 ton	-6.9 ton
Tank	9.56 ton	9.06 ton	-0.5 ton
ABE	62.32 ton	62.32 ton	0 ton
Fuel (LH2)	61.4 ton	57.6 ton	-3.8 ton
Gross	216.38 ton	204.18 ton	-12.2 ton

表 4 スペースプレーンを射出するスレッドの仕様

Gross initial weight	456 ton
Payload length	76 m
Payload weight	374 ton
Sled weight	26 ton
Motor thrust	1400 ton
Motor initial weight	56 ton
Burn time	10.0 sec
Acceleration G	2.7 G
Top speed	276 m/s
Deceleration G (max)	10 G
Running Distance	2669 m

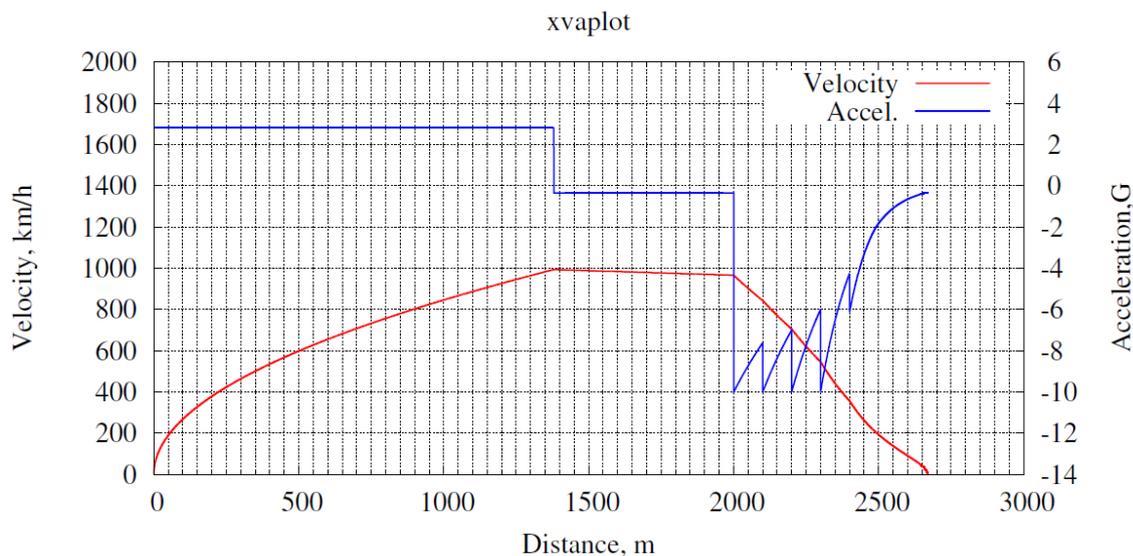


図 7 スペースプレーンを射出するスレッドの距離=速度線図. スペースプレーンは $x = 1400\text{-}2000$ m の地点でリリースされる.

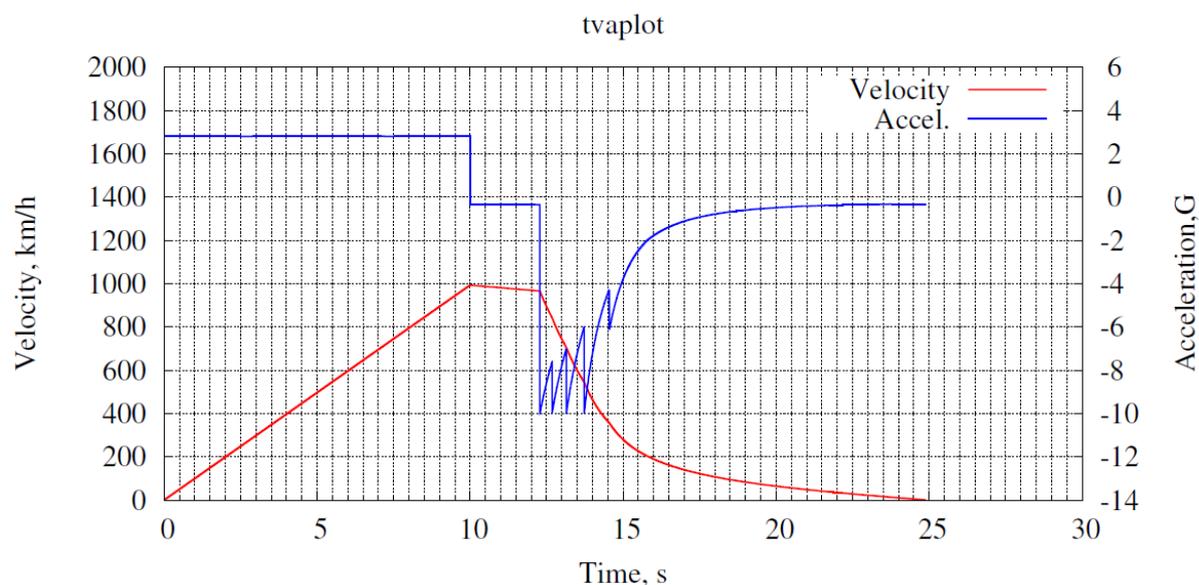


図 8 スペースプレーンを射出するスレッドの時間=速度線図. スペースプレーンは $t = 10\text{-}12$ s の間にリリースされる.

既に白老実験場において行われている他大学・民間企業との共同利用やこのような事例も含め、国内の多数の需要を取り込み、有用な装置として用いられることが期待できる[8].

参考文献

- [1] D. Nakata, K. Nishine, K. Tateoke, K. Higashino, N. Tanatsugu, "Aerodynamic Measurement on the High Speed Test Track," Aerospace Technology Japan, Accepted on Aug. 2013.
- [2] 棚次亘弘, 東野和幸, 樋口健, 中田大将, 姫野武洋, 渡邊力夫、「高速走行軌道試験設備」、日本航空宇宙学会 第 44 期年会講演会、東京大学 山上会館、2013 年 4 月 18 日-19 日.

- [3] D. Nakata, N. Tanatsugu, K. Higashino, K. Higuchi, T. Tsuchiya T. Himeno, “Rocket Sled Track Facility as a Test Platform and a Launch Assist of Space Planes” Ground Based Space Facility Symposium, Jun. 2013, Paris.
- [4] 中田大将, 樋口健, 棚次亘弘, 東野和幸: ロケットスレッドの構造設計について, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第55回構造強度に関する講演会, 1A09, JSASS-2013-3012, pp.25-27
- [5] 中田大将, ムハマド ハフィズ, 棚次亘弘, 東野和幸, 廣田光智, ハイブリッドロケットの着火遅れに関する基礎実験, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-044.
- [6] モハマドハフィズ, 中田大将, 棚次亘弘, 東野和幸, 廣田光智「ハイブリッドロケットの着火遅れ」, 第11回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2014年2月24日.
- [7] 小倉達也, ”サブスケール高速軌道走行搭載用ローバール型天秤に関する研究”, 平成25年度室蘭工業大学 卒業論文
- [8] 笹尾鎮矢, ”高速軌道装置における振動を抑制する制動板の研究”, 平成25年度室蘭工業大学 卒業論文
- [9] ムハマド ハフィズ, ”ハイブリッドロケットの着火遅れに関する基礎実験と考察”, 平成25年度室蘭工業大学 卒業論文
- [10] 室工大 B-043, 高加速度環境下における高速走行軌道実験の発展 2014年3月
- [11] 側原圭太, 加藤優一, 松岡健, 笠原次郎, 松尾亜紀子, 船木一幸, 中田大将, 東野和幸, 棚次亘弘, 高速走行軌道装置における回転デトネーションエンジン滑走試験に関する研究, 宇宙輸送シンポジウム, 2014年1月16-17日, 相模原市, STCP-2013-033.