



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 2007 全1冊


| | |
|-------|---|
| 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: メールアドレス: 所属: |
| URL | http://hdl.handle.net/10258/00008854 |

**Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2007**

年次報告書2007



2008年9月

 国立大学法人 室蘭工業大学
航空宇宙機システム研究センター

巻頭言

人員補充, インフラ整備, 本格的な研究の推進

センター長 棚次 亘弘

平成19年度は研究センター設立後3年目となり, 教員の補充, 学外実験場の整備, および学外との共同研究を推進しました。

教員の補充として, 東野 和幸氏が教授として着任しました。同氏は石川島播磨重工およびIHIエアロスペースで30年以上に渡って日本の基幹ロケットや人工衛星のエンジンおよび宇宙基地における科学実験等の研究開発に携わってきました。本研究センターでは主に航空宇宙機の推進エンジンの研究や教育を担当します。

水元町のキャンパスには, 超音速風洞, 小型ジェットエンジンテストセル, フライトシミュレーター等の研究設備を整備し, 拡充を推進していますが, エンジンの燃焼実験を安全に行うため, 白老町に白老エンジン実験場を設置しました。同実験場に隣接して白老町の滑空場が整備されており, 日本航空学園が運用しています。将来, 小型無人超音速機の飛行実験をこの滑空場にて行う計画です。

研究面では, 小型無人超音速機の機体の研究が進んでいます。3年間の風洞試験によって機体の空力形状を決定し, 構造解析を行い, 複合材機体を製作する原型が完成しました。高速走行軌道装置に関しては, その基礎実験として白老エンジン実験場に全長約50mの実験軌道を設置し, 小型ジェットエンジンを用いて加速および減速の特性を調べました。(独)航空宇宙研究開発機構(JAXA)および民間企業との共同研究として, LNG ロケットエンジン燃焼室の再生冷却特性に大きな影響を及ぼすLNG燃料のコーキングやサルファーアタック等の基礎的な特性を解明する研究を行いました。

平成17年度から3年間に実施しました特別教育研究経費(教育改革)「個性豊かな創造力を引き出すための「ものづくり」とその評価能力を養成する教育改革事業」(模型飛行機から小型飛行実験機までを題材とした創造性教育の展開事業)が所期の目的を達成し, 19年度で終了しました。

平成20年度から5カ年計画で文科省に概算要求しました特別教育研究経費(研究推進)「大気中を高速度・高々度で飛行するための革新的な航空科学基盤技術」(将来型航空宇宙輸送機の高安全性・高信頼性を構築する技術革新)が認められ, 本格的に研究を推進できることとなりました。

研究開発活動の進捗や試験設備等の詳細については, 本学のホームページの関連施設リンク「航空宇宙機システム研究センター」の項を参照下さい。(<http://www.aprec.muroran-it.ac.jp/>)

目 次

| | | |
|------------------------------------|-----------------------------------|------------------------|
| 巻頭言 | — 人員補充, インフラ整備, 本格的な研究の推進 | |
| | | 航空宇宙機システム研究センター長 棚次 亘弘 |
| 研究紹介 | | |
| [機体関連] | | |
| 小型無人超音速機の空力特性に関する研究 | — 研究成果報告..... | 1 |
| | 機械システム工学科 准教授 溝端 一秀 | |
| JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合試験設備を利用した風洞試験 | — 実施報告..... | 7 |
| | 航空宇宙システム工学専攻 桑田 耕明 | |
| 大阪府立大学の低速風洞設備を利用した風洞試験 | — 実施報告..... | 16 |
| | 航空宇宙システム工学専攻 桑田 耕明 | |
| 小型無人超音速機の機体構造に関する研究 | — 研究成果報告..... | 20 |
| | 航空宇宙システム工学専攻 高津 武人 | |
| 小型無人超音速機の飛行経路解析 | — 研究成果報告..... | 25 |
| | 航空宇宙システム工学専攻 長尾 友 | |
| 小型無人亜音速機の設計と製作 | — 経過報告..... | 29 |
| | 機械システム工学科 准教授 溝端 一秀 | |
| [飛行技術関連] | | |
| 画像処理に基づくパラフォイル飛行体の飛行経路の同定 | — 研究成果報告..... | 30 |
| | 機械システム工学科 准教授 溝端 一秀 | |
| [エンジン関連] | | |
| 反転軸流ファンターボジェットエンジンの研究 | — 研究成果報告..... | 37 |
| | 機械システム工学科 助教 湊 亮二郎 | |
| 小型ターボジェットエンジンの反転タービンの設計・性能評価 | — 研究成果報告..... | 39 |
| | 機械システム工学専攻 西村 宗真 | |
| 小型ターボジェットエンジンの軸受剛性に依存する振動特性の解析 | — 研究成果報告..... | 42 |
| | 機械システム工学専攻 竹田 広人 | |
| 反転軸流ファンターボジェットエンジンの低圧タービン軸系の振動解析 | — 研究成果報告... | 46 |
| | 航空宇宙システム工学専攻 長尾 啓司 | |
| 熱分解吸熱反応燃料による吸熱量の測定に関する研究 | — 研究成果報告..... | 49 |
| | 航空宇宙システム工学専攻 磯田 浩志 | |
| 先端ロケット燃焼室の製造方法の研究 特に Ni 合金電鍍素材について | | |
| | — 研究成果報告 (室蘭工業大学 21 世紀科学研究) | 55 |
| | 航空宇宙機システム研究センター 教授 東野 和幸 | |

[試験設備関連]

| | |
|--|-------|
| 試験装置整備報告 - 中型超音速風洞の真空タンク増設..... | 59 |
| 航空宇宙機システム研究センター長 | 棚次 亘弘 |
| 室工大中型超音速風洞によるスターティングロードの計測 - 研究成果報告..... | 60 |
| 機械システム工学科 助教 | 湊 亮二郎 |
| フライトシミュレーター装置の拡充 - 経過報告..... | 63 |
| 機械システム工学科 准教授 | 溝端 一秀 |
| 予備的高速走行軌道装置の設計・試作と減速手法に関する研究 - 研究成果報告..... | 64 |
| 航空宇宙システム工学専攻 | 安田 有佑 |
| 白老エンジン実験場の開設 - 経過報告..... | 67 |
| 航空宇宙機システム研究センター | 東野 和幸 |

[共同研究報告]

| | |
|--|-------|
| 共同研究報告(JAXA 宇宙科学研究本部) | |
| - 模擬エンジンを搭載した可変翼小型超音速無人機の空力特性の測定..... | 68 |
| 機械システム工学科 准教授 | 溝端 一秀 |
| 共同研究報告(JAXA 宇宙基幹システム本部) | |
| - LNG サルファーアタック/コーキングに関する研究 (コーキング分) | 71 |
| 機械システム工学専攻 | 笹山 容資 |
| 共同研究報告((株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース) | |
| - 再生冷却LNG ロケットエンジン コーキングの検討と基礎試験..... | 77 |
| 機械システム工学専攻 | 笹山 容資 |
| 共同研究報告(JAXA 宇宙基幹システム本部) | |
| - LNG サルファーアタック/コーキングに関する研究 (サルファーアタック分) | 82 |
| 機械システム工学専攻 | 笹山 容資 |
| 共同研究報告(株式会社 IHI) | |
| - 液体ロケットエンジン主燃焼室外筒のNi 電鍍組織に関する研究..... | 88 |
| 航空宇宙機システム研究センター 教授 | 東野 和幸 |
| 発表論文..... | 92 |
| 航空宇宙機システム研究センターの支援により2007年度に実施した講演会およびセミナー... | 94 |

小型無人超音速機の空力特性に関する研究 — 研究成果報告

- 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)
- 工藤 摩耶(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 丸 祐介(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)
- 新井 隆景(大阪府立大学 航空宇宙工学科 教授)
- 坪井 伸幸(JAXA/ISAS)

1. 緒言

大陸間的高速航空輸送および地球軌道への再使用宇宙輸送を革新することを目指して、室蘭工業大学を中心として関連する基盤技術の研究を進めている⁽¹⁾。研究された基盤技術を、小規模ながらも機体システムやエンジンシステムに搭載して、高速飛行環境においてその機能・性能を実証する計画である。このためのフライングテストベッドとして、全長 3m 程度の小型超音速飛行実験機（無人飛行機）の設計を進めている。昨年度まで種々の空力形状を提案し、風試によってその空力特性を把握した。その結果、超音速域までの加速性が期待できる双発・高翼の M2006 形状を当面のベースライン形状に選定した⁽²⁾。本年度は、この空力形状において全可動水平尾翼の操舵によるピッチング（縦揺れ）のトリム（釣り合い）性能と静安定性を把握することを目指す。風試模型において、水平尾翼の取付角を 0° , $\pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$ の 5 通りに変え、風試によって迎角とピッチングモーメント係数の関係を計測し、トリム性能と静安定性を評価する。

2. 機体の空力設計

2.1 M2006 空力形状の設計指針

小型超音速飛行実験機に搭載して実証される基盤技術は多岐に渡ることが予想されるため、飛行実験機は多様な飛行プロファイルに対応可能であることが望ましい。当面は Fig. 1 のような、滑走離陸、自力上昇・加速、超音速巡航、減速・降下、着陸アプローチ、および着陸滑走からなる飛行プロファイルを想定している。

この飛行プロファイルの実現を目指して M2006 空力形状を設計した。その特徴を Table 1 に、概観を Fig. 2 に示す。また、実機と風試模型の寸法を Table 2 に示す。

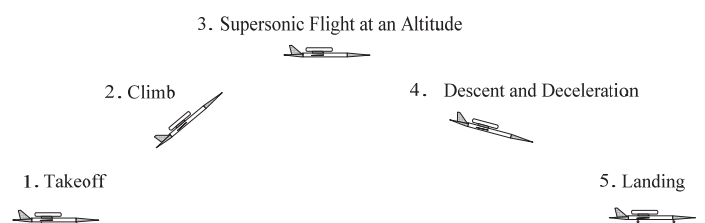


Fig.1. Tentative plan of the flight profile of a small-scale supersonic experimental vehicle.

Table 1. Design concept of the M2006 configuration.

| 項目 | 設計内容 | 目的・効果 |
|-----------|-----------|-----------------------------------|
| エンジン数 | 2基 | 推力の増強. |
| エンジンの搭載位置 | 胴体両脇 | 燃料搭載スペースの確保. 片肺時の偏揺れを低減. |
| 翼平面形 | クランクト・アロー | 安定な縦渦による剥離特性の改善と揚力増強. 造波抗力の低減. |
| 翼型 | ダイヤモンド翼型 | 造波抗力の低減. |
| 翼胴配置 | 高翼式 | 横揺れ安定性の確保. |

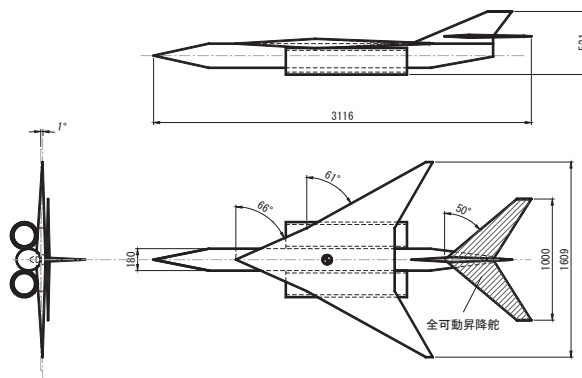


Fig. 2. Overview of the M2006 configuration.

Table 2. Dimensions of the M2006 configuration.

| | Wind tunnel test model | Real configuration |
|-----------------------------|------------------------|--------------------|
| Scale | 1/5.7 | 1/1 |
| Length [m] | 0.55 | 3.12 |
| Wing Span [m] | 0.28 | 1.61 |
| Wing Area [m ²] | 0.03 | 0.96 |
| MAC [m] | 0.14 | 0.80 |
| Sweep-back Angle [deg.] | 66, 61 | |

2.2 昇降舵

飛行プロファイルの全域において、ピッチングのトリムと静安定を確保することが必要である。そのために、小さな舵角で大きなピッチングモーメントを稼ぐことの可能な全可動式水平尾翼を採用する。この水平尾翼の諸元を Table 3 に示す。

Table 3. Dimensions of the all-moving horizontal tail.

| | |
|-------------------------|------|
| Area [m ²] | 0.26 |
| Moment arm [m] | 1.20 |
| Volumetric coefficient | 0.40 |
| Sweep-back angle [deg.] | 50 |

3. 昇降舵のはたらき

ある機体の重心まわりのピッチングモーメント曲線の一部を Fig. 3 に示す. 図のように曲線の傾き $dC_M/d\alpha$ が負であればピッチングの静安定性は保たれている. さらに, 機体を定常飛行させるためにはピッチングモーメント係数 C_M が 0 である必要がある. この例では, 昇降舵の舵角 $\delta=0^\circ$ の場合は迎角 0° でのみ定常飛行が可能である. ここで舵角を変化させると水平尾翼の揚力が変化し, ピッチングモーメント曲線は上または下に平行移動する. これによって $C_M=0$ を満たす迎角が変わる. このようにして, 昇降舵の操作によって, 定常飛行できる迎角の範囲を広げることができる.

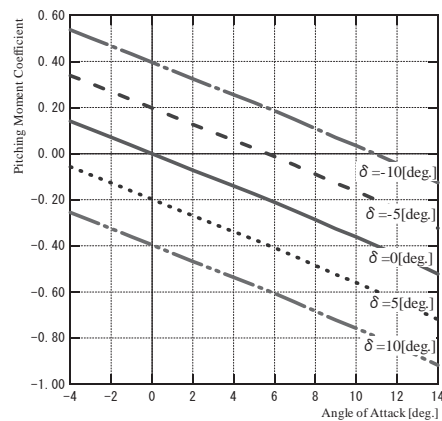


Fig. 3. A typical curve of pitching moment coefficient vs. angle of attack.

4. 風洞試験

M2006 風試模型の水平尾翼の取付角を変えつつ, 風試によって迎角とピッチングモーメント係数の関係を計測する. JAXA/ISAS の遷音速風洞および超音速風洞を使用する. 両風洞は吹出し式で, 流路断面積は 600 mm×600 mm, 最大通風時間は約 30 秒, 通風可能マッハ数はそれぞれ 0.3~1.3, 1.5~4.0 である.

模型に作用する空気力の測定には, 六分力内装天秤を用いるとともに, 圧力変換器によって底面圧力を測定して底面抗力補正を施す. 通風条件は, マッハ数は 0.3~2.0, 迎角は亜音速域で $-10^\circ \sim 10^\circ$, 超音速域で $-4^\circ \sim 4^\circ$, 横滑り角は $-2^\circ \sim 2^\circ$ である. 昇降舵の舵角は前縁上向きを正として $0^\circ, \pm 5^\circ, \text{ および } \pm 10^\circ$ の 5 通りである.

5. 試験結果と考察

5.1 ピッチングのトリムと静安定性

Fig. 4 および Fig. 5 に、マッハ数 0.3 および 0.7 の場合の重心まわりのピッチングモーメント曲線を示す。重心は平均空力翼弦の 30%位置に仮定している。舵角 $\delta=0^\circ$ の場合の曲線の傾きは負であり、ピッチングの静安定は保たれていることがわかる。マッハ数 0.3 の場合、各舵角についての曲線は相互に平行である。舵角範囲を $\pm 5^\circ$ とすると定常飛行可能な迎角範囲は $-6^\circ \sim 8^\circ$ である。また舵角範囲を $\pm 10^\circ$ とすると、曲線を補外することにより定常飛行可能な迎角範囲は $-15^\circ \sim 14^\circ$ と予測される。

マッハ数 0.7 の場合は、舵角範囲を $\pm 5^\circ$ とすると、曲線を補外することにより定常飛行可能な迎角範囲は $-7^\circ \sim 7^\circ$ と予測される。しかし、舵角 -10° および 10° では曲線の傾きが非常に小さく、安定中立に近い状態である。マッハ数 0.7 以上の遷音速域において同様の傾向が見られる。

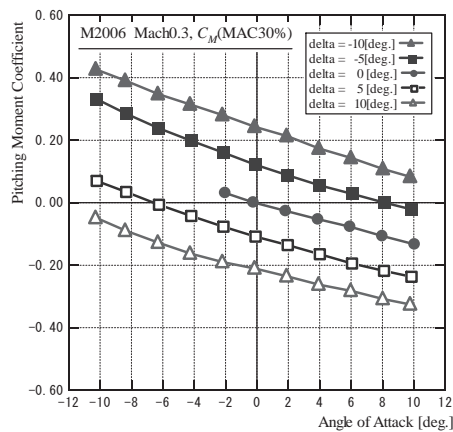


Fig. 4. Pitching moment coefficient vs. angle of attack at Mach 0.3.

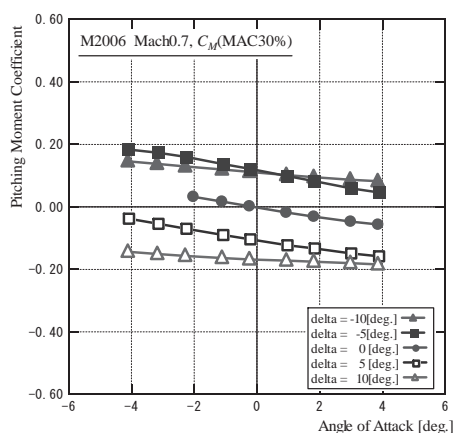


Fig. 5. Pitching moment coefficient vs. angle of attack at Mach 0.7.

5.2 昇降舵操舵による揚力係数の変化

Fig. 6 および Fig. 7 にマッハ数 0.3 および 0.7 の昇降舵操舵による揚力係数 C_L の変化の様子を示

す。マッハ数 0.3 では、すべての迎角において、舵角に対して直線的に揚力係数が変化している。マッハ数 0.7 では舵角に対する揚力係数の変化が直線的でなく、舵角範囲 $-10^{\circ}\sim-5^{\circ}$ および $5^{\circ}\sim10^{\circ}$ で揚力係数の変化が鈍っている。これは、大きな舵角によって水平尾翼が失速しているためと考えられる。

5.3 離着陸性能

離陸速度をマッハ数 0.3 および 0.5 と仮定した場合の離陸時の揚力を Fig. 8 に示す。横軸は迎角 α [deg.]、縦軸は揚力 L [kgf] である。M2006 機体の全備重量は 155 kgf と推算されており、これを図中に赤線で示す。離着陸マッハ数を 0.3（飛行速度 102 m/sec）とする場合は迎角 5° 程度（水平尾翼舵角 -3° 程度）で揚力が重量を上回って離着陸可能である。この値から換算すると、迎角を 8° （水平尾翼舵角 -5° ）とするならば、飛行マッハ数 0.24（飛行速度 82 m/sec）程度で離着陸可能である。なお、遷音速～超音速域については、 2° 程度以下の小さな迎角で飛行するという事も相俟って、ピッチングトリム性能は十分であることが分かっている。

6. 結言

大陸間の高速航空輸送および地球軌道への再使用宇宙輸送を革新するための基盤技術を飛行実証することを目標として、フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計を進めている。昨年度までの研究から当面のベースライン形状として M2006 形状を選定した。そのピッチングのトリム性能および静安定性を把握・検証するために、風試模型において、水平尾翼の取付角を 0° 、 $\pm 5^{\circ}$ 、 $\pm 10^{\circ}$ の 5 通りに変え、風試によって迎角とピッチングモーメント係数の関係を計測した。その結果、M2006 形状の飛行実験機は、離着陸から超音速巡航までの全速度領域におけるピッチングトリム性能および良好な離着陸性能を有することが予測された。なお、亜音速域に比べて遷音速・超音速域では、ピッチング静安定性が若干低減することと、水平尾翼が失速する傾向が捉えられた。前者については重心位置をもっと前方に設定することが効果的であり、後者については水平尾翼の後退角を小さくしたり、ボルテックスジェネレータ、ドッグツース、等の失速抑制策を講じることが効果的と考えられる。

参考文献

- (1) 溝端 一秀, ほか, 「FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と亜音速飛行実証」, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原 (2008 年 1 月 28-29 日).
- (2) 羽田 尚太, ほか, 「小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果」, 平成 18 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原 (2007 年 1 月 18-19 日).

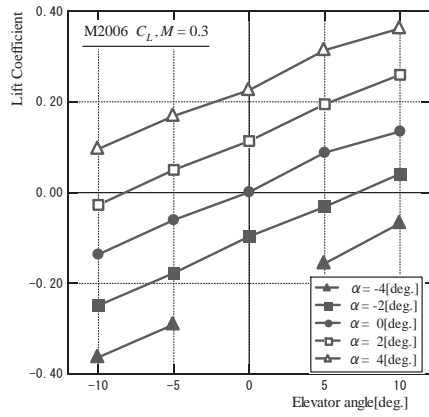


Fig. 6. Lift coefficient vs. elevator angle at Mach 0.3.

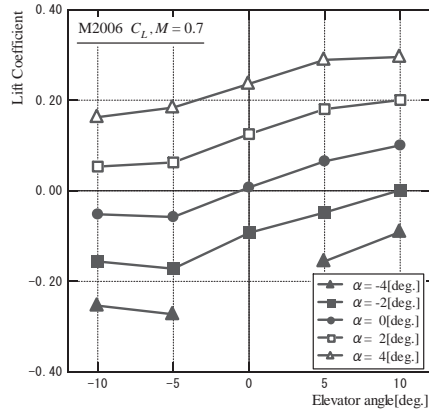


Fig. 7. Lift coefficient vs. elevator angle at Mach 0.7.

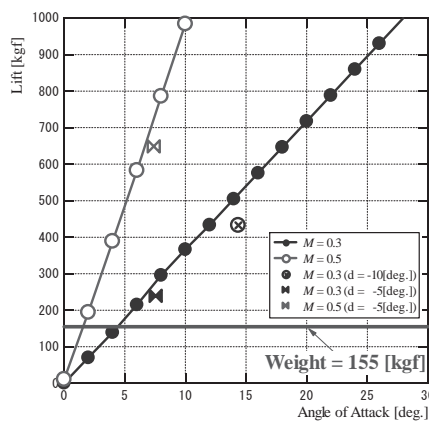


Fig. 8. Predicted lift of the experimental vehicle of the M2006 configuration.

工藤 摩耶(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

○ 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

丸 祐介(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)

1. 試験の概要

1.1 試験題目

「小型無人超音速機の昇降舵による安定性と表面粗さが空力特性に及ぼす影響に関する研究」

1.2 試験の目的

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、国内 4 大学 (室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学) による連携の下, 小型無人超音速機の研究開発プロジェクトを進めている [1]. 昨年度に設計した M2006 型機体は推力余裕の観点では, 超音速飛行が可能であると予測された. そこで本年度は, 実際の飛行の際に問題となる縦の安定性を確認することを目的とする.

また, 基盤技術の飛行実証を行う際機器の取り付けや取り扱いを容易にするため, 機体表面に段差や凹凸など (以下, 表面粗さ) を許容せざるを得ない. そこで本研究では表面粗さによる小型無人超音速機の空力特性に与える影響を風洞試験により評価する.

1.3 試験実施期間

平成 19 年 7 月 30 日 (月) ~ 8 月 3 日 (金)

平成 19 年 8 月 6 日 (月) ~ 8 月 10 日 (金) (述べ 10 日間).

1.4 試験従事者

本風洞試験の従事者を表 1 に, 宇宙科学研究本部内共同研究者および風洞試験設備利用補佐者を表 2 にまとめる.

2. 試験設備・試験機器等

2.1 試験装置

本試験では, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 (JAXA/ISAS) の高速気流総合実験設備 [2] (図 1) 内に設置されている遷音速風洞試験装置 (図 2(a)) と超音速風洞試験装置 (図 2(b)) を使用した. 当設備の主な仕様 [3] を表 3 に示す. 両風洞試験装置は共に間欠吹き出し式風洞であ

表 1 風洞試験者一覧

| CC | 所属 | 職名/学年 | 備考 | 従事期間 |
|-------|----------------------------|----------|---------|-----------------|
| 棚次 亘弘 | 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター | センター長・教授 | 研究代表者 | |
| 溝端 一秀 | 室蘭工業大学 機械システム工学科 | 准教授 | | 7月30日, 8月7日~10日 |
| 丸 祐介 | 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター | 研究員 | 試験従事責任者 | 7月30日~8月10日 |
| 工藤 摩耶 | 室蘭工業大学 大学院工学研究科 機械システム工学専攻 | 修士課程2年 | | 8月1日~10日 |
| 笹山 容資 | 室蘭工業大学 大学院工学研究科 機械システム工学専攻 | 修士課程1年 | | |
| 桑田 耕明 | 室蘭工業大学 工学部 機械システム工学科 | 工学部4年 | | 7月30日~8月10日 |

表 2 宇宙科学研究本部内共同研究者, および風洞試験設備利用補佐者

| 氏名 | 所属 | 職名 | 備考 |
|-------|---------------------|----|----------|
| 坪井 伸幸 | 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 | 技官 | 本部内共同研究者 |
| 入門 朋子 | 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 | 技官 | 試験設備利用補佐 |
| 大屋 | 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 | 技官 | 試験設備利用補佐 |

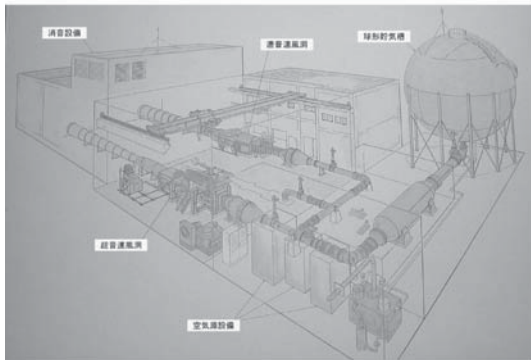
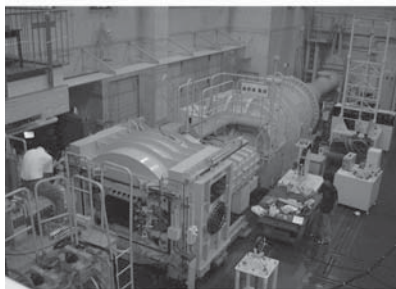


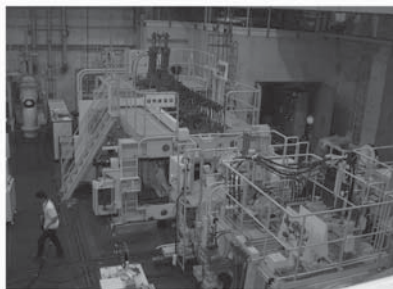
図 1 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備の全体図.

表 3 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備の主な仕様[2], [3].

| 装置の名称 | 遷音速風洞試験装置 | 超音速風洞試験装置 |
|--------|--|----------------------|
| 風洞形式 | 間欠吹き下し型 | 間欠吹き下し型 (エジェクタ排気式) |
| 測定部寸法 | 幅 600 mm × 高さ 600 mm | 幅 600 mm × 高さ 600 mm |
| マッハ数範囲 | 0.3 ~ 1.3 | 1.5 ~ 4.0 |
| 計測時間 | 30 秒以上 | 30 秒以上 |
| 空気源設備 | ・空気圧縮機出口圧力: 11 kg/cm ² G ・貯気槽圧力: 9.5 kg/cm ² G ・貯気槽容積: 1,767m ³ | |
| 変角範囲 | 迎角, 横滑り角 ±15 deg. 以内 | 迎角, 横滑り角 ±15 deg. 以内 |
| 特徴 | 1. 模型変角に対して一定マッハ数制御 2. 模型一定姿勢角に対してマッハ数スweep可能 | エジェクタ併用により 低圧始動可能 |



(a) 遷音速風洞試験装置



(b) 超音速風洞試験装置



(c) 風洞試験装置の中央制御盤

図 2 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備.

り, 前者の試験マッハ数は 0.3~1.3 後者の試験マッハ数は 1.5~4.0 である. いずれも最大通風計測時間は 30 秒以上, 測定室の寸法は 600 mm × 600 mm (矩形) である.

2.2 風洞試験用機体模型

本風洞試験の実施にあたり, 昨年度試験を行った M2006 型風洞試験用模型 (図 3) に全可動水平尾翼を設置した. 水平尾翼と垂直尾翼は別々に製作し, いもネジ, 接着剤及びパテで垂直尾翼

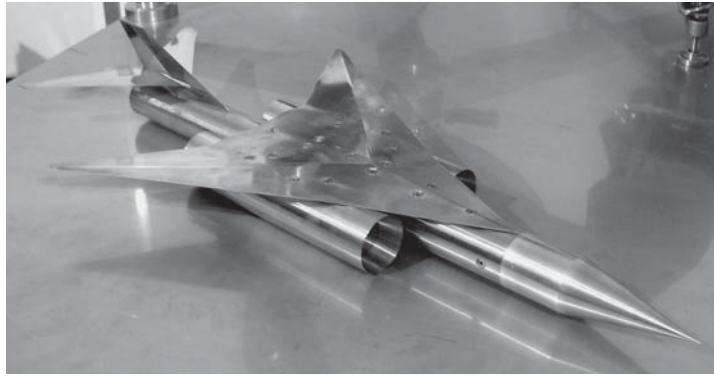
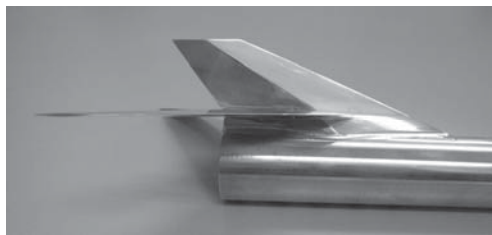
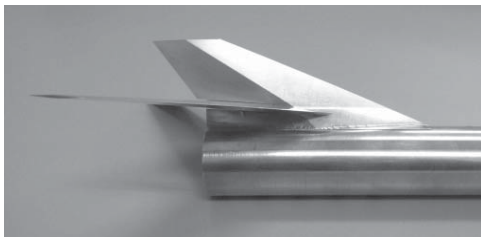


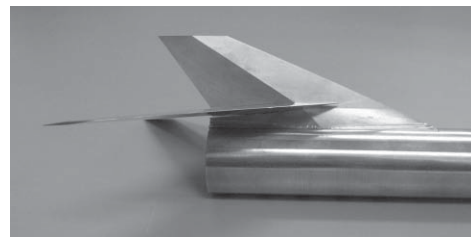
図3 M2006型機体の風試模型



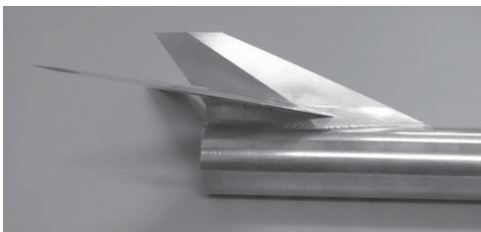
(a)舵角 0deg.



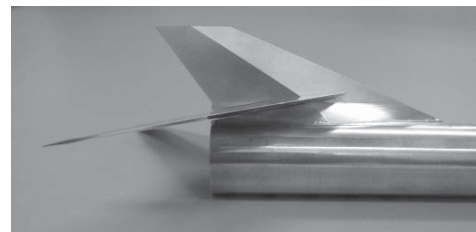
(b)舵角 -5deg.



(c)舵角 +5deg.

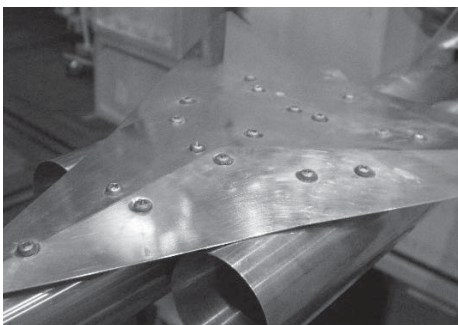


(d)舵角 -10deg.

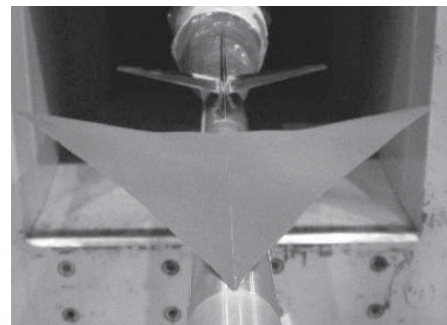


(e)舵角 +10deg.

図4 昇降舵の舵角設定



(a) ネジの頭による表面の凹凸の模擬



(b) サンドペーパーによる表面粗さの模擬

図5 表面粗さ及び凹凸の設置

と水平尾翼を接合する。一体となった垂直尾翼及び水平尾翼は胴体にビス止めする。設定する舵の角度は、-10, -5, 0, 5, 10deg.とする(図4)。また、表面粗さを模擬するために、図5に示すように主翼の上面にネジの頭(a)やサンドペーパー(b)を取り付ける。

3. 試験方法と試験項目

本風洞試験では、昇降舵を変化させたときのM2006型模型に作用する空気力、及び表面粗さを取り付けたときの空気力を測定した。空気力の測定にはφ25 mmの6分力内装天秤(図6)を使用し、昇降舵の性能に関しては亜音速と遷音速域の空気力データを重点的に取得した。また、表面粗さに関しては超音速域の空気力データを重点的に取得した。測定項目としては、機体模型に作用する空気力、測定室の空気の状態量(全温, 全圧, 静圧), 機体模型の姿勢角(迎角, ヨー角, バンク角)(図7), 機体模型のベース部(図8)の圧力(4点)を設けた。

本風洞試験における通風条件を表5に示す。亜音速域の通風試験における迎角範囲は-10~10 deg.程度, 遷音速域/超音速域の通風試験における迎角範囲は-4~4 deg.程度とした。横力特性試験におけるヨー角範囲は-2~2 deg.とした。また, 全試験を通してシュリーレン映像を撮影した。

本風洞試験における通風試験の回数と作業記録等を表6に, その通風試験の詳細を表7に示す。

4. 試験結果

機体の重心を空力平均翼弦の30%位置に仮定した場合, $M=0.3, 0.5$ では迎角-6~8deg., $M=0.7$ では, 迎角-5~6deg., $M=1.5$ では迎角-3~1deg.で定常飛行できることがわかった。さらにM2006機体の重心後方限界は空力平均翼弦の50%位置であることも確認した。また $M=0.5$ 以上では舵角を大きくすると水平尾翼が失速することが分かった。また縦の静安定を保った状態で, $M=0.16\sim0.24$ (約200km/h~300km/h)で離着陸飛行できることが分かった。表面粗さに関しては, ネジの頭やサンドペーパーの機体表面粗さによる空力特性への影響は, 天秤秤量の1%を計測の誤差としたときに, 殆どの影響がないことが分かった。

表4 試験条件

| 試験 Mach数 | 迎角 deg. | ヨー角 deg. | 昇降舵角 deg. | | | | | 表面凹凸 | 表面粗さ | エンジン 抗力試験 | Mach数 遷移試験 | シュリーレン 映像 | 全圧 atm | エジェクタ 圧 atm | 使用風洞 |
|-------------|------------|-------------|--------------|----|---|---|----|------|------|--------------|---------------|--------------|-----------|-------------------|-------|
| | | | -10 | -5 | 0 | 5 | 10 | | | | | | | | |
| 0.3 | -10~10 | -2~2 | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | - | ○ | - | ○ | 1.5 | - | 遷音速風洞 |
| 0.5 | -10~10 | -2~2 | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | - | - | - | - | ○ | 1.5 | - | 遷音速風洞 |
| 0.7 | -4~4 | -2~2 | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | - | ○ | | ○ | 1.5 | - | 遷音速風洞 |
| 0.8 | - | - | - | - | ○ | - | - | - | - | - | ○ | ○ | 1.5 | - | 遷音速風洞 |
| 0.9 | -4~4 | -2~2 | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | - | - | - | | ○ | 1.5 | - | 遷音速風洞 |
| 1.1 | -4~4 | -2~2 | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | - | - | ○ | | ○ | 1.5 | - | 遷音速風洞 |
| 1.3 | -4~4 | -2~2 | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | - | - | - | | ○ | 1.5 | - | 遷音速風洞 |
| 1.5 | -4~4 | -2~2 | - | ○ | ○ | ○ | - | - | - | - | - | ○ | 1.5 | 3.9 | 超音速風洞 |
| 2.0 | -4~4 | -2~2 | - | ○ | ○ | ○ | - | ○ | ○ | - | - | ○ | 1.5 | 3.9 | 超音速風洞 |

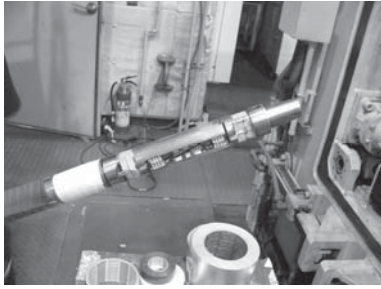
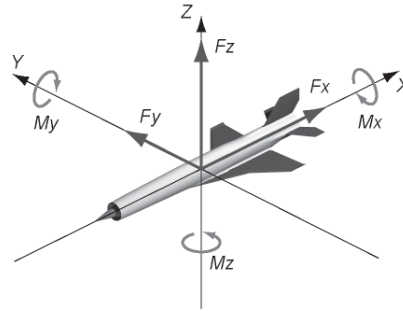


図6 6分力内装天秤；機体模型の内部に固定。



F_x = X 軸方向に作用する軸力
 F_y = Y 軸方向に作用する軸力
 F_z = Z 軸方向に作用する軸力
 M_x = X 軸まわりのモーメント
 M_y = Y 軸まわりのモーメント
 M_z = Z 軸まわりのモーメント

図7 機体模型に作用する6分力（内装天秤に作用する軸力）。

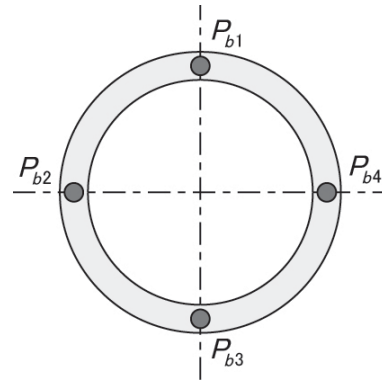
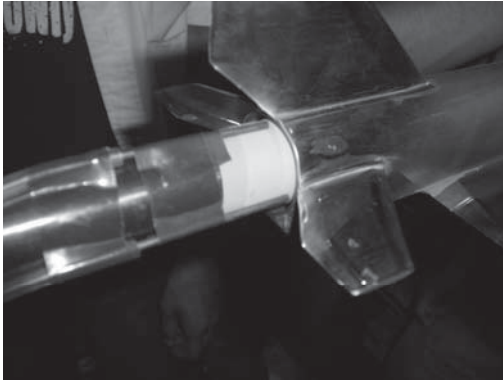


図8 機体模型のベース圧力測定位置（後方視点）。

表5 風洞試験における測定項目。

| | |
|------------|--|
| 空気力(6分力) | 軸力 F_x , kg 軸力 F_y , kg 軸力 F_z , kg モーメント M_x , kgm モーメント M_y , kgm モーメント M_z , kgm |
| 空気の状態量 | 測定室の全温 T_t , K 測定室の全圧 P_t , kPa 測定室の静圧 P_s , kPa |
| 模型の姿勢角 | 迎角 α , deg. ヨー角 β , deg. ロール角 γ , deg. |
| 機体模型のベース圧力 | ベース圧力 1 P_{b1} , kPa ベース圧力 2 P_{b2} , kPa ベース圧力 3 P_{b3} , kPa ベース圧力 4 P_{b4} , kPa |

5. まとめ

JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備（遷音速風洞試験装置，超音速風洞試験装置）を利用して，航空宇宙機システム研究センターが研究開発を進めている M2006 型機体形状について昇降舵による縦の静安定性について調べた。今回の風洞試験により M2006 機体の縦の静安定性を確かめることが出来た。今後，横の静安定及び操縦性も風洞試験により確かめこの機体の基本的な空力性能を調べる。そしてこの結果を元に機体の空力特性の問題点・改善点を洗い出し，再設

計に生かす予定である。一方表面粗さについては、今回設定したネジの頭やサンドペーパーに関しては模型の空力特性に与える影響が殆どないことを確認した。今後この試験データは小型無人超音速機を運用する際、表面粗さによる機体の空力特性の影響を見積もる際の重要な指針となる。加えて今後の風洞試験においても作業上の問題による模型の表面粗さが試験結果に及ぼす影響を見積もる際の貴重なデータとなる。

表 6 通風試験の回数と作業記録.

| 試験日 | 通風回数 | | | 主な作業 | 備考 |
|------|-----------|------------|----|--|---|
| | テスト 通風 | 空力測定 試験 | 計 | | |
| 7/30 | 1 | 0 | 1 | <ul style="list-style-type: none"> ・ミーティング. ・シュリーレン光学系の設定・調整. ・圧力計測系の設定. ・天秤の取付. ・模型の取付, ゼロ点設定, ネジ穴の粘土埋め等. ・テストブロー | |
| 7/31 | 0 | 12 | 12 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整. ・ゼロ点の設定確認, ネジ穴の粘土埋め等. ・通風試験 (基礎空力) ・取得データの解析 | |
| 8/1 | 0 | 7 | 7 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の設定・調整. ・通風試験 (エレベータ性能) ・ネジ穴の粘土埋め等. ・模型の取り付け | <ul style="list-style-type: none"> ・超音速域において, 重心位置空力翼弦 50% では静安定が取れないことが分かった. ・模型のネジを取り外すときに, ネジの頭がつぶれてしまい, 取り外すのに苦勞する. |
| 8/2 | 0 | 8 | 8 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整. ・ゼロ点設定, ネジ穴の粘土埋め等. ・通風試験 (基礎空力) ・取得データの解析. | |
| 8/3 | 0 | 7 | 7 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整. ・模型の取付, ゼロ点設定, ネジ穴の粘土埋め等. ・通風試験 (機体表面凹凸試験) ・取得データの解析. ・試験項目の再検討. | <ul style="list-style-type: none"> ・空気弁異常発生, その後復旧する. |

| | | | | | |
|------|---|----|----|--|--|
| 8/6 | 0 | 6 | 6 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の設定・調整. ・通風試験（水平尾翼取り外し，表面の凹凸，エンジン内圧力測定） ・取得データの解析. ・模型の取付，ゼロ点設定，ネジ穴の粘土埋め等. | <ul style="list-style-type: none"> ・水平尾翼の効きを確かめる目的で水平尾翼を取り外して試験を追加. ・エンジン内圧力測定で，チューブがフランジに挟まっており，正常な計測が出来なかった. |
| 8/7 | 0 | 2 | 2 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整. ・ゼロ点設定，ネジ穴の粘土埋め等. ・通風試験（エンジン内圧力計測） ・遷音速風洞から超音速風洞に移動する. ・取得データの解析. | <ul style="list-style-type: none"> ・遷音速風洞から超音速風洞に移動 ・溝端先生と桑田は，天秤の較正に移る. |
| 8/8 | 0 | 6 | 6 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整. ・模型の取付，ゼロ点設定，ネジ穴の粘土埋め等. ・通風試験（基礎空力） ・取得データの解析. | <ul style="list-style-type: none"> ・迎角範囲-4～4deg.，刻み角1deg.で通風した結果空気不足になり，通風を中止する. |
| 8/9 | 0 | 7 | 7 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整. ・通風試験（基礎空力，エンジン無し，エレベータ性能，水平尾翼なし，表面の凹凸） ・取得データの解析. | |
| 8/10 | 0 | 6 | 6 | <ul style="list-style-type: none"> ・シュリーレン光学系の調整. ・通風試験（基礎空力，エンジン無し，表面粗さ） ・取得データの解析. | <ul style="list-style-type: none"> ・サンドペーパーを取り付けて表面粗さを模擬する. |
| 総計 | 1 | 61 | 62 | | |

表7 風洞試験の通風作業記録の詳細.

| 2007年度 JAXA/ISAS風洞試験項目検討 | | | | | | | | | | | |
|--------------------------|------|--------|---------------|-------------|-------|---------------|---------------|-----------------------|---------|------------------------|---------------------|
| 日程 | No. | 通風開始時刻 | 通風番号 | 使用風洞 | 使用模型 | 試験の種類 | マッハ数 | 迎角範囲[deg] ()内は刻み角 | | 舵角[deg] (後線が下がる方を正) | 備考 |
| | | | | | | | | ピッチ角 | ヨー角 | | |
| 7月30日 | 1 | - | 01-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | テストブロー | 0.3 | 0~2(1) | 0 | - | |
| 7月31日 | 2 | 10:20 | 02-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 0.3 | -2~10(2) | 0 | - | |
| | 3 | 10:50 | 03-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 0.5 | -2~10(2) | 0 | - | |
| | 4 | 11:27 | 04-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 0.7 | -2~4(1) | 0 | - | |
| | 5 | 11:55 | 05-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 0.9 | -2~4(1) | 0 | - | |
| | 6 | 13:27 | 06-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 1.1 | -2~4(1) | 0 | - | |
| | 7 | 14:14 | 07-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 1.3 | -2~4(1) | 0 | - | |
| | 8 | 15:16 | 08-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ヨー方向) | 0.3 | 0 | -2~2(1) | - | |
| | 9 | 15:43 | 09-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ヨー方向) | 0.5 | 0 | -2~2(1) | - | |
| | 10 | 16:15 | 10-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ヨー方向) | 0.7 | 0 | -2~2(1) | - | |
| | 11 | 16:42 | 11-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ヨー方向) | 0.9 | 0 | -2~2(1) | - | |
| | 12 | 17:06 | 12-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ヨー方向) | 1.1 | 0 | -2~2(1) | - | |
| | 13 | 17:30 | 13-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ヨー方向) | 1.3 | 0 | -2~2(1) | - | |
| | 8月1日 | 14 | 10:30 | 14-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 0.8~1.3 | 0 | 0 | - |
| 15 | | 11:20 | 15-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エンジン無し | 0.3 | -2~10(2) | 0 | - | |
| 16 | | 11:45 | 16-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エンジン無し | 0.8~1.3 | 0 | 0 | - | マッハスイープ試験 |
| 17 | | 14:11 | 17-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.3 | -10~10(2) | 0 | 5 | |
| 18 | | 15:15 | 18-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.5 | -10~10(2) | 0 | 5 | |
| 19 | | 15:52 | 19-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.7 | -4~4(1) | 0 | 5 | |
| 20 | | 16:32 | 81-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.9 | -4~4(1) | 0 | 5 | エレベータ5deg. 追加試験 |
| 8月2日 | 21 | 10:56 | 20-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.3 | -10~10(2) | 0 | -5 | |
| | 22 | 11:25 | 21-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.5 | -10~10(2) | 0 | -5 | |
| | 23 | 11:51 | 22-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.7 | -4~4(1) | 0 | -5 | |
| | 24 | 13:05 | 82-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.9 | -4~4(1) | 0 | -5 | エレベータ-5deg. 追加試験 |
| | 25 | 14:46 | 25-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.7 | -4~4(1) | 0 | 10 | |
| | 26 | 15:23 | 23-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.3 | -10~10(2) | 0 | 10 | |
| | 27 | 15:50 | 24-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.5 | -10~10(2) | 0 | 10 | |
| | 28 | 16:20 | 83-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.9 | -4~4(1) | 0 | 10 | エレベータ10deg. 追加試験 |
| 8月3日 | 29 | 10:29 | 84-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.9 | -4~4(1) | 0 | -10 | エレベータ10deg. 追加試験 |
| | 30 | 10:55 | 28-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.7 | -4~4(1) | 0 | -10 | |
| | 31 | 11:23 | 27-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.5 | -10~10(2) | 0 | -10 | |
| | 32 | 11:49 | 26-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 0.3 | -10~10(2) | 0 | -10 | |
| | 33 | 14:52 | 38-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の凹凸(ネジ, 主翼) | 0.3 | -2~10(2) | 0 | - | M2トラスネジの頭を使用 |
| | 34 | 15:25 | 85-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の凹凸(ネジ, 主翼) | 0.7 | -4~4(1) | 0 | - | M2トラスネジの頭を使用 |
| | 35 | 16:38 | 86-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の凹凸(ネジ, 主翼) | 0.7 | -4~4(1) | 0 | - | M3トラスネジの頭を使用 |
| | 36 | 10:35 | 87-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 水平尾翼なし | 0.7 | -4~4(1) | 0 | - | 追加試験 |
| | 37 | 11:02 | 88-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 水平尾翼なし | 0.3 | -10~10(2) | 0 | - | 追加試験 |
| | 38 | 14:45 | 89-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の凹凸(ネジ, 胴体) | 0.7 | -4~4(1) | 0 | - | M3トラスネジの頭を使用 |
| 8月6日 | 39 | 15:55 | 91-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の段差(胴体) | 0.7 | -4~4(1) | 0 | - | アルミテープ(厚さ2mm, 幅5mm) |
| | 40 | 17:02 | 46-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エンジン内圧力測定試験 | 1.1 | -4~4(1) | 0 | - | |
| | 41 | 17:32 | 45-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エンジン内圧力測定試験 | 0.7 | -4~4(1) | 0 | - | |
| | 42 | 10:20 | 44-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | エンジン内圧力測定試験 | 0.3 | -10~10(2) | 0 | - | |
| | 43 | 17:10 | 60-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 1.5 | -4~4(1) | 0 | - | |
| 8月8日 | 44 | 10:34 | 59-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | エンジン無し | 1.5 | -4~4(1) | 0 | - | 空気量不足のため通風中止 |
| | 45 | 12:10 | 59-M06-1-SS-A | 超音速風洞 | M2006 | エンジン無し | 1.5 | -4~4(2) | 0 | - | 59-M06-1-SSの再試験 |
| | 46 | 14:29 | 64-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 1.5 | -4~4(2) | 0 | 5 | |
| | 47 | 15:32 | 63-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 1.5 | -4~4(2) | 0 | -5 | |
| | 48 | 16:32 | 61-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ヨー方向) | 1.5 | 0 | -2~2(1) | - | |
| | 49 | 17:29 | 56-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ヨー方向) | 2.0 | 0 | -2~2(1) | - | |
| 8月9日 | 50 | 10:25 | 54-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | |
| | 51 | 11:23 | 55-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | エンジン無し | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | |
| | 52 | 13:18 | 62-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 2.0 | -4~4(2) | 0 | 5 | |
| | 53 | 14:09 | 65-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | エレベータ性能試験 | 2.0 | -4~4(2) | 0 | -5 | |
| | 54 | 15:00 | 88-M06-1-TS | 超音速風洞 | M2006 | 水平尾翼なし | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | |
| | 55 | 16:10 | 69-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の凹凸(ネジ, 主翼) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | M2トラスネジの頭を使用 |
| | 56 | 17:04 | 92-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の凹凸(ネジ, 主翼) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | M3トラスネジの頭を使用 |
| 8月10日 | 57 | 9:56 | 94-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の凹凸(ネジ, 胴体) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | M3トラスネジの頭を使用 |
| | 58 | 10:43 | 97-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の凹凸(ネジ, 胴体) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | M2トラスネジの頭を使用 |
| | 59 | 11:30 | 67-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 表面の段差(胴体) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | アルミテープ |
| | 60 | 12:16 | 54-M06-1-SS-A | 超音速風洞 | M2006 | 空力測定試験(ピッチ方向) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | 54-M06-1-SSの再試験 |
| | 61 | 13:40 | 101-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 表面粗さ(サンドペーパー) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | サンドペーパー粗さなし |
| | 62 | 14:20 | 102-M06-1-SS | 超音速風洞 | M2006 | 表面粗さ(サンドペーパー) | 2.0 | -4~4(2) | 0 | - | サンドペーパー(#600) |

謝辞

風洞試験用供試体模型の製作にあたっては、有限会社馬場機械製作所の馬場義則様と同製作所の従業員の皆様、ならびに日鋼デザイン株式会社の山田富士夫様、佐々木和之様より、多大なるご協力とご尽力を賜りました。

風洞試験の実施にあたり、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（ISAS/JAXA）の高速気流総合実験設備を利用させて頂いた際には、同研究本部の坪井先生、入門様、大屋様より多大なるご支援とご助言を賜りました。

ご支援、ご協力を頂きました全ての皆様に、深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [2] <http://www.isas.jaxa.jp/home/wtlab/>, 高速気流総合実験設備ホームページ, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部.
- [3] “高速気流総合実験設備操作マニュアル（1998年度版）”, 文部省宇宙科学研究所（現宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部）風洞委員会, 1998.

本風洞試験に関する発表論文等

- [1] 工藤 摩耶, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, 丸 祐介, 笹山 容資, 桑田 耕明（室蘭工大）, 新井 隆景, 楠亀 拓也, 久保 良介（阪府大）, 坪井 伸幸（JAXA/ISAS）“小型超音速飛行実験機の空力設計と空力性能評価”, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2008 年 1 月.
- [2] 工藤 摩耶, “小型超音速有翼機の昇降舵による安定性に関する研究”, 室蘭工業大学修士学位論文, 2008 年 1 月.

大阪府立大学の低速風洞設備を利用した風洞試験 — 実施報告

工藤 摩耶(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

○ 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)

1. 試験の概要

1.1 試験題目

「低速時高迎角における小型無人超音速機の主翼上面の剥離による空力特性への影響」

1.2 試験の目的

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、国内4大学(室蘭工業大学, 東京大学, 九州大学, 大阪府立大学)による連携の下、小型無人超音速機の研究開発プロジェクトを進めている[1]。昨年度 M2006 機体は推力余裕の面から見ると超音速飛行が可能であることが予測されたので、この機体を基本形状として現在設計を進めている。この機体は、自力での離着陸を想定しているため亜音速域、特に離着陸においての飛行性能を検証しなければならない。昨年に府立大学におけるオイルフロー試験により、高迎角において主翼上面の剥離を確認した。しかし、30deg. 以上の高迎角でも目立った失速は生じていない。この剥離がオーギー翼同様の高迎角時に安定した左右一対の剥離渦の大構造が形成され、これによって失速が穏やかになっており、それと同時にローリング安定も得られているものと推測される。しかし、府立大学の天秤は三分力天秤での計測の為、ローリングの計測を行っていない。そこでこの推測を検証するため6分力天秤による計測でローリングモーメントを実測することが試験目的である。

1.3 試験実施期間

平成20年3月18日(火)～3月23日(金)、(のべ6日間)。

1.4 試験従事者

本風洞試験の従事者を表1にまとめる。

2. 試験設備・試験機器等

2.1 低速風洞

本試験では大阪府立大学所有の低速風洞を使用した。この風洞は開放式回流型の風洞である。緒元を表2に、風洞の概略図を図1に示す。

表 1 試験従事者

| 氏名 | 所属 | 職名/学年 | 従事期間 |
|------|---------------------------|----------|-----------|
| 棚次亘弘 | 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター | センター長・教授 | |
| 溝端一秀 | 室蘭工業大学 機械システム工学科 | 准教授 | 3月18日～23日 |
| 新井隆景 | 大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 | 教授 | 3月18日～23日 |
| 久保良介 | 大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 | 修士課程1年 | 3月18日～23日 |
| 林 林 | 大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科 | 工学部 4年 | 3月18日～23日 |
| 樋上 | 大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科 | 工学部 4年 | 3月18日～23日 |
| 桑田 | 室蘭工業大学 機械システム工学科 | 工学部 4年 | 3月18日～23日 |

表 2 風洞緒元

| | |
|-------|--------------------|
| 形式 | ゲッチンゲン型 |
| 吹き出し口 | φ0.9m |
| 測定部形状 | 開放式測定部 |
| 流速 | 15～40[m/s] |
| 迎角範囲 | 360deg. |
| 乱れ度 | 2.1% (流速 30[m/s]時) |

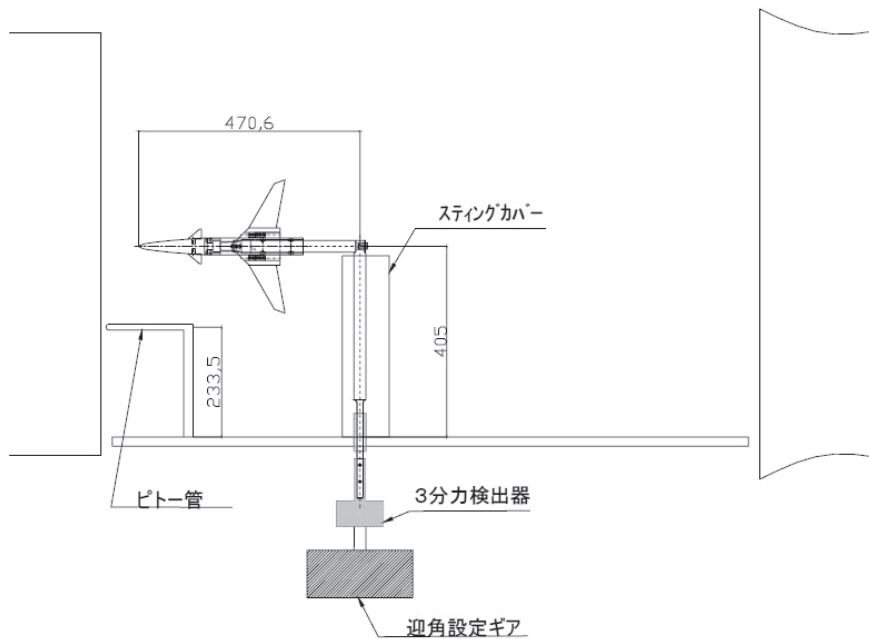


図 1 府立大風洞の概略図 (上面図).

3. 試験方法と試験条件

本風洞試験では、M2006 機体形状模型に室蘭工業大学所有の内装 6 分力天秤を挿入し、高迎角における空気力（特にローリング特性）の測定を行う。測定項目は、模型に作用する 6 分力と、模型迎角、一様流動圧、気温、気圧である。流速は一様流動圧と気温、気圧により算出する。試験条件は流速 20[m/s], 昇降舵操舵角は -10, -5, 0, 5, 10[deg.]とした。迎角範囲は -20～40[deg.]とした。これらの測定項目と試験条件を表 4 にまとめる。

表 4 測定項目と試験条件

| 試験条件 | |
|-------|---------------------|
| 風速 | 20[m/s] |
| 昇降舵舵角 | -10,-5,0,5,10[deg.] |
| 迎角範囲 | -20~40[deg.] |

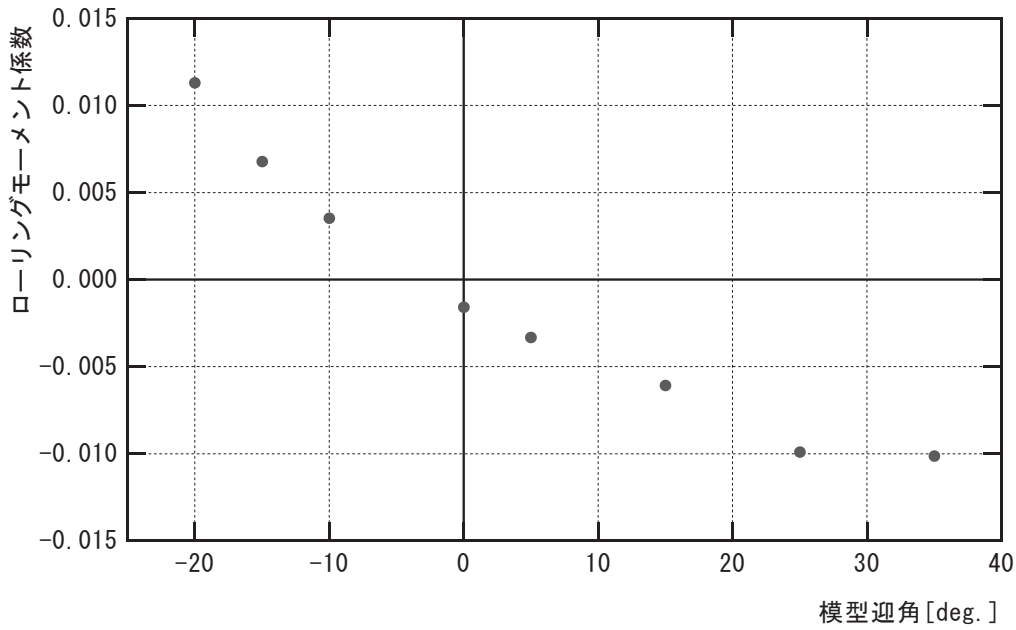


図 2 模型迎角とローリングモーメント係数

4. 試験結果

すべての昇降舵舵角において模型迎角が-20~40[deg.]の範囲でローリングモーメント係数が-0.012~0.012 の範囲にあることを確認した. 一例として昇降舵舵角 0deg.でのローリングモーメント係数を図 2 に示す. 縦軸はローリングモーメント係数, 横軸は模型迎角である. この結果から, 翼端失速による大きなローリングモーメントは作用していないこと, 即ち主翼上面の剥離は安定した剥離構造であることが予想される. 今後, ローリングモーメントの詳細な解析及び検討が必要である.

5. まとめ

航空宇宙機システム研究センターが研究開発を進めている小型無人超音速機の M2006 機体形状について, 低速時高迎角において主翼上面の剥離がオイルフロー法により確認された. これは安定した大規模な剥離構造であるのかまたは大きなローリングモーメントを伴う翼端失速であるのかを確かめるために, 低速風洞実験設備を利用して空力測定試験を実施した. 今回の試験で M2006 機体の主翼上面の剥離は, 大きなローリングモーメントを伴う翼端失速ではなく, 安定した剥離構造であることが予測された.

今後は, ローリングモーメントの詳細な解析及び検討が必要である. その他に低迎角における

主翼翼端付近での主翼後方部の剥離，水平尾翼の高迎角での翼端剥離が確認されているので，この剥離による空力特性への影響の解析及び空力形状の改善を予定している．

謝辞

風洞試験の実施にあたり，低音速風洞実験設備を利用させて頂いた際には，大阪府立大学の新井先生，久保様，林様，樋上様より多大なるご支援とご助言を賜りました．ご支援，ご協力を頂きました全ての皆様に，深く感謝の意を表します．

参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.

小型無人超音速機の機体構造に関する研究 — 研究成果報告

溝端 一秀 (機械システム工学科 准教授)

木村 敦 (機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

今井 駿 (機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

○ 高津 武人 (航空宇宙システム工学専攻 高速流体力学研究室)

1. 研究概要・目的

近年、大陸間輸送および地球周回軌道への往還輸送システムを革新する必要性が高まってきており、室蘭工業大学を中心として、これら航空宇宙機の革新に資するための基盤技術の研究が進められている。研究された技術を飛行実証するために、マッハ2程度で超音速飛行するフライングテストベッド（飛行実験機）を設計・試作する計画である。

飛行実験機の構造技術としては、複合材を用いた最適構造手法を構築し、革新的な空力弾性構造を開発することを目指している。そのためには、航空機構造に関する既存の技術・手法に習熟し、機体全体の構造設計ならびに強度評価を積み重ねることが重要である。

このための準備として、本研究は、機体全体の構造設計と応力解析のための基本的手法を整備することを目的とする。現時点で利用可能なデータに基づいて材料に金属を用いた場合と複合材を想定した場合で飛行実験機の構造を概略設計・予備解析し、評価方法を検討する。そして、その検討を基に構造に対する評価を行い、改良・再解析を進めてゆく。

2. 構造設計・解析

2.1 構造設計

幾つかの機体形状のうち、今回は M2007 形状の主翼構造について設計を行なった。M2007 形状の概略を Fig. 2.1 に示す。主翼は左右一体翼として設計し、材料に金属を想定した場合と複合材を想定した場合とで2つの設計案を提示する。金属構造では既存の超音速機後退翼の多桁構造に準じた設計であり、複合材構造では外板（表皮）と桁の一体成形としている。また、異方性材料構造の設計・解析・評価の前段階として、擬似等方積層を仮定している。その結果を Fig. 2.2 および 2.3 に示す。

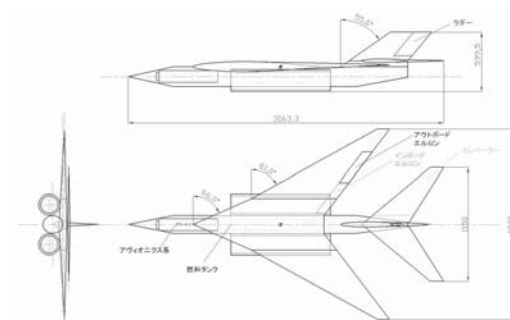


Fig. 2.1. The M2007 configuration



Fig. 2.2. Designed metal structure(2024-T4) of the main wing for the M2007 configuration, where the upper skin is omitted.

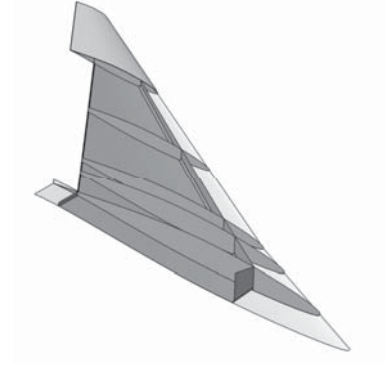


Fig. 2.3. Designed composite structure(CFRP) of the main wing for the M2007 configuration, where the upper skin is omitted.

2.2 解析理論並びに応力評価理論

金属構造の解析においては CATIA 上で作成した構造モデルについて、FEM 解析によって Von Mises stress を求め、構造材料の耐力と比較・評価する。

Von Mises stress は、主応力の式を三次元に展開し相当応力 (equivalent stress) として次式のように定義されるスカラー量であり、延性材料の降伏や破壊と関連付けられる。

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\tau_{xx} - \tau_{yy})^2 + (\tau_{yy} - \tau_{zz})^2 + (\tau_{zz} - \tau_{xx})^2] + 3(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)}$$

なお、複合材のような積層材では、層間剥離や層内の樹脂割れ、繊維の破断などがからんで評価がより複雑になる。本研究において現段階では複合材の評価方法について十分に検討できていないため、実際の航空機設計において多用されている「歪が 0.4% を越えるか否か」という経験的な設計基準を適用することとする。

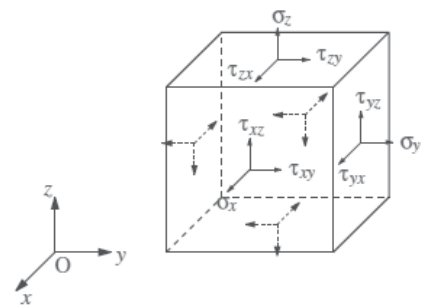


Fig. 2.3. Stress elements for defining the Von Mises stress

2.3 解析条件

構造材料として、まずアルミニウム合金 2024-T4 の物性を適用する。これは超ジュラルミンとして知られている一般的な航空機用構造材である。また、複合材構造として擬似等方性 CFRP(T800H/3633)を想定する。

今回構造設計を行った機体に対しては飛行経路解析が十分に行われていない。そのため、「飛行マッハ数 2.0 における 9G での引き起こし」というケースを想定し、超音速飛行における主翼の揚力分布 $c \cdot c_l$ は式(2.1), (2.2)より、抗力は式(2.3)より近似推算される。

$$c \cdot c_l = \frac{4\alpha C_r \tan \omega}{\sqrt{M_0^2 - 1}} \left(1 - \bar{y}^2\right)^{1/2} \quad (2.1)$$

$$\bar{y} = \frac{y}{S_m} \quad (2.2)$$

ここで c は任意の翼断面における局所翼弦長, c_l はその翼断面での断面揚力係数, C_r は最大翼弦長, ω は主翼平面形状の半頂角(rad), α は迎角, S_m は半スパン, L は揚力である.

3. 簡易静荷重試験

3.1 試験供試体

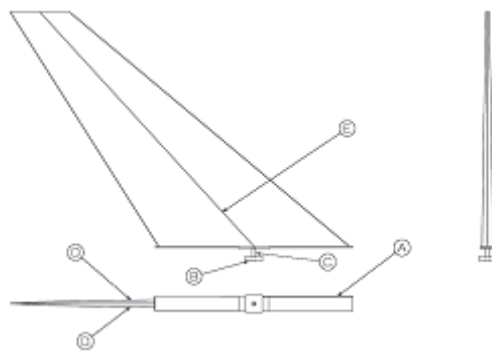
不飽和ポリエステル樹脂とガラス繊維による #210 ガラスクロスを使用し, ハンドレイアップ法によって疑似等方性 GFRP 供試体を製作し, 基本的な構造試験と構造解析を行なった. 供試体は M2006 形状の水平尾翼の実物大簡易構造体とする.



Fig. 3.1. The M2006 configuration

3.2 試験手法

まず同材料の試験片 (寸法 13mm×20mm×1mm) の引張試験を行い, ヤング率およびポアソン比を測定し解析へ反映させる. 供試体には, Fig. 3.3 のように翼根近傍の外板表面に歪ゲージを 3 グループに分けて貼り, 200g の荷重を負荷した場合のそれぞれの歪みゲージグループの最大・最小主歪について, 試験値と解析値の比較を行う.



(a) Schematics of the specimen.



(b) Overview of the constructed specimen.

Fig. 3.2 Trial construction of a structure specimen for the horizontal tail of the M2006 configuration.

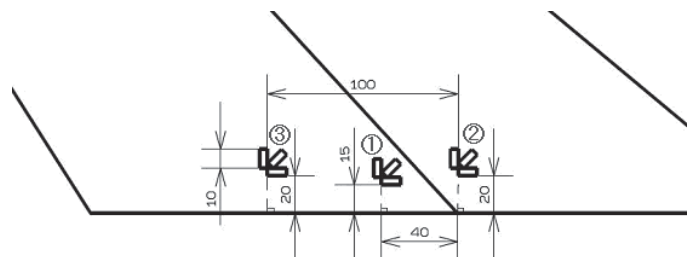


Fig.3.3. Alignment of the strain gauges.

4. 結果

4.1 解析結果

Fig. 3.1 に金属構造における応力解析結果を示す。Von Mises stress の最大値は中央桁および最後方桁中央部付近に発生しており，想定している構造材料 A2024 - T4 の 0.2%耐力 235MPa に比べて十分小さい。

Fig. 3.2 に複合材構造での応力および歪の解析結果を示す。解析結果では最大歪は約 0.05%弱となっていて，0.4%を大きく下回っており，設計基準を満たしている。

金属構造・複合材構造ともに過度な強度余裕があるため，改良が必要である。また，今回の応力解析では構造全体の強度を評価する事に主眼を置いたため，各部の結合金具などの細部は省略している。

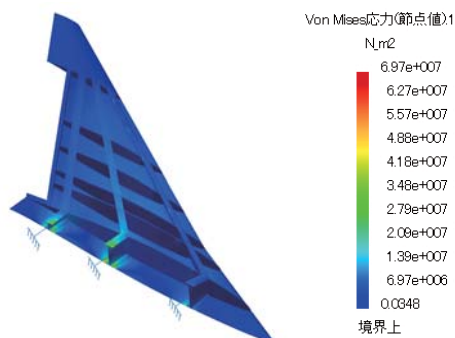


Fig. 4.1. Predicted Von Mises stress distribution for the designed metal structure(2024-T4),where the upper skin is omitted.

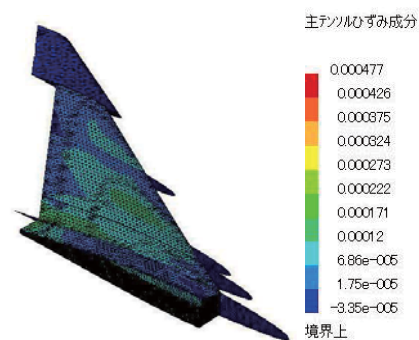


Fig. 4.2. Predicted strain distribution for the designed composite structure(CFRP), where the upper skin is omitted

4.2 簡易静荷重試験結果

それぞれの歪みゲージグループの最大・最小主歪について，試験値と解析値を Fig. 4.3 に示す。主歪に関する結果を見ると，グループ 1 および 2 の試験結果と解析結果に大きな差が見られる。試作した構造体の桁近傍や翼根接着部近傍の断面形状は，有限要素解析には正確には反映されておらず，これらの部位の剛性や応力集中が正確に解析できていないものと考えられる。グループ 3 については，応力集中の無い場所で測定し，また桁から遠いため接着の影響が無く，解析値に対し比較的良好な計測結果が得られている。

今後は，構造設計の最適化を進めると共に，胴体を含めた機体全体構造に関する設計および応力解析と強度評価，供試体の自作と荷重試験を繰り返し，並びにテーラリングを考慮した異方性の複合材による一体成型構造の設計や応力評価の手法を構築する予定である。

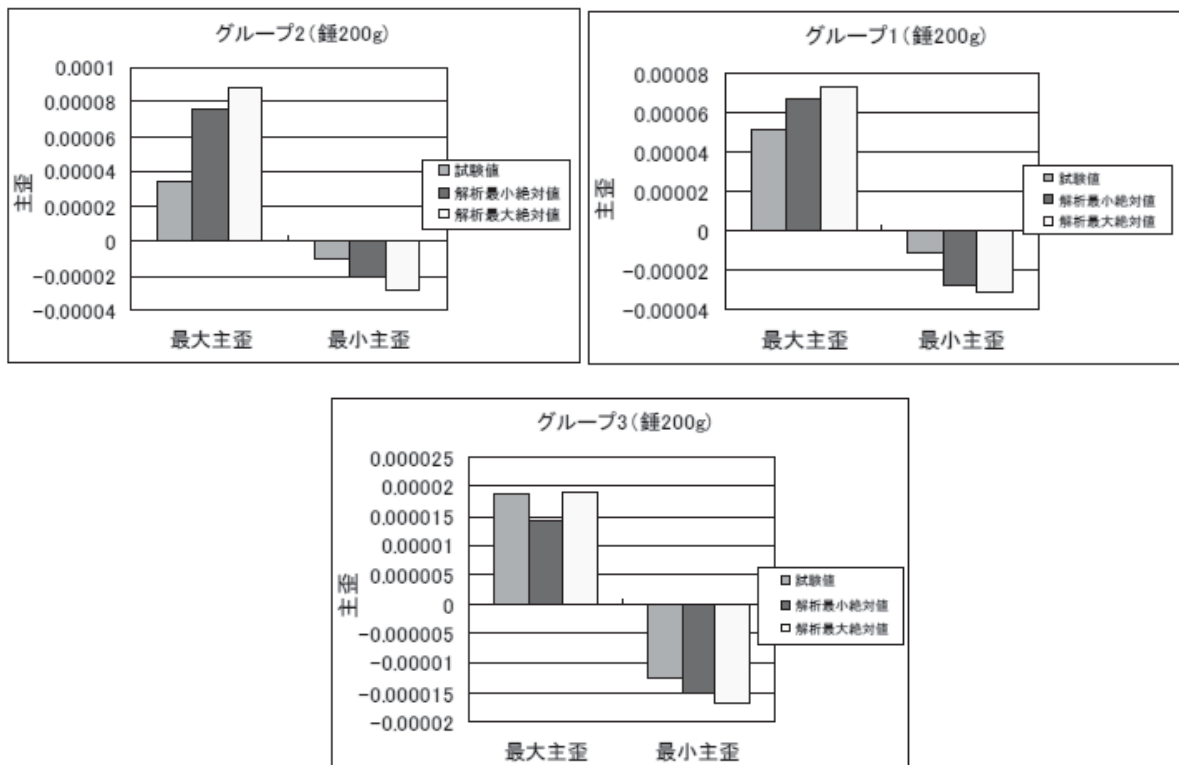


Fig.4.3. Results of the values of the principal strains.

参考文献

- 1) 鳥養鶴雄, 久世紳二, 「飛行機の構造設計」(1992), 日本航空技術協会.
- 2) 栗山好夫, 笹川宏之, 「CAEによる機械強度設計」(2005), 山海堂.
- 3) 新沢順悦, 藤原源吉, 川島孝幸, 「航空機の構造力学」(1989), 産業図書.
- 4) 赤木功, 石見峻久, 徳永俊二, 葭田雄二郎, 天岡和昭, 「航空機材料」(1989), 日本航空技術協会.
- 5) 先進複合材データベース, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA), <http://www.jaxa-acdb.com>

○ 長尾 友 (航空宇宙システム工学専攻 高速流体力学研究室)
溝端 一秀 (機械システム工学科 准教授)

1. はじめに

本研究は、航空宇宙機システム研究センターで進められている小型無人超音速機の研究開発プロジェクトの中で、2006年度に提案されたタイプの飛行経路解析を実施し、同機を用いた飛行実験の成立性の検討を行った。

2. 機体諸元・空力特性・推力

解析を行った機体 M2006 型の概観を図 1 に、機体三面図を図 2 に、機体諸元を表 1 に、重量推算値を表 2 に示す。

この機体の全長は 3[m]、胴体径は 0.18[m]、翼幅は 1.609[m]である。重量については、3次元 CAD「CATIA V5」を使用して設計された機体に材料を仮定して質量を推算した。材料はアルミニウム合金を想定している。本研究で使用した空力係数は、JAXA/ISAS の風洞を使用して得られたものである。推力については本センターで研究・開発中の小型ターボジェットエンジンの 1 次元サイクル解析によって予備的に推算された推力性能マップ、比推力性能マップ、吸い込み空気流量マップを使用している。

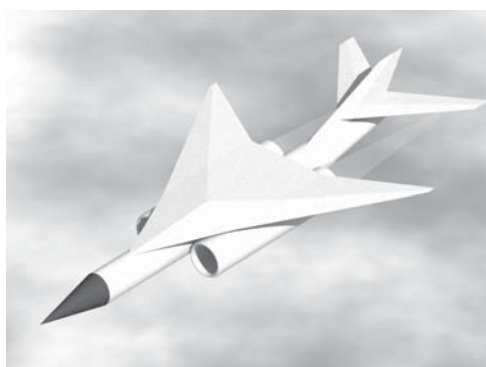


図 1 M2006 型の概観

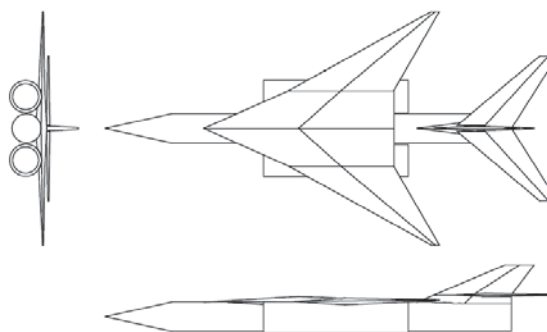


図 2 機体三面図

表 1. 機体諸元

| | | |
|----------|-------|-------------------|
| 全長 | 3 | [m] |
| 全幅 | 1.609 | [m] |
| 翼面積 | 0.995 | [m ²] |
| アスペクト比 | 2.71 | [m] |
| 胴体径 | 0.18 | [m] |
| ノーズコーン半径 | 0.03 | [m] |

表 2. 重量推算値

| | | |
|------------|-------|------|
| 機体重量 | 42.8 | [kg] |
| エンジン (一基) | 80.0 | [kg] |
| アヴィオニクス系重量 | 8.1 | [kg] |
| 燃料重量 | 24.6 | [kg] |
| 機体総重量 | 155.5 | [kg] |

3. 解析手法

本解析では、図3に示すような地球を中心とする3自由度慣性極座標系を想定し、飛行体を質点とした下に示す運動方程式を数値的に解くことにより、飛行経路解析を行った。

r は地球の中心と質点の距離、 θ は経度、 φ は緯度、 m は機体の質量、 F_r, F_θ, F_φ はそれぞれに作用する力、 ω は地球の自転の角速度である。機体には揚力、抗力、推力、重力が作用するものとする。

$$\left. \begin{aligned} \ddot{r} - r\dot{\theta}^2 \cos^2 \varphi - r\dot{\varphi}^2 &= \frac{F_r}{m} \\ 2\dot{r}\dot{\theta} \cos \varphi + r\ddot{\theta} \cos \varphi - 2r\dot{\theta}\dot{\varphi} \sin \varphi &= \frac{F_\theta}{m} \\ r\ddot{\varphi} + 2\dot{r}\dot{\varphi} + r\dot{\theta}^2 \cos \varphi \sin \varphi &= \frac{F_\varphi}{m} \end{aligned} \right\}$$

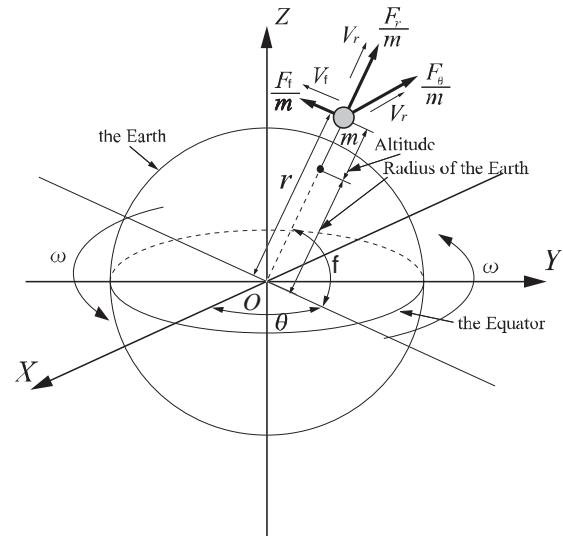


図3. 3自由慣性極座標

4. 解析結果

本研究での飛行プロファイルは、射場と想定した大樹町多目的航空公園を離陸、その後上昇し、目標とする飛行マッハ数1.6を目指す。その後、減速・旋回し、射場に帰還飛行を試みる。

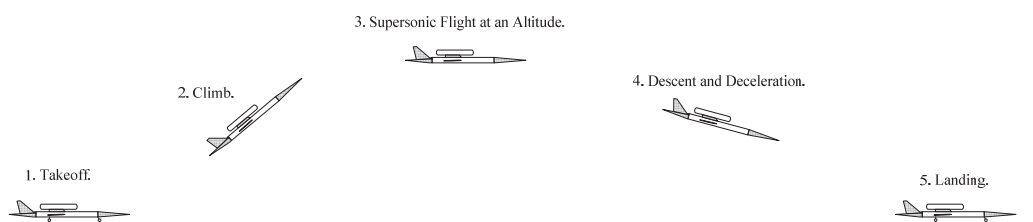


図4. 飛行プロファイル

取得された空力係数は風洞試験においてエンジン流路が閉鎖された状態でのものであるが、本解析では抗力係数の補正は行わなかった。

4.1 解析結果 1: 現段階で可能な飛行

経路結果の結果、アフターバーナー（燃空比0.03）を使用して高度11[km]を飛行した場合、目標とする超音速飛行は可能であることが予測された。このときの経路の鳥瞰図、飛行マッハ数、飛行高度の推移を図5, 6, 7に示す。目標としている超音速飛行は達成できたものの、飛行プロ

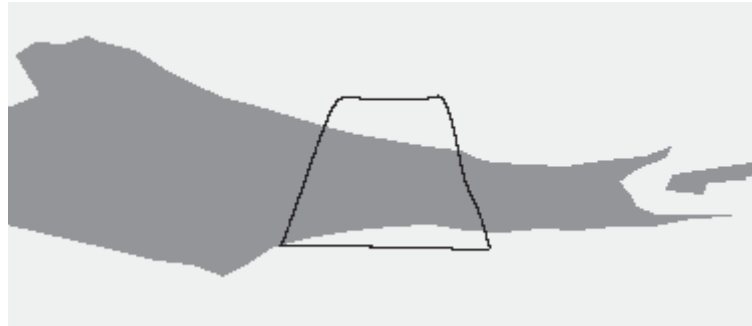


図 5. 経路の鳥瞰図

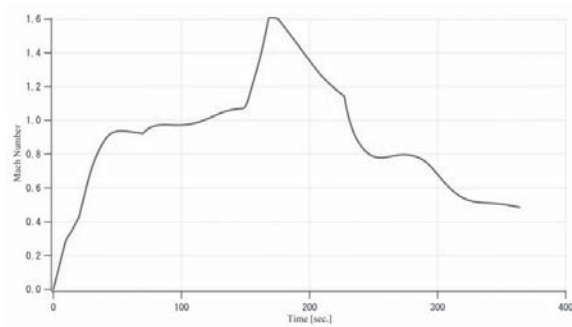


図 6. 飛行マッハ数推移

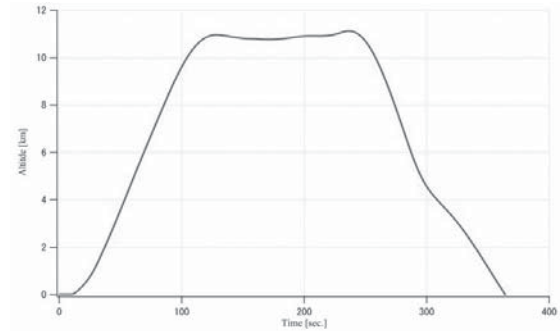


図 7. 飛行高度推移

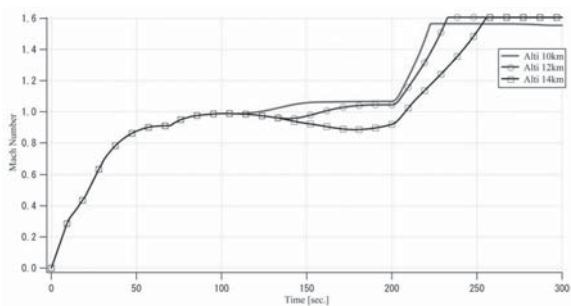


図 8. 飛行マッハ数推移

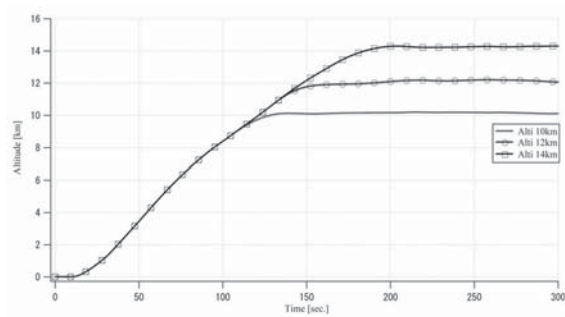


図 9. 飛行高度推移

ファイルの帰還飛行は達成が困難であることが予測された。

4.2 解析結果2: 高度と到達マッハ数の比較

この解析では高度と到達マッハ数の比較を行った。飛行高度を 10[km], 12[km], 14[km]と設定し、アフターバーナーを使用することにより到達マッハ数の比較を行った。このときの飛行マッハ数、飛行高度の推移を図 8, 9 に示す。これより、高度 12[km]程度が最高マッハ数 1.6 を得るのに、最も低い高度であると予測された。

5. まとめ

本研究では、2006 年度に提案された小型無人超音速機に関して、3 自由度慣性極座標による飛行経路解析を行った。その結果、現段階ではアフターバーナーを使用することによりマッハ数 1.6 に到達することが予測された。また、そのときの飛行高度は 12[km]以上が好ましいと考えられる。現段階で飛行プロファイルに基づくミッションの達成は困難であると予測される。それは燃料が

十分に搭載できないためである。これより飛行実験の実現性を高めるためには、搭載燃料増加のための機体の内部体積増加が必要であるといえる。

小型無人亜音速機の設計と製作 — 経過報告

- 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)
- 棚次 巨弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)
- 今井 駿(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)
- 高津 武人(航空宇宙システム工学専攻 高速流体力学研究室)

本センターでは、航空宇宙機に関する革新的な基盤技術を研究し、その機能・性能を小さいながらも実際の飛行機体やジェットエンジンに搭載して、高速飛行環境において実証する事を目指している。そのための小型超音速飛行実験機や、それを推進する小型ターボジェットエンジンの研究・開発を進めており、これらを用いて超音速飛行実証を実施する計画である。

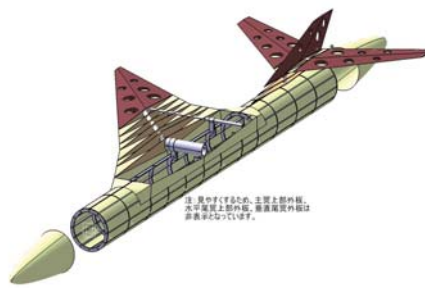
この小型超音速飛行実験機には、超音速飛行の性能だけでなく、離着陸等の亜音速飛行の性能も要求されるため、超音速飛行性能と亜音速飛行性能を両立させる必要がある。そこで、この両立を実現するための技術課題の抽出と解決を目的として、超音速実験機体と同一の形状の亜音速機体を用いて、予備的な飛行試験を反復実施する計画である。推進器としては市販の模型用ターボジェットエンジン（推力 17kgf）を用いる。

当初の飛行試験の飛行動圧は低いため、機体構造は模型様の簡易な木質および GFRP からなるセミモノコック構造とする。多様な予備的飛行試験に対応できるよう年次計画に従って飛行可能領域（エンベロープ）を広げるのに併せて、剛性の高い CFRP 構造に移行しつつ、空力弾性技術を適用する。飛行制御系についても当初は無線操縦とし、徐々に自律飛行に移行しつつ自律飛行技術の予備実証を実施する計画である。

平成 19 年度は、機体の主要構造を設計し、機体の主要部品の原型（マスターモデル）を試作した。平成 20 年度は、この原型を元にして、予備的なセミモノコック構造の機体を GFRP および CFRP で試作し、エンジン・補器類・脚・無線操縦機器等を艤装し、予備的な滑走・離陸および着陸の試験を実施する計画である。



(1) 機体の完成イメージ



(2) 主要構造の当初案



(3) 機体の主要部品の原型

図 1：亜音速実験機体の設計と試作

○ 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

岸本 泰尚(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

1. 緒言

近年、大陸間の航空輸送及び地球低軌道への再使用型宇宙輸送の双方に共通する革新的基盤技術の研究開発が強く求められている。研究された基盤技術の機能・性能は飛行試験によって実証される必要がある。そのための種々の飛行実験機が提唱されており、本学においても小型超音速飛行実験機の開発計画が進められている。

これら飛行実験機や再使用型宇宙機の開発初期段階における簡易な回収手法として、また自力で滑走路に帰還できなくなった際の緊急の回収手法として、滑空・旋回・着陸操作を行える「パラfoil」を用いた「パラfoil飛行システム」が有望である。飛行実験機や再使用宇宙機は自律飛行するものであることから、パラfoil飛行システムも自律飛行可能であることが望まれる。

本研究は、自律飛行可能なパラfoil飛行システムを構築することを目指して、自律飛行制御に必要な飛行特性データを推定することを目的とする。小型ラジコン・パラfoil機体を使用して、風等の外乱の無い屋内で飛行試験を多数実施し、飛行映像をビデオカメラで撮影し、その映像を解析することによって三次元的な飛行経路を同定する。また、六自由度の飛行力学シミュレーションを実施し、その解を飛行試験データと比較することによって、パラfoil機体の飛行特性パラメータの概略値を同定する。

2. パラfoil飛行試験

2.1 手法

本学の体育館において飛行試験を行う。屋内であるため、気象条件に左右されることなく安全・確実かつ繰り返し飛行試験を実施でき、さらに風の影響によって飛行特性が乱されることが無いためパラfoilそのものの飛行特性を解析する事が可能である。デジタルビデオカメラ2台によって、小型ラジコンパラグライダー実験機の飛行軌跡を三次元的に画像収録し、これを座標データに変換して定量的にパラfoil実験機の飛行特性を把握する。さらに、キャノピーの迎角や円弧形状を変化させることによる滑空、旋回運動の変化を調べる。

飛行軌跡の画像計測・解析手法は以下の通りである。まず、体育館において床面上の任意の位置に三次元座標の原点を設定する。座標軸については、原点から鉛直上方に z 軸を、これに垂直に床面上に x 軸と y 軸を設定する。 x 軸上 l_1 [m]の点にカメラ2を、 y 軸上 l_2 [m]の点にカメラ1を設置する。 $l_1=l_2=15$ [m]としている。また、2台のカメラの映像の時刻合わせのため、撮影の最初にライトを点灯・消灯し、映像上でライトが消灯した瞬間を基準時刻とする。

本研究で使用する小型パラfoilラジコン機の概観、諸元、および各部名称を Fig.1 に示す。これを、体育館のキャットウォーク（高度 6.5[m]）から手投げにより滑空させる。



| | |
|--------------|-------------------------|
| 翼面積 (投影値) | 0.454 (m ²) |
| 翼幅 (投影値) | 1.13 (m) |
| 平均翼弦長 (投影値) | 0.42 (m) |
| 翼根弦長 (投影値) | 0.42 (m) |
| 翼端弦長 (投影値) | 0.42 (m) |
| アスペクト比 (投影値) | 2.7 |
| セルの数 | 18 |
| 全質量 | 550 (g) |

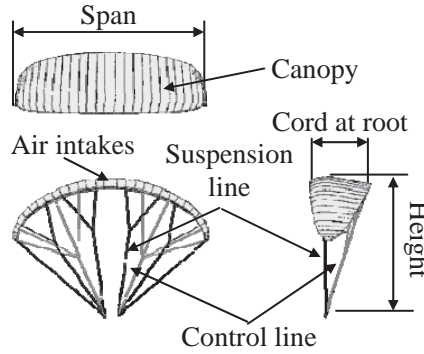


Fig.1 Configuration of the Parafoil.

2.2 映像解析

まず、デジタルビデオ映像からパラフォイル実験機の重心の時々刻々の位置を Fig.2 のように検出する。この作業には、Lenox Softworks 社の「VIDEO POINT2.5」を使用する。次に、軌跡の各点の画像上での位置を記録する。この位置データは、Fig.3 に示された角度 α , β , γ , δ に対応する。これらの角度データと上述の l_1 , l_2 の 6 つの計測値を用いて、次式によって、各点の空間座標 (x, y, z) が推算される。

$$x = \frac{(l_1 + l_2 \tan \gamma) \tan \alpha}{1 + \tan \alpha \tan \gamma}, \quad y = \frac{(l_2 - l_1 \tan \alpha) \tan \gamma}{1 + \tan \alpha \tan \gamma}, \quad z = \frac{(z_1 + z_2)}{2}$$

ただし、

$$z_1 = \sqrt{\left\{ \frac{(l_1 + l_2 \tan \gamma) \tan \alpha}{1 + \tan \alpha \tan \gamma} \right\}^2 + \left\{ l_1 + \frac{(l_2 - l_1 \tan \alpha) \tan \gamma}{1 + \tan \alpha \tan \gamma} \right\}^2} \tan \beta$$

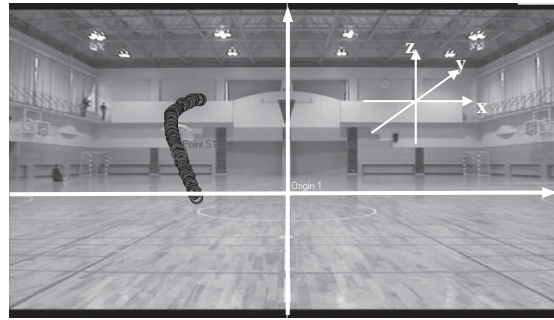
$$z_2 = \sqrt{\left\{ l_2 - \frac{(l_1 + l_2 \tan \gamma) \tan \alpha}{1 + \tan \alpha \tan \gamma} \right\}^2 + \left\{ \frac{(l_2 - l_1 \tan \alpha) \tan \gamma}{1 + \tan \alpha \tan \gamma} \right\}^2} \tan \delta$$

ここで z の算出式に z_1 と z_2 があるが、予備実験の結果この 2 つの値の平均値が実測値にほぼ一致することが解っている。

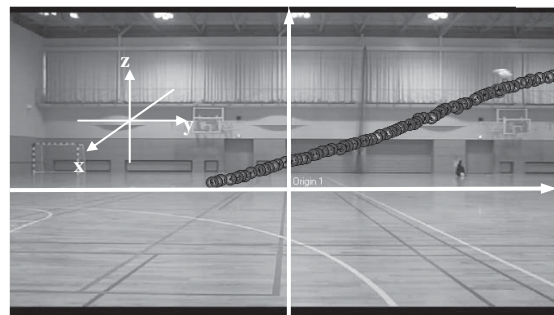
3. 実験結果および考察

3.1 滑空性能

パラフォイルの滑空性能は迎角によって変化する。通常のパラグライダーでは、サスペンションラインやコントロールラインを左右均等に引く事によって、飛行中に迎角を変えることができる。しかし、本研究の実験機は、一つのサーボで左右のラインを差動的に引く制御方式であるため、左右のラインを同時に引く事は不可能である。そこで、コントロールラインの長さを飛行毎に変え



(a) Video image of Camera 1.



(b) Video image of Camera 2.

Fig.2 A trajectory detected from video images.

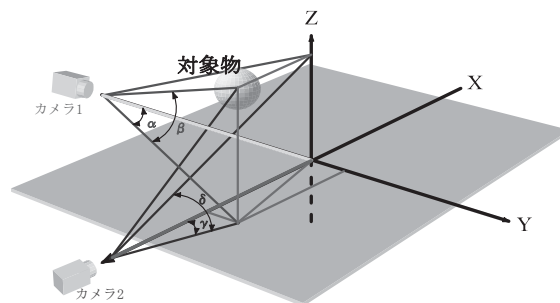


Fig.3 Definition of angles for analyzing trajectory points.

る事によって迎角を変えることにする. コントロールライン長さを基準長さから $\pm 8[\text{mm}]$ および $\pm 16[\text{mm}]$ の4通りに変え, 計5通りの迎角を設定する. コントロールラインを長くするほど迎角が小さくなり, 短くするほど迎角が大きくなる.

5通りの迎角に対する飛行軌跡の鉛直面投影を Fig.4 に示す. 飛行軌跡を近似する直線軌跡を併記しており, この直線軌跡に対応する水平速度, 沈下速度, 滑空比, および揚抗比を Table 1 に示す. 迎角が小さくなる程沈下速度が増加する事が解る. また揚抗比を最大とする迎角はコントロールライン長-8mm の付近にある. このように, パラフォイルの滑空性能は航空機の滑空性能と同様の特性を有している.

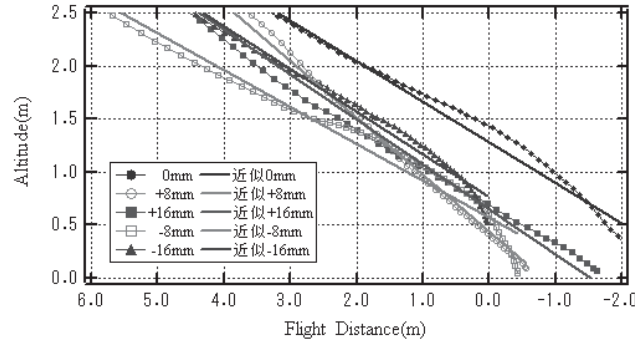


Fig.4 Flight trajectories of steady-state gliding at several values of angle of attack.

Table 1 Characteristics of steady-state gliding at several values of angle of attack.

| 迎角 | コントロールライン長 | 水平速度 U [m/s] | 沈下速度 W [m/s] | 滑空角 θ [deg.] | 揚抗比 C_L/C_D |
|----|------------|-------------------|-------------------|------------------------|------------------|
| 小 | +16[mm] | 3.44 | 1.87 | 28.9 | 1.84 |
| | +8[mm] | 3.95 | 1.70 | 23.3 | 2.32 |
| | 0[mm] | 3.32 | 1.19 | 19.7 | 2.79 |
| | -8[mm] | 3.49 | 1.21 | 19.1 | 2.88 |
| 大 | -16[mm] | 2.42 | 1.00 | 22.5 | 2.42 |

3.2 旋回性能

左旋回方向のステップ操舵による旋回性能を、キャノピー形状の違いによる旋回性能の差異、迎角の違いによる旋回性能の差異、および操舵応答の三点に注目して解析する。

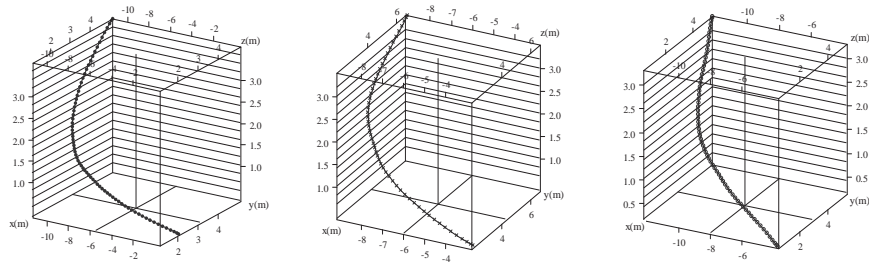
3.2.1 キャノピーの円弧形状を変えることによる効果

左右端のサスペンションラインおよびコントロールラインの計 4 本を 10 [mm] ないしは 20 [mm] 短縮することによって、キャノピーの円弧形状の曲率を大きくする。迎角を変えずキャノピー形状のみ変えた場合の、コントロールライン引き量 30[mm]での旋回を伴う三次元飛行軌跡を Fig.5 に、横方向変位の履歴を Fig.6 に示す。

キャノピーの円弧形状の曲率が大きくなる程、旋回性能が悪化する事がわかる。これは、円弧形状の曲率が大きくなるにつれ、翼の投影面積が小さくなり、翼の揚力分布が減少する。しかしこの事からだけでは、旋回が悪化する原因としては乏しい。よって今後圧力分布等に関しても調査し、その原因を解明する必要がある。また迎角を変えても同等の結果が得られている。

3.2.2 迎角を変えることによる効果

3.1 節で述べた方法で迎角を変え、これによる旋回性能の差異を調べた。横方向変位の履歴には、迎角による差異はあまり見られなかった。しかし、軌跡の鉛直面投影 (Fig.7) を見ると、揚抗比が小さい迎角条件では急激に沈下している事が解る。



(a) Baseline. (b)10[mm] shortening. (c)20[mm] shortening.

Fig.5 Flight trajectories for three shapes of the canopy.

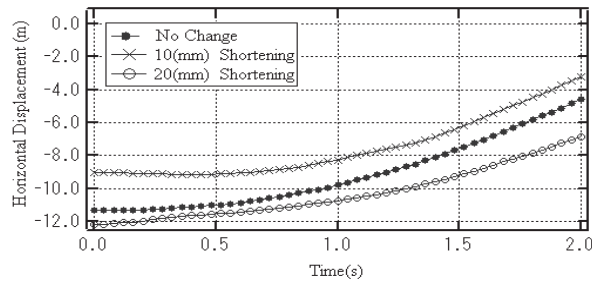


Fig.6 Horizontal displacement history of turning flight trajectories for three shapes of the canopy.

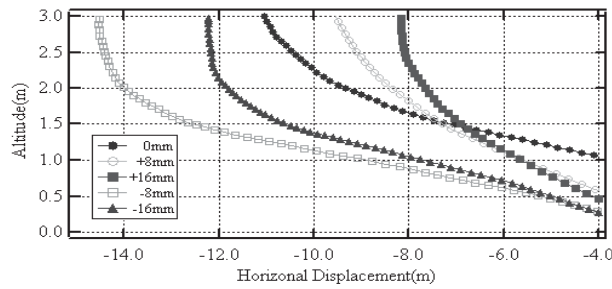


Fig.7 Turning flight trajectories at several values of angle of attack.

3.2.3 操舵応答

操舵による旋回応答性を調べるために、コントロールラインの引き量とそれに対応する飛行経路の旋回曲率の履歴を Fig.8 に示す. 迎角やキャノピー形状は元のままであり, コントロールラインの引き量は 30[mm]である. 最初の操舵後およそ 0.08[s]以内に旋回が始まっている. また, 周期 0.4 秒の横振動 (振り子運動) を示しながら, 操舵を繰り返すにつれて平均的な旋回曲率が大きくなっている. 操舵終了後は, 横振動を繰り返しながら平均的な旋回曲率が減少しており, 定常滑空状態への復元性が示されている.

キャノピーの円弧形状を変えて同様に操舵応答を調べた結果を Table 2 に示す. キャノピーの円弧形状の曲率を大きくするほど, 操舵応答性が低減し, 同程度の旋回曲率を得るのに必要な操舵時間が大きくなっている.

4. シミュレーションによる飛行特性パラメータの同定

六自由度の飛行力学シミュレーションを行い、飛行試験での飛行経路を再現することを通して、各種の飛行特性パラメータの概略値を推定する。定常滑空に関する飛行試験データとシミュレーション結果を Fig.9 に示す。このときのシミュレーションに用いた飛行特性パラメータの一部を Table 3 に示す。降下角に幾分違いが見られ、シミュレーションに用いる飛行特性パラメータに調整の余地がある。

5. 結 言

小型パラフォイル飛行実験機を用いて屋内で飛行試験を実施し、その飛行映像を解析することによって、パラフォイルの滑空性能、旋回性能、および操舵応答を定量的に調べた。また、迎角やキャノピー円弧形状を変えることによる効果も調べた。さらに、六自由度シミュレーションによって飛行試験の飛行経路を再現し、飛行特性パラメータの概略値を同定した。予備的な水準ではあるが、国内では初めて、パラフォイル飛行体の実際の飛行における飛行特性データを定量的に取得できた。

参考文献

- (1) 赤坂 剛史, 「パラグライダーの飛行特性に関する研究」, 東海大学大学院博士論文(1998).
- (2) 東 昭, 「パラグライダーの特性」, 日本航空協会, (1996).
- (3) 鈴木, ほか, 「飛行機とパラグライダーにおける横揺れ操舵応答特性の相違メカニズム」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.55, No.642 (2007), pp.337-343.
- (4) 牧野 光雄, 「飛行力学の基礎」, 産業図書株式会社 (1980-2).
- (5) 片柳 亮二, 「航空機の運動解析プログラム」, 産業図書株式会社 (2007-7).

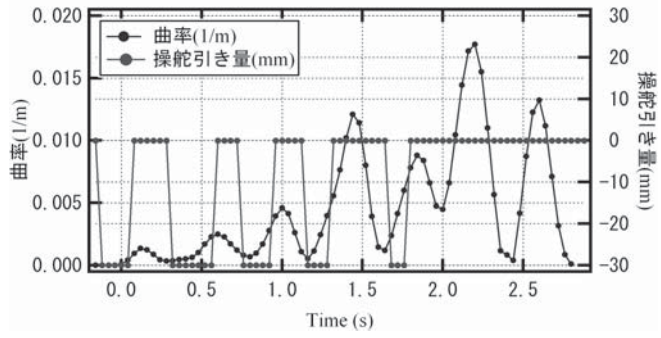


Fig.8 Lateral control response.

Table.2 Effects of the canopy shape on the lateral control response.

| キャノピーの円弧形状 | 操舵時間 [s] | 操舵引き量 [mm] | 飛行経路の 旋回曲率[1/m] |
|------------------|-------------|---------------|-----------------------|
| 変化なし | 0.16 | 30 | 2.50×10^{-3} |
| 左右端ラインを-10[mm]短縮 | 0.24 | 30 | 3.13×10^{-3} |
| 左右端ラインを-20[mm]短縮 | 0.24 | 30 | 1.17×10^{-3} |

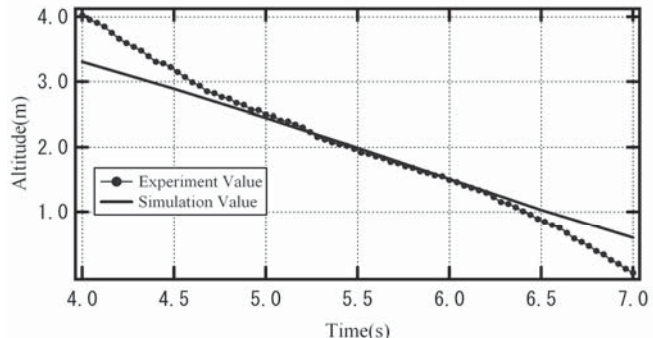


Fig.9 Comparison between an experimental flight trajectory and corresponding results of simulation.

Table 3 Characteristic properties of the parafoil experimental vehicle used for simulation of steady-state gliding.

| Property | Notation | Value | | |
|-----------------------------|---------------|----------------------------|--------------------------|---------------------------|
| | | $\alpha = -15 \text{ deg}$ | $\alpha = 0 \text{ deg}$ | $\alpha = 15 \text{ deg}$ |
| Lift coefficient | $C_L(\alpha)$ | -0.110 | 0.330 | 0.690 |
| Pitching moment coefficient | $C_m(\alpha)$ | 0.034 | 0.014 | -0.047 |
| Rolling stability | $C_{l\beta}$ | -0.035 | | |
| Yawing stability | $C_{n\beta}$ | 0.032 | | |

- 湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)
- 竹田 広人(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)
- 西村 宗真(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 大多 亮 (機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
- 大森 泰宏(機械システム工学科 高速流体力学研究室)
- 長尾 啓司(航空宇宙システム工学専攻 高速流体力学研究室)

1. 序 論

現在、室蘭工大航空宇宙機システム研究センターでは、東大、大阪府立大及びJAXA と連携して、小型超音速無人実験機の飛行試験を計画している¹⁾。同機に搭載されるターボジェット推進エンジンには、二段の動翼を反転させる反転軸流ファンを用いたターボジェットエンジンが想定されている。昨年度には、反転ファンの空力設計を行い、そのCFD解析を試みた。その結果、二段目ファンの効率が予想より低かったため、今年度はファンの翼形を変更してその性能評価を試みた。またその一方で、反転ファンを駆動するタービンの設計・検討を進め、速度三角形の検討からタービン翼形の空力設計、及びそのCFD解析を行ったので、その結果を報告する。

2. 超音速ファンの改良

昨年度、設計した反転ファンの翼形状には、多重円弧翼(MCA)を適用した。MCAでは翼の背面で超音速流れが加速し、衝撃波での損失が増大することが不安視されていた。そこで Fig.1 のように前縁部を直線形状にした、多重円弧翼にして、ファンの効率向上を検証した。

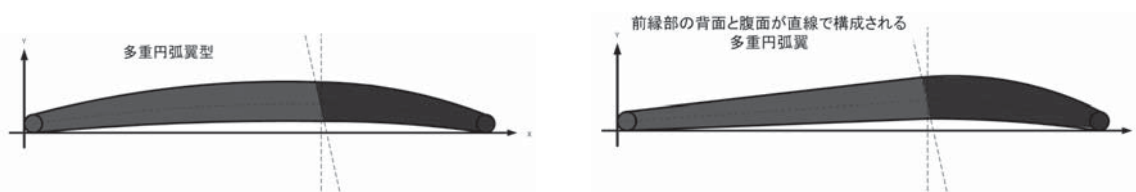


Fig.2.1 従来型多重円弧翼(左)と前縁部直線多重円弧翼翼(右)

3. 結果と考察

前縁部を直線で構成する多重円弧翼を採用することにより、衝撃波損失を軽減し圧縮比や断熱効率の改善を目指した。しかし、解析結果はTable.1 で示すように、1,2段目ともに低下する結果になった。特に1段目における性能低下は著しく、圧縮比は1.71、断熱効率は60%になった。この要因としては両段のスロート部を過ぎた後縁部あたりで新たに垂直衝撃波が発生したためだと考えられる。前縁部のブレード間の流れを加速させないという設計目的は達成できた。しかし後縁部では想定外の流れの加速が生じてしまった。多重円弧翼型では前縁、後縁部の反り角の和が全体の反り角になる。しかし空力性能を比較するために、多重円弧翼と同じそり角を考案し

た翼は後縁部のみで受け持つため、反りがきつくなる。その結果、超音速流れは流路が広がると加速される性質があるため、流れが加速しやすくなったと想定できる。また、流量の減少がマッハ数の上昇につながったとも考えられる。

上昇した条件について同様に解析した。背圧を変えてブレード間の流れの減速を試みたが、チップ側で旋回失速に入る兆しがあった。したがって、これまでの流路設計を見直し、ハブとシュラウド間を狭めて、流速を落とすことが性能向上を達成する方法だと想定される。

Table.1 性能解析結果の比較

| | | 目標値 | 多重円弧翼 | 前縁部直線型多重円弧翼 |
|-------------|------|-----|-------|-------------|
| 第1段ファン | 圧力比 | 2 | 1.87 | 1.71 |
| | 断熱効率 | 86% | 74% | 59% |
| 第2段ファン | 圧力比 | 1.8 | 1.51 | 1.52 |
| | 断熱効率 | 80% | 64% | 61% |
| 流量 (kg/sec) | | 3.6 | 3.47 | 3.12 |

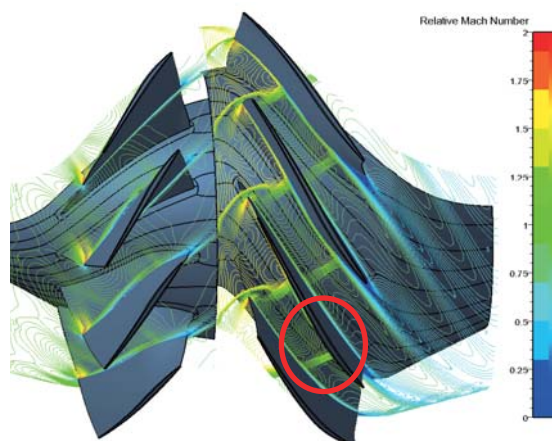


Fig.1 相対マッハ数分布(赤丸で囲った領域でマッハ数が増加)

4. まとめ

反転軸流ファンターボジェットエンジン用超音速ファンの衝撃波損失を施した三次元形状の設計を行い、数値流体解析によって空力性能を調べ、多重円弧翼の場合と比較検討を行い以下のことが明らかになった。

- (1) 1 段目の翼前縁とスロート部、2 段目の翼前縁および後縁部に衝撃波が発生し、多重円弧翼の場合より性能低下を引き起こした。
- (2) 考案した翼型では、両段でスロート部を過ぎた後縁部辺りで流れが加速することが判明した。
- (3) 流量の低下がマッハ数の上昇につながる想定される。
- (4) 背圧を上げることにより損失低減を行うことは、旋回失速を引き起こす兆しがあるので難しい。
- (5) ハブとシュラウド間を狭めることにより、流速を減速させる方法が、性能向上を達成する方法だと考えられる。

小型ターボジェットエンジンの反転タービンの設計・性能評価 — 研究成果報告

大多 亮 (機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)

○ 西村 宗真(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)

1. はじめに

本センターでは小型無人超音速機による飛行実証試験を計画しているが、同機の推進系として反転軸流ファン式ジェットエンジンを提案している。これは高圧軸と低圧軸がそれぞれ反対方向に回転するジェットエンジンであり、高圧タービン-低圧タービン間の静翼轉向角が小さくて済むため圧力損失を小さくすることが可能であり、効率の低下を防ぐことができる。さらに、ジャイロ効果によって機動が緩慢になってしまうことを抑えることができるという利点もある。また、機械的な利点としては圧縮機の間静翼を省くことができ、軸方向長さを短くできるため、軽量・小型化が可能であり、振動の面でも有利であることが挙げられる。本研究では、流線曲率法により小型ターボジェットエンジン用反転タービン形状の基本設計を行い、数値流体解析によりその空力性能を評価することを目的とする。また同時に圧縮ファンとのパワーバランス、シャフトの振動問題等との統合的な問題点を明確にし、次回以降のシステムインテグレーションに有益な情報を提供する。

2. タービン設計

本研究において対象とするエンジンは過去のエンジンシステムに関する熱力学的計算、材料・構造面での制約条件などからタービンの目標スペックを設定し設計した。これによりファン径を 200[mm]以下、静止推力を 140[kgf]、空気流量を 4.1[kg/s]、タービン入口温度を 1173[K]とした。タービンに関する代表設計値はタービン流入絶対マッハ数を 0.8、タービン入口圧力を 352[kPa]、タービンチップ周速 370[m/sec]以下、 $U/C_0=0.42\sim 0.52$ 、反動度は流路中心で 0.5、Hub径下限 70[mm]とした。回転数は高圧段で 43000[rpm]、低圧段で-35000[rpm]である。

具体的手法として準三次元設計手法の一つである流線曲率法によりタービンの設計を行った。流線曲率法とは流量・回転数・流路形状から半径平衡方程式、に全圧損失係数分布を与えて流路内の流れ状態を推算するものである。第一次設計検討で得られた初期条件から平衡条件式が成立するように反復計算を行い、理想的な流線と周方向分速度の分布を求める。計算により得られた速度三角形の一例として平均径での速度三角形を図 1 に示す。また、作成した翼型の平均径での形状を図 2 に示す。

3. 解析手法および結果

流線曲率法により設計した小型ターボジェットエンジン用反転タービンをNumerical社のターボ機械熱流体現象解析ソフト『FINE/Turbo』によりCFD解析を行った。解析モデルはSymmetricス

キームとVanの制限関数による差分スキームを用いた。また、乱流モデルはSpalartの一方程式乱流モデルを使用した。格子点数は総数130万点で最小格子幅は 2.0×10^{-5} とした。結果を表1に示す。また、流れのマッハ数分布を図3に示す。

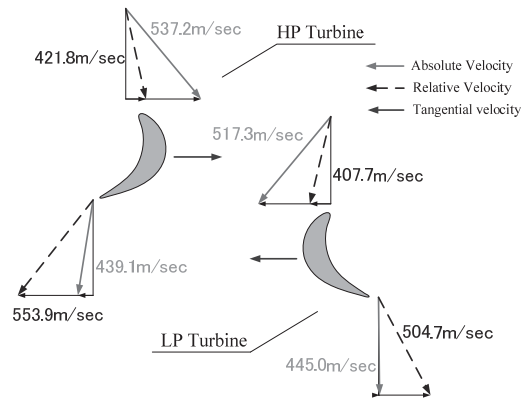


図1：反転タービンの速度三角形

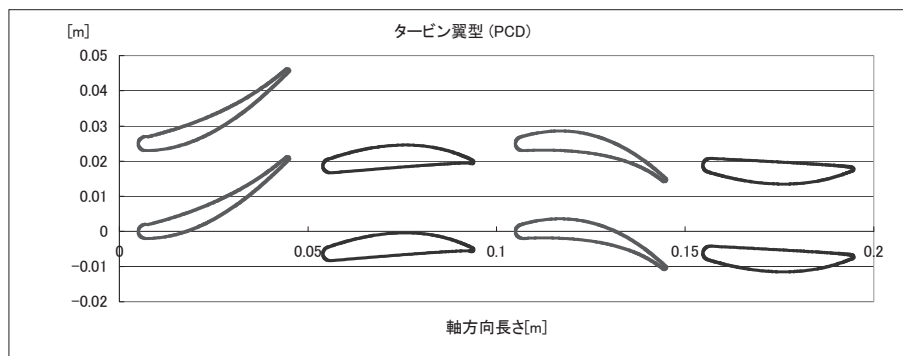


図2：設計した反転タービンの翼型

表1：CFDにおけるタービン性能解析結果

| | HP turbine | LP turbine |
|--|------------|------------|
| Target power [kW] | 356.6 | 259.1 |
| Incidence power [kW] | 239.9 | 60.6 |
| Ratio of target power to incidence [%] | 67.3 | 23.4 |
| Adiabatic stage efficiency | 0.62 | 0.18 |
| Total Adiabatic | 0.42 | |

4. 考察

表1を見るとタービン仕事は前・後段とも必要仕事に対して不足している。これは各段において減速領域が発生し損失となり、仕事の低下に繋がっていると図3のマッハ数分布より考えられる。また低圧タービンは著しい効率低下が見られるが、動翼において流れが超音速となる区間が存在し、その区間の前後で急激な圧力上昇が見られる。このため、衝撃波自体の損失と圧力上昇による流れの剥離の影響で大幅に仕事が減少してしまったのではないかと考えられる。

5. まとめおよび今後の予定

本研究では小型反転軸流ジェットエンジンのタービン要素の基本設計を行うとともに、その問題点を明らかにした。特に後段において衝撃波が発生しており、改善の必要性が確認できた。また現状で動翼間静翼の轉向角が大きく、現状では反転タービンのメリットを生かせていない事も分かった。タービン要素としては今回の結果を踏まえシステムの成立に向け更なる設計研究を進める予定である。また今後は、試作したファンをリグ試験機にて回転試験を行う予定であるが、本研究で解析に使用したタービン形状で、暫定的に回転軸の構造検討を試みる。それと同時に、本研究で得られたタービン形状について、タービン圧力比、流量、回転数を変えてみて、リグ試験機に適用した場合に、どの条件で安定的に動作するか検討する予定である。

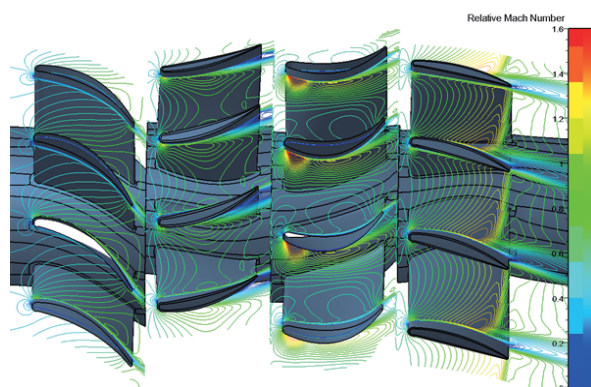


図3：CFD結果によるタービンマッハ数分布

参考文献

- (1) 濱島 操 訳, 「ステーチキン ジェットエンジン理論」, コロナ社, (1959)
- (2) 濱島 操 著, 「ガスタービン ー理論と設計ー」, コロナ社, (1973)
- (3) 梶 昭次郎, 「ジェットエンジン概論」, 東京大学出版会, (1993)
- (4) 谷田 好通, 長島 俊夫 著, 「ガスタービンエンジン」, 朝倉書店, (2000)
- (5) 油井 三郎 著, 「小型ガスタービン」, 地人書館, (1964)
- (6) 西村 宗真 著, 「小型ターボジェットエンジン用反転軸流ファンの翼形状に関する研究」 (2006)

小型ターボジェットエンジンの軸受剛性に依存する振動特性の解析 — 研究成果報告

四宮 徹(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教育研究等支援機構 教授)

○ 竹田 広人(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

1. 研究概要・目的

現在、航空宇宙機システム研究センター（APReC）では、東京大学、九州大学、大阪府立大学及び宇宙航空研究開発機構(JAXA)と連携して、亜音速から超音速域における革新的な基盤技術を構築し、その基盤技術を小型の無人超音速機により飛行実証するというプロジェクトが立ち上げられた。このプロジェクトの研究開発の一つとして、実験機に搭載されるジェットエンジンの開発が挙げられる。そのジェットエンジンの開発では、振動問題への対応が必要不可欠となる。そこで本研究では、ジェットエンジンの危険速度評価および軸受剛性に着目した調整法を確立することを目的として、図1に示すような推力8kgf級の既存の模型飛行機用小型ターボジェットエンジンを用いて、回転軸支持部である軸受の剛性を変化させることで、ジェットエンジンの危険速度に与える影響の解析を行った。

2. 使用装置

本研究では、小型ターボジェットエンジンを地上試験用セルに設定し、実験を行った。使用装置は主に図1に示すような供試体エンジンと地上試験用セル、さらに各種計測装置からなる。

・ Sophia Precision 社製

J-850 Turbojet Engine

J-850 Turbojet Engine Test Sell

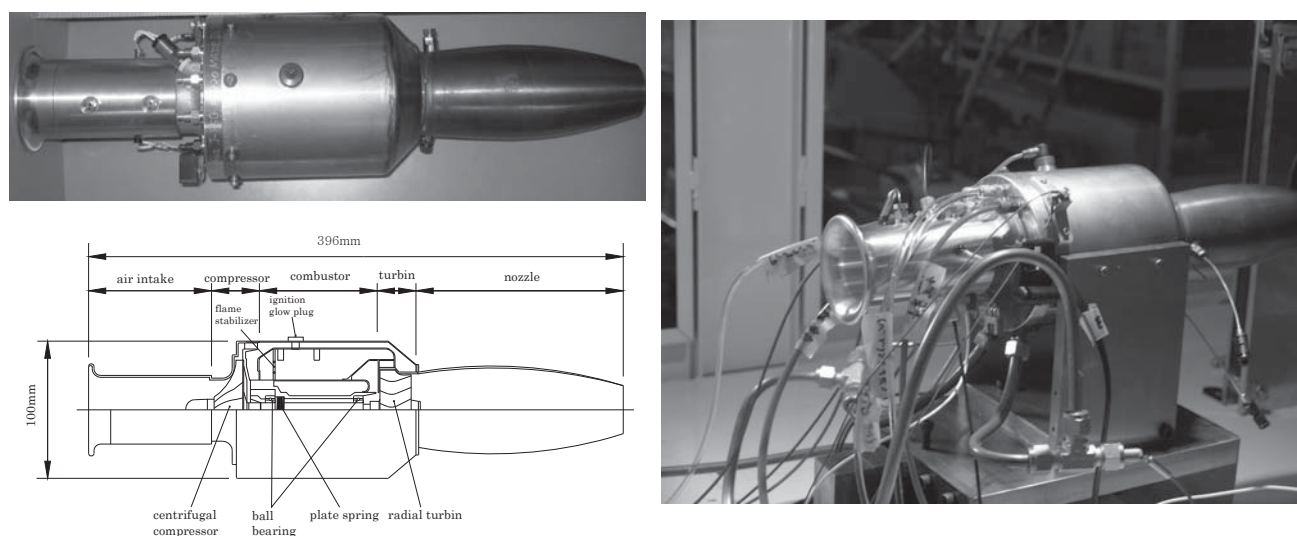


図1：J-850 供試体エンジンと地上試験用テストセル

3. 実験および数値解析の概要

3.1 実験概要

本実験では、ターボジェットエンジンの軸受剛性の変化に伴う危険速度の変化を解析するために、図1に示した模型飛行機用小型ターボジェットエンジンJ-850の与圧荷重を変化させ、0~90000 rpm付近で運転を行った。尚、与圧荷重の変化には図2に示す皿バネの組み合わせ方およびスプリングシートを調整することで与圧荷重を変化させた。また、実験中はジェットエンジンケーシングの外壁の半径・軸方向の振動加速度、回転軸先端の変位量、回転数の4項目をリアルタイムで計測・データの保存を行った。

3.2 数値解析概要

数値解析での予測は、曲げの共振周波数（危険速度）に限定し、伝達マトリックス法を用いて行った。図3の回転軸に、伝達マトリックス法を適用し、軸受剛性を $1.45 \times 10^7 \sim 2.98 \times 10^7$ [N/m]までの間で4パターン変化させて解析を行い、2次までの危険速度の予測解析を行った。

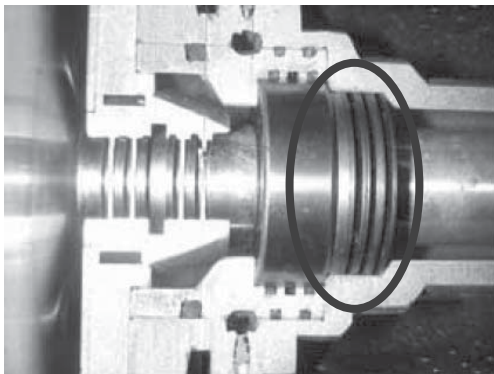


図2：皿バネとスプリングシート

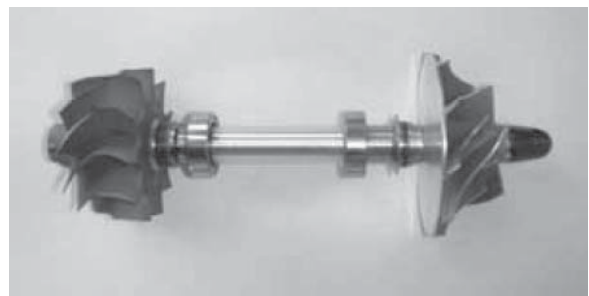


図3：数値解析に用いた回転軸

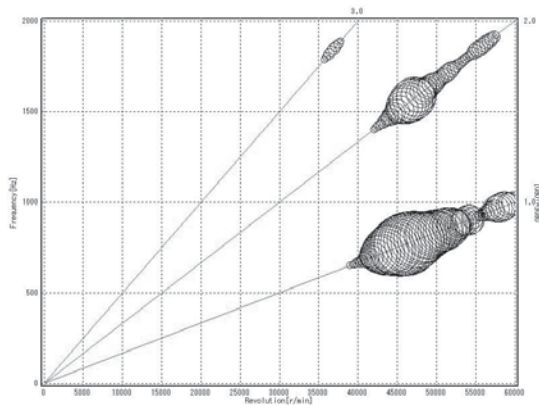
4. 結果

4.1 数値解析結果

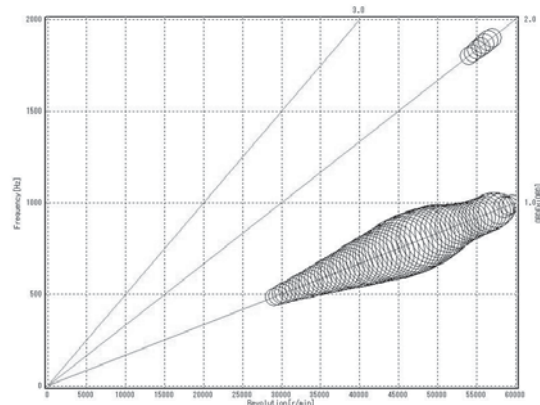
伝達マトリックス法によって求められた、各軸受バネ定数による危険速度を示す。軸受剛性値の増加により、1次、2次とも危険速度が上昇していくことがわかる。軸受剛性の25~35%程度の向上に伴い、1次危険速度は10~14%程度、2次危険速度は5~10%程度上昇するという結果が得られた。また、2次危険速度は全てにおいて160000[rpm]以上と運転試験における運転範囲を超えているため、実験による2次危険速度通過振動は確認できないと考えられる。

表1 軸受剛性と危険速度

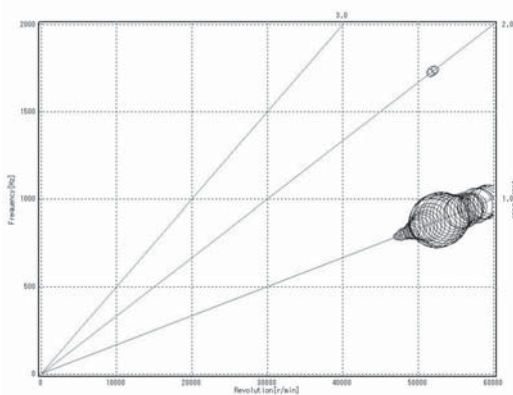
| 軸受剛性 [N/m] | 1.45×10^7 | 1.79×10^7 | 2.21×10^7 | 2.98×10^7 |
|------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|
| 1次 [rpm] | 39588 | 43669 | 47976 | 54612 |
| 2次 [rpm] | 163978 | 172081 | 181658 | 198307 |



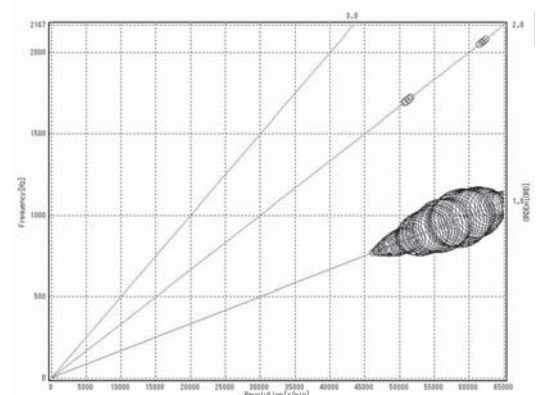
(a) バネ剛性 1.45×10^7 (N/m)



(b) バネ剛性 1.79×10^7 (N/m)



(c) バネ剛性 2.21×10^7 (N/m)



(d) バネ剛性 2.98×10^7 (N/m)

図4：半径方向の加速度

4.2 実験結果

軸受の与圧荷重を変化させた実験による振動加速度を図4に示す。グラフに着目すると、それぞれ45000~60000[rpm]程度で1次の加速度に1つのピーク値があることがわかる。また、そのピーク点は軸受剛性の変化に伴って移動していることから、この加速度のピーク点が危険速度通過の影響によるものと考えられる。数値解析の結果から、2次危険速度はどの場合においても160000[rpm]以上と考えられる。そのため本実験の運転範囲内においては2次危険速度通過による振動現象が現れなかったと考えられる。

以上より、本実験で用いた4種類の軸受剛性での1次危険速度は次のようになる。図5から、理論解析値と実験値は定性的に一致しており、剛性の向上に伴う危険速度の上昇を理論解析で予測可能であることが示された。理論解析値と実験値との差は、理論計算で求めた剛性値を用いた場合、8~10%程度となった。

表2 軸受剛性と危険速度

| 軸受剛性 [N/m] | 1.45×10^7 | 1.79×10^7 | 2.21×10^7 | 2.98×10^7 |
|------------|--------------------|--------------------|--------------------|--------------------|
| 1次 [rpm] | 46000 | 47300 | 52600 | 58900 |

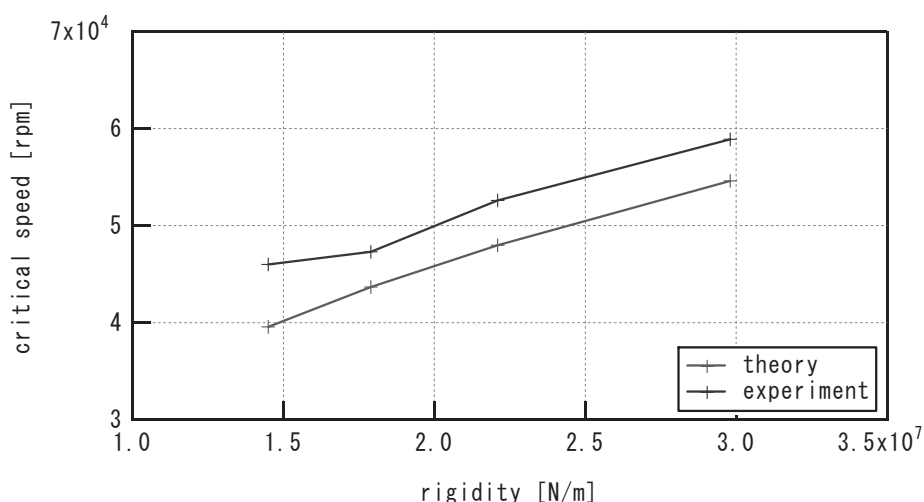


図5：数値解析結果と実験結果

5. まとめ

本研究では、ジェットエンジンの危険速度の評価および調整法の確立を目的として、既存の模型飛行機用小型ターボジェットエンジンを用いて、予圧荷重の調整により軸受剛性を変化させて、運転試験での危険速度評価および伝達マトリックス法を用いた回転軸危険速度の理論解析を行った。その結果、ターボジェットエンジンの軸受剛性に依存する危険速度の変化を、実験により確認することができ、さらに理論解析により高精度で予測することができた。よって、本研究においてジェットエンジンの危険速度の評価および軸受剛性に着目した危険速度の調整法を確立することができた。

謝辞

供試体エンジンおよびエンジン試験用セルの構築と改良にあたりまして、ソフィアプレジジョン株式会社様、有限会社馬場機械製作所の馬場義則様と同製作所の従業員の皆様より、多大なるご協力とご尽力を賜りました。

ご支援、ご協力を頂きました全ての皆様に、深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 東海バネ工業株式会社，さらばねテクニカルガイダンス，pp2-3
- [2] 綿林英一，転がり軸受マニュアル，日本規格協会，(1999)，pp143-147
- [3] 岡本純三，角田和雄，転がり軸受 - その特性と実用設計 - ，幸書房，(1988)，pp105-107
- [4] 山本敏男，石田幸男，「回転機械の力学」，コロナ社，(2001)，pp290-315

湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)

竹田 広人(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

○ 長尾 啓司(航空宇宙システム工学専攻 高速流体力学研究室)

1. 研究概要・目的

大気中を高速飛行できる極超音速機や、低コスト・高い信頼性を有する宇宙輸送システムの実現のために、先進諸国において再使用型宇宙往還機の研究・開発が進められている。この機体を実現させるためには、革新的な基盤技術を開発・実用化する必要がある、それらを検証するためには、小型超音速無人実験機による飛行実証が提案されている。この機体の推進エンジンには、小型・高効率・高推力であることが求められており、そのため本学では反転軸流ファンターボジェットエンジンを提案した。

このエンジンの圧縮ファンは、2 段のファンが反転しながら空気を吸い込むものであり、通常のファンと比べ、断熱効率・圧縮比・空気流量の面で利点があり、また、ファンの段数を最小化できるという利点もある。その構造を Fig.1 に示す。反転軸流ファンは構造上、1 段目ファンと低圧タービンをつなぐ低圧タービンシャフト、2 段目ファンと高圧タービンをつなぐ高圧タービンシャフトの 2 つの軸で構成され

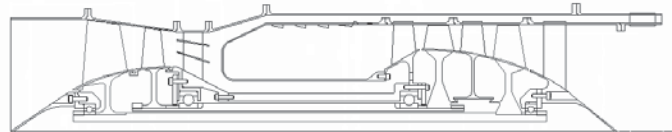


Fig.1 反転軸流ファンターボジェットエンジンの概略図

ている。低圧タービンシャフトは高圧タービンシャフトに比べ、軸径が細く軸長が長い

ため、高回転における撓みが大きくなり、危険振動数が低下してしまう。一方、高圧タービンシャフトは低圧タービンシャフトに比べ、軸径が太く軸長が短い

ため撓みは少ないが、軸受けの DN 値制限が厳しくなる。そのため、低圧タービンシャフトは軸径を太く、高圧タービンシャフトは軸径を細くすることが求められているが、軸系の形状の整合性を取るのが難しい。本研究においては、低圧タービン軸系の形状の整合性を取るため、適切な軸径と軸長の組み合わせについて検討を行った。危険回転数の安全基準は、定格回転数より±20%程度離しておくこととし、軸受けのばね定数が危険回転数に与える影響についても解析した。

2. 理論

振動解析には「伝達マトリックス法」^{2,3)}を用いた。この方法を用いて振動解析を行う場合、Fig.2-1 に示すように、構造体をいくつかの基本要素に分割する。基本要素は軸要素・質量要素・軸受け要素の、動特性が異なる3つの単体要素で構成されており、その概念図を Fig.2-2 に示した。各要素の物理定数を適切に与えることによって、軸の動特性を容易に表すことが可能となる。基本要素のマトリックスを掛け合わせ、伝達させていくことにより、構造物全体のマトリックスを求める。そして、このマトリックスから振動数方程式を立てて解くことで、構造物全体の固有振

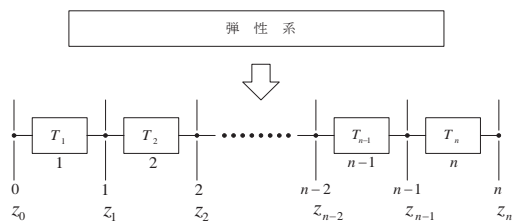


Fig.2-1 Shaft Division

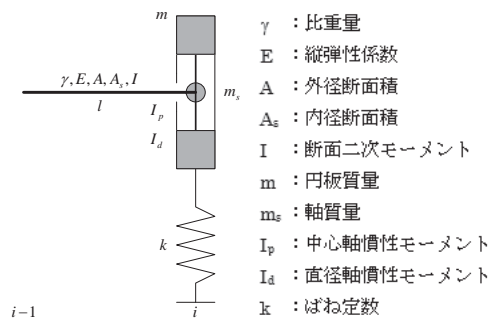


Fig.2-2 伝達マトリックス法の基本要素

動数を求めることが出来る。伝達マトリックス法での利点は、高次モードの固有振動数を求めるのが容易であるということである。しかし、マトリックスごとで生じた微少な誤差が、掛け合わされていくことにより大きくなってしまい、精度が落ちてしまうという欠点も存在する。

3. 解析

まず低圧タービン軸系の設計点を 48000[rpm]と決定し、エンジンシステムの整合性を検討した結果、軸の大きさを決定した。基準の軸径はタービン流路径の制限より 36[mm]と設定し、軸長は燃焼器・ファン・タービン・静翼の長さより 550[mm]と設定した。これをそれぞれ基準軸長、基準軸径とする。軸形状の影響を解析するため、軸径が 30[mm]から 42[mm]まで 2[mm]刻みで変化させ、軸長が 400[mm]から 700[mm]まで 50[mm]刻みで変化させた。また危険回転数がばね定数の変化に対して、どのように変化するかという傾向について解析した。

解析に用いたファンとタービンのブリスクの特性を Table.1 にまとめた。ファンブリスクの特性については、昨年度試作した反転軸流圧縮機同様、第 1 段ファンの値を用いた。タービンブリスクはまだ製作していないので、ファンブリスクの値に密度比を補正した値を用いた。

4. 結果

まず、基準の軸系において、分割数 3 種類で振動解析を行った結果を Table.2 に示す、各モードにおいての数値を比較したが、差は危険回転数の 1%未満であったため、どの分割数においてもほぼ同じ精度であることが分かった。これより、以後の解析においては軸系を 20 分割して用いることにする。次に、軸径と軸長を変化させて振動解析を行った結果を Fig.3-1 に示す。1 次の危険回転数を実線で示し、2 次の危険回転数を点線でそれぞれ示した。危険回転数がエンジンの定格回転数より 20%程度離れている軸径と軸長の組み合わせは、軸長 400[mm]で直径 32[mm]以上であった。また軸長 450[mm]の場合では、かろうじて軸径 40[mm]以上の時に 2 次の危険回転数が 20%離れていた。

さらにばね定数の影響を調べるため、軸径 36[mm]軸長 550 [mm]の場合で、ばね定数を $10 \cdot 100 \cdot 1/10 \cdot 1/100$ に変化させて、危険振動数が変化する傾向を求めた。その結果を Fig.3-2 に示す。これより、軸受の剛性を高めても危険速度を高める効果は期待できないと考えられる。以上の結果から、実際にエンジンを駆動する際には、1) 定格回転数を下げる。2)軸長を短くする。といった対策が必要であり、更には 3)定格回転数を二次の危険速度よりも高くする必要もあることが分かった。

Table.1 physical value of 1st Fan and LP Turbine

| | | 1st Fan | LP Turbine |
|----------|--------------------|-----------|------------|
| Material | | Ti-6Al-4V | INC0718 |
| ρ | kg/m ³ | 4470 | 8230 |
| m | kg | 1.282 | 2.366 |
| I_p | kg·mm ² | 1575.8 | 4858.5 |
| I_d | kg·mm ² | 2632.9 | 2907.8 |

Table.2 The effects of the number of segments

| | 20 Division | 25 Division | 30 Division |
|----------|--------------|--------------|--------------|
| 1st Mode | 14224.8[rpm] | 14270.8[rpm] | 14158.9[rpm] |
| 2nd Mode | 45288.8[rpm] | 45120.5[rpm] | 45083.1[rpm] |
| 3rd Mode | 71997.4[rpm] | 72266.8[rpm] | 72323.9[rpm] |

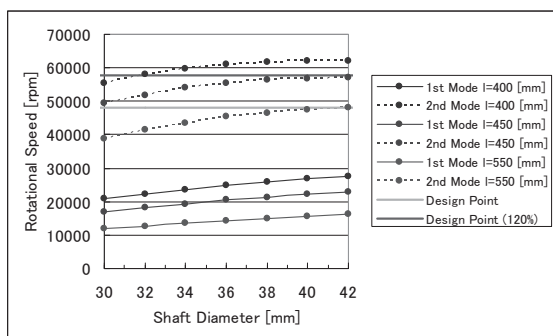


Fig.3-1 軸径と軸長に対する危険速度

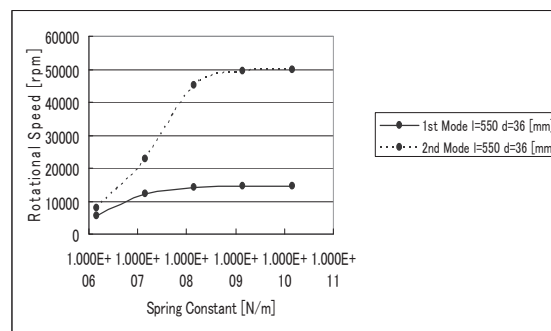


Fig.3-2 ばね定数に対する危険速度

5. 結言

本研究において低圧タービン軸系の振動解析を行った結果、危険回転数がエンジン定格回転数付近にあり、安全な運転を行うには、軸長 400[mm]、長くても 450[mm]にしなければならないことが判明した。しかし、この軸長であると、燃焼器の性能確保¹⁾が難しくなる可能性がある。

今回設定した設計点でエンジンを運用しようとする、燃焼器をコンパクトに設計しなければならない。一方、燃焼器のサイズを確保するには回転数を下げなくてはならず、それに伴って、新しい設計点で性能が発揮できるようなファンとタービンを設計しなおす必要が出てきた。更には、定格回転数を二次の危険速度以上に設定することも想定される。

参考文献

- 1) 谷田好通・長島利夫, ガスタービンエンジン, 朝倉書店, 初版第 2 刷発行, (2001)12-10, pp.41-63
- 2) 山田敏男・石田幸男, 回転機械の力学, コロナ社, 初版第 1 版発行, (2001), 6-15, pp.291-315.
- 3) 佐藤秀紀・岡部佐規一・岩田佳雄, 演習機械振動学, サイエンス社, 初版第 5 刷発行, (2004)1-25, pp.51-54・pp.122-131

棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教育研究等支援機構 教授)

湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)

高橋 将人(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

○ 磯田 浩志(航空宇宙システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

1. 研究概要・目的

次世代の完全再使用型宇宙往還機には空気吸込み式エンジンの搭載が計画されており、その燃料として液体水素の利用が注目されている。液体水素は約 20 K の極低温燃料であること、比熱が大きいことから冷却としての能力に優れている。しかし、極低温、低密度であるがゆえに貯蔵・運搬など取扱に難点がある。

一方、熱分解吸熱反応燃料 (Endothermic Fuel ; EF) と呼ばれる炭化水素系燃料は常温燃料でありながら、700 K 以上の高温環境下で熱分解吸熱反応を示すことが知られている。この熱分解吸熱反応を有する EF を冷媒として利用する再生冷却システムは重要な基盤技術として位置づけられている。しかし、1)炭化水素の熱分解機構の多くが未解明であり、吸熱量の定量的な評価が困難であること、2)熱分解反応によって炭素が析出し燃料供給や吸熱伝熱特性に悪影響を及ぼすことなどが問題として挙げられる[1]。

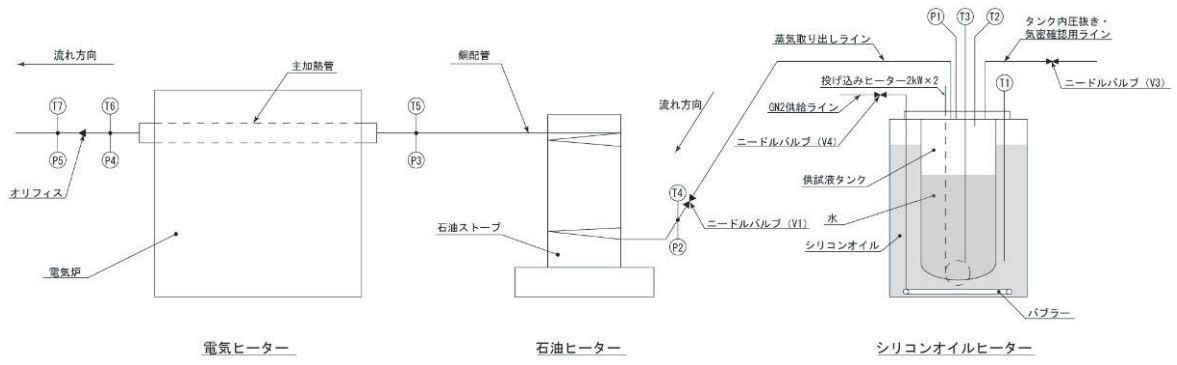
本研究では Ni 触媒のもと約 500 K で熱分解が起こるメタノールを供試液とし[2]、その定量的な吸熱量を測定できる装置を設計・製作する。そこでまず、メタノールを使用する前に水を用いて実験を行い、得られたデータからメタノールに熱分解がないとした場合の推算を行う。

2. 実験装置

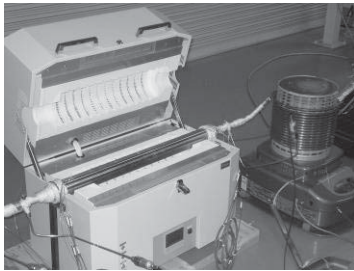
図 2-1 (a) に示す概略図では、上流側からシリコンオイルヒーター、石油ヒーター、電気炉となっている。シリコンオイルヒーター内のシリコンオイルタンクに投入している投げ込みヒーター (八光製 BAB1220) は、シーケンサ (キーエンス製 KV-1000) によって設定温度に対して ON/OFF 制御を行う。また石油ヒーターは、CORONA 製 GH-B170F (暖房出力 17.4 kW) の石油ストーブと銅配管 (石油ストーブ周りの長さ 12260 mm, 入口直線部 300 mm, 出口直線部 320 mm, 計 12880 mm) から構成されている。次に電気ヒーターは光洋サーモシステム製 KTF-050N1 を用いている。また図 2-2 に示す主加熱管は、半径方向に熱電対 (チノー製 K 型シース熱電対) を挿入することにより、主加熱管の外側と内側の温度をそれぞれ軸方向に 5 点ずつ計測できるようになっている。また、その下流に設置したオリフィスによってチョークさせることによりチョーク流量を求める。

3. 実験及び解析

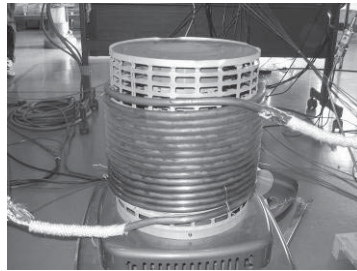
3.1 実験概要



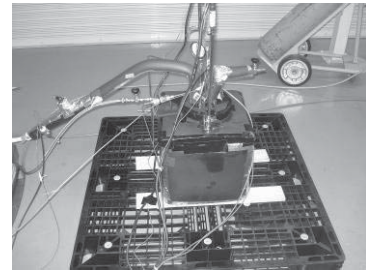
(a) 実験装置概略



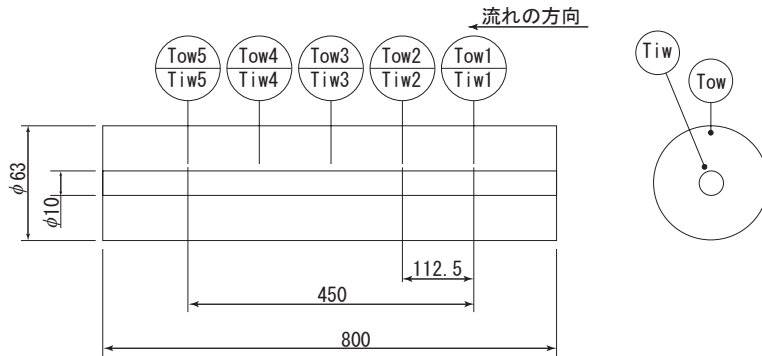
(b) 電気ヒーター



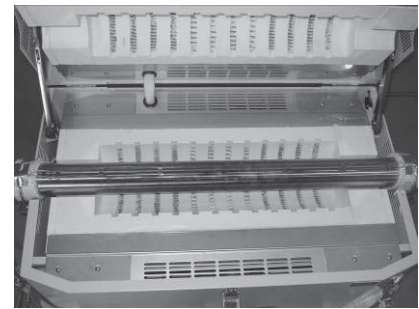
(c) 石油ヒーター



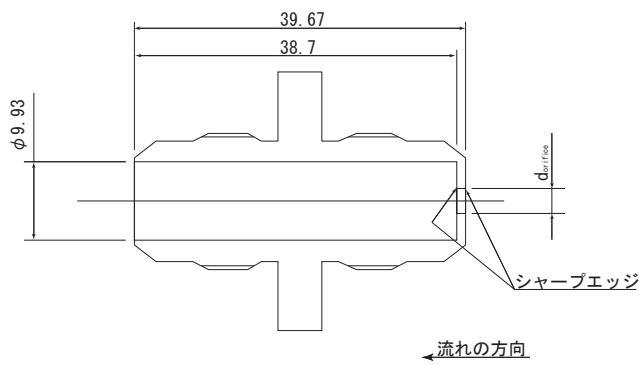
(d) シリコンオイルヒーター



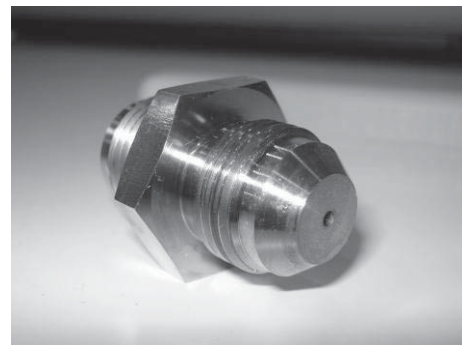
(e) 主加熱管概略図



(f) 主加熱管写真



(g) オリフィス概略図



(h) オリフィス写真

図 2-1 実験装置

表 3-1 実験条件

| | 条件 | 目的 |
|------|---|---|
| No.1 | オリフィス径 公称値 2.00 mm (実測値 2.00 mm), 電気炉設定温度 450°C | 電気炉設定温度の下限値を見つけ, そのときの主加熱管入口・出口温度の関係を求める. |
| No.2 | オリフィス径 公称値 2.00 mm (実測値 2.00 mm), 電気炉設定温度 500°C | 電気炉の設定温度を 500°Cとした場合での, 流体に流入する熱量を評価するために, 主加熱管入口出口温度・圧力, 主加熱管壁内温度等の測定を行なう. |
| No.3 | オリフィス径 公称値 2.00 mm (実測値 2.00 mm), 電気炉設定温度 550°C | 電気炉の設定温度を 550°Cとした場合での, 流体に流入する熱量を評価するために, 主加熱管入口出口温度・圧力, 主加熱管壁内温度等の測定を行なう. |
| No.4 | オリフィス径 公称値 2.00 mm (実測値 2.00 mm), 電気炉設定温度 600°C | 電気炉の設定温度を 600°Cとした場合での, 流体に流入する熱量を評価するために, 主加熱管入口出口温度・圧力, 主加熱管壁内温度等の測定を行なう. |
| No.5 | オリフィス径 公称値 3.00 mm (実測値 2.99 mm), 電気炉設定温度 600°C | オリフィス径を 3 mm とし, 電気炉の設定温度 600°Cとし, オリフィス径 2 mm の場合との比較を行なう. |
| No.6 | オリフィス径 公称値 4.00 mm (実測値 3.99 mm), 電気炉設定温度 600°C | オリフィス径を 4 mm とし, 電気炉の設定温度 600°Cとし, オリフィス径 2 mm の場合との比較を行なう. |

本実験では水を供試液とし, 条件を表 3-1 のように設定し行った. 流量についてはオリフィス (オリフィス径 4 mm, 3 mm, 2 mm) によってチョーク流量とし各々のヒーターによって目標の温度まで過熱した. さらに加熱管の内壁側・外壁側それぞれ 5 点に熱電対を挿し, その点の内壁側温度・外壁側温度を計測し, その温度差を確認した.

3.2 解析概要

水を用いた実験によって得られたデータをメタノールの場合の推算に用いるために, 実験により得られる各値と解析的に求められる値を比較することで補正係数を求める. その補正係数をメタノールの場合に適用することで, メタノールの場合の推算とする.

4. 結果

4.1 実験結果

実験結果例として No.6 の実験について示す. 実験によって得られた解析値と数値解析値による補正係数を以下表 4-1 に示す.

4.2 メタノールの場合の推算結果

主加熱管における、熱伝達率、主加熱管内温度差について No.6 の実験結果を用いて推算を行なう。また各値を推算する際には、主加熱管の入口温度が 570 K であり、圧力が約 350 kPaA であることから、その温度・圧力での物性値を用いる。まず、熱伝達率についての推算結果を図 4-4 に示す。熱伝達率は解析値の約 80~120 %を示すことが分かる。そのためメタノールの推算には、この補正係数を用いる。

次に主加熱管内壁側外壁側温度差については、電気炉の設定温度の条件で同程度の温度差がつくという結果がえられた。このことから、主加熱管内の温度差を 5 K 以上にする場合、流量は約 1.2~3.2 g/s の範囲の流量をとることで成しえるといえる。

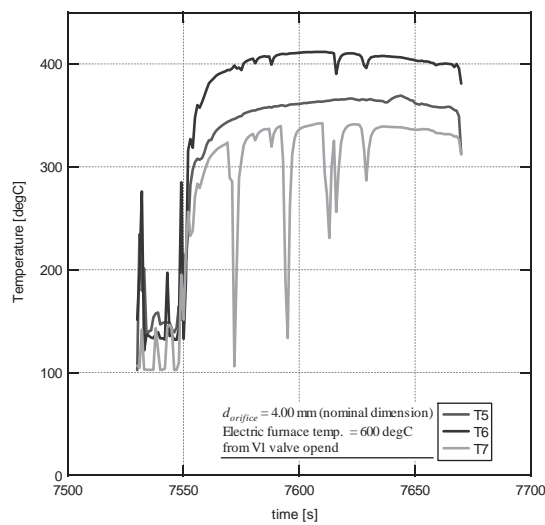


図 4-1 V1 を開き始めてからの主加熱管入口・出口，オリフィス出口温度

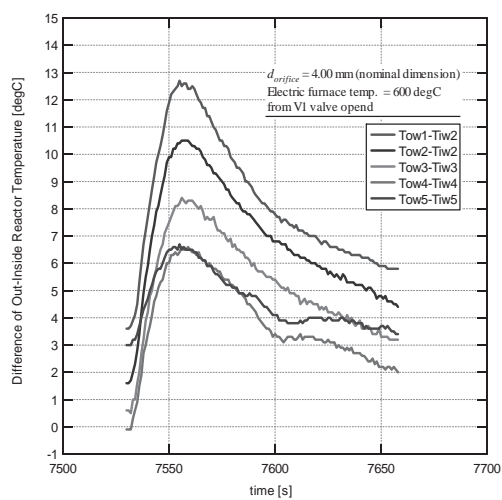


図 4-2 V1 を開き始めてからの主加熱管外・内側温度差

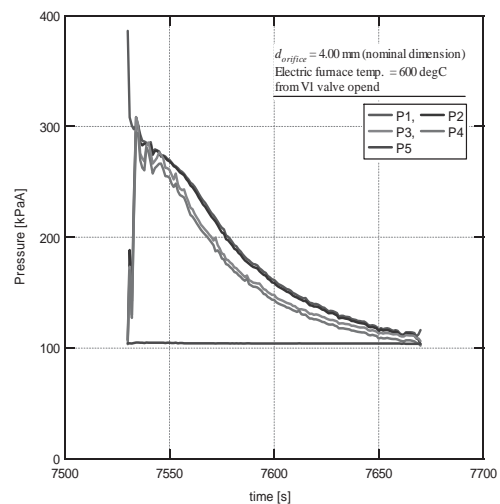


図 4-3 V1 を開き始めてからの各点の圧力

表 4-1 質量流量，主加熱管に伝わる熱量，熱伝達率，圧力損失の実験値，解析値及び補正係数

| | 質量流量 [g/s] | 伝熱量 [W] (kJ/kg) | 熱伝達率 [W/m ² K] | 出口温度 [°C] (K) | 圧力損失 [kPa] | | |
|------|---------------|-----------------------|------------------------------|---------------------|------------|-------|------|
| | | | | | ΔP1 | ΔP2 | ΔP3 |
| 実験値 | 1.76 | 485.25 (275.77) | 202.23 | 391.66 (664.81) | 3.25 | 19.14 | 4.99 |
| 解析値 | — | (103.4) | 173.44 | (778) | 0.60 | 5.19 | 0.50 |
| 補正係数 | — | 2.67 | 1.17 | 0.85 | 5.44 | 3.69 | 9.90 |

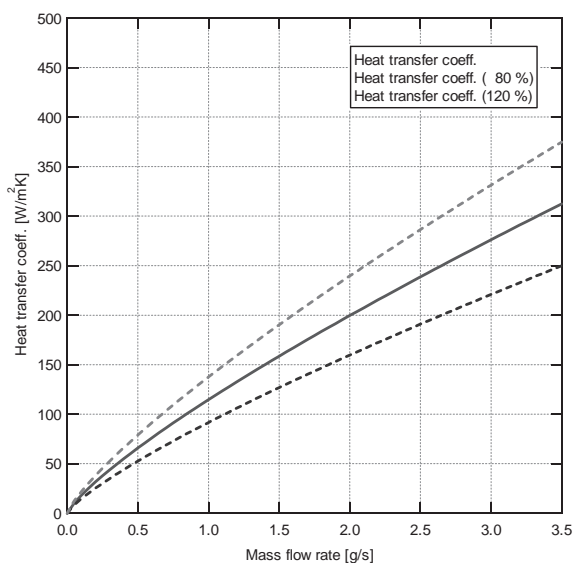


図 4-4 熱伝達率の推算結果

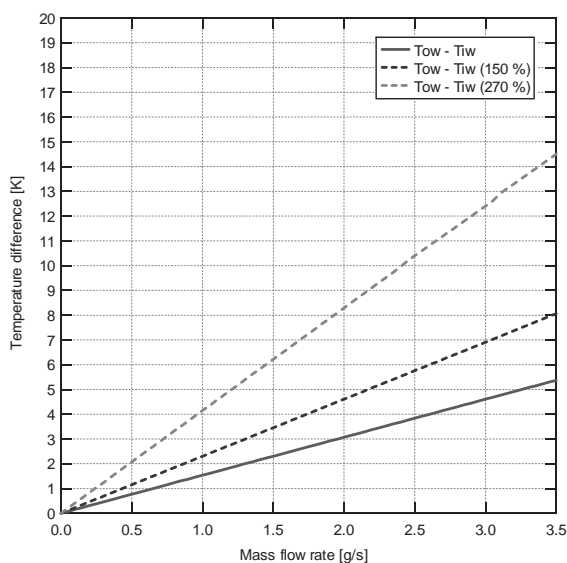


図 4-5 主加熱管内壁側外壁側温度差

5. まとめ

本研究では熱分解を伴う吸熱量を評価することに着目し，Ni 触媒を用いることで比較的低い温度で熱分解を起こすメタノールの利用を想定した．そこでまず加熱試験装置を製作し，水を用いて実験を行い，その実験装置の有用性の確認を行った．

その結果，数値解析値の約 80～120 % の範囲に含まれることがわかり，メタノールの場合でも有用であることが示された．今年度行ったのは水を用いて実験して得られた結果から推算されるメタノールの場合であるので，今後実際に流してその数値の整合性を検証・評価する必要がある．

謝辞

本研究の加熱試験装置の製作及び，加熱試験の実施に於きまして有限会社ネッツの中村秀一様，飯塚倫尋様と同社の従業員の皆様より，多大なるご協力とご尽力を賜りました．

ご支援，ご協力を頂きました全ての皆様に，深く感謝の意を表します．

参考文献

- [1] L.S.Ianovski, V.A.Sosounov, Yu.M.ShinkHman, “THE APPLICATION OF ENDOTHERMIC FUEL FOR HIGH SPEED PLOPULSION SYSTEMS”, Aiaa paper, ISABE 97-7007, 1997.
- [2] 高活性なメタノール分解触媒の開発, <http://www.techno-qanda.net/dsweb/Get/Document-4941/420901.PDF>

先端ロケット燃焼室の製造方法の研究 特に Ni 合金電鍍素材について

— 研究成果報告(室蘭工業大学 21 世紀科学研究)

○ 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教育研究等支援機構 教授)
駒崎 慎一(材料物性工学科 准教授)

1. 研究概要・目的

ロケットエンジンの主構成機器である燃焼室製造においては高強度で耐蝕性を持つニッケル電鍍が採用されている。これは異種金属（銅系）との密着性が高くかつ界面強度は素材以上に高いことによる。しかしロケット燃焼室はその製造過程でマニホールド取付が必要であり、その接合時にニッケル電鍍製外筒にロー付けやE BWなどの工程時の熱負荷がかかる。一般的にニッケル電鍍は 400℃以上で焼鈍すると、結晶粒子の粗大化、及び不純物の偏析が起こり、組織や物理的機械的性質も変化を示す。その結果、熱の影響により溶接方向に亀裂が生じたりし、これは高温によるひずみが低いための熱応力と高温による脆化が重なることで引き起こされる。

これに対して解決手段として、ニッケル電鍍中に発生するアゾジスルホン酸のイオウ成分とニッケルイオンの共折した硫化ニッケルの発生防止が有効であると考えられる。図1に合金電鍍の熱処理温度と機械的性質を示す。合金ニッケル電鍍の高温時での引張強度であるが、マンガンを含む合金電鍍は高温強度が高いことがわかる。これは、ニッケルと共折したマンガンが高温に際し優先的に硫黄と結合し、硫化ニッケルの脆い結晶粒界の形成を防いでいると考えられる。本研究は熱負荷に対し、ニッケル・マンガンの合金電鍍について一般の鍛造ニッケルと同様に溶接することが可能で、機械的・物理的性質もよいものを試作し検証して、近未来のロケットエンジン燃焼室の製造方法に適用可能かを立証する。

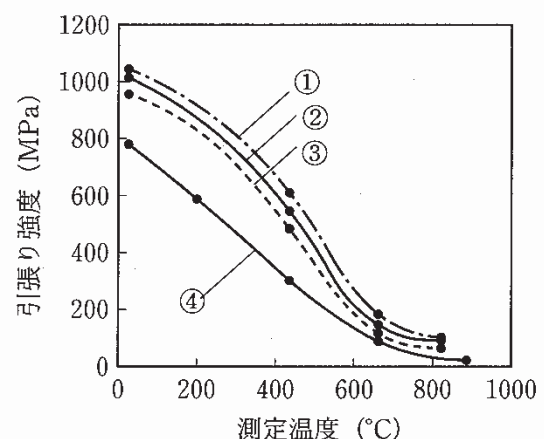


図1 マンガン含有量と引張強度

2. 試験内容と結果

2.1 合金電鍍の選定

再生冷却式燃焼室製造のために求められる電鍍の条件より合金電鍍候補を模索した結果、ニッケルタングステン、ニッケルマンガン電鍍が候補として考えられた。そこでニッケルタングステン浴、ニッケルマンガン浴をそれぞれ建浴し、スパイラル応力計により内部応力を測定した。その結果、ニッケルタングステン電鍍は膨れや剥がれを生じ、厚付けが困難と考えられた。そこで本研究では合金電柱としてニッケルマンガン電鍍を採用した。

2.2 厚付け電鍍(8mm 以上)の成立性確認

上記合金電鍍の選定において、ニッケルマンガン電鍍は圧付け電鍍を実施できる可能性が見出された。そこで実際にニッケルマンガン電鍍の厚付けを実施し、厚付け可能かを判断した。図 2 にニッケルマンガン電鍍の厚付けテストピースを示す。同図からわかるように、ニッケルマンガン電鍍は十分に厚付け可能であることがわかった。

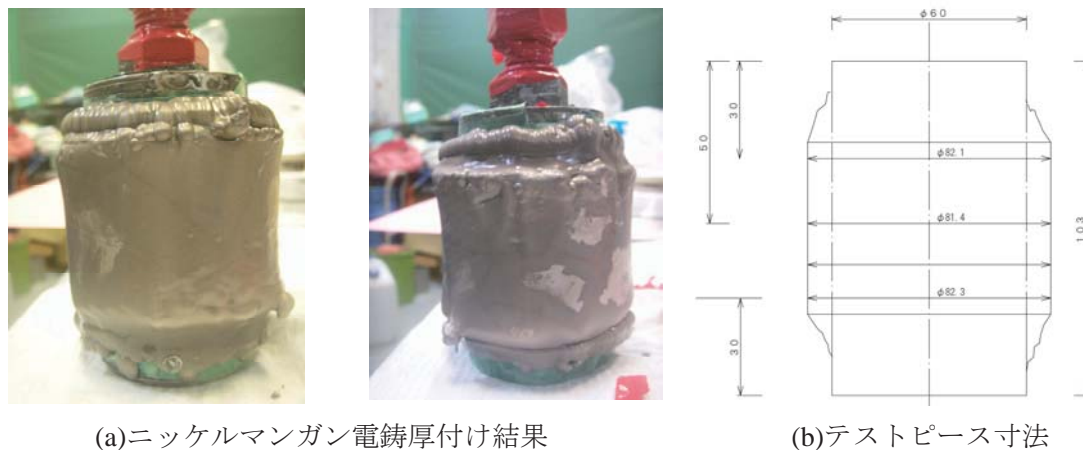


図 2 ニッケルマンガン電鍍厚付け結果

2.3 引張破断試験

引張破断試験結果一覧を表 1 に示す。また、図 2 にニッケルマンガン電鍍試験片について行った応力-歪み線図を示す。引張破断試験結果より、ニッケルマンガン電鍍素材の引張応力は試験片厚みが小さい場合でも 743MPa 程度あり、ニッケル電鍍材の引張応力 416MPa をはるかに凌ぐ結果が得られた。

表 1 引張破断試験結果一覧

| 試験片番号 | 厚さ | 幅 | 最大点荷重 | 最大点応力 | 最大点伸び | 最大点伸び |
|-------|------|-----|--------|--------|-------|-------|
| | mm | mm | N | MPa | mm | % |
| 11 | 0.55 | 5.8 | 2672.4 | 837.7 | 2.78 | 13.9 |
| 12 | 0.55 | 5.8 | 2370.4 | 743.1 | 4.60 | 23.0 |
| 21 | 0.75 | 5.8 | 4439.3 | 1020.5 | 1.91 | 9.6 |
| 22 | 0.75 | 5.8 | 4292.9 | 986.9 | 2.31 | 11.6 |
| 31 | 1.25 | 5.8 | 8366.3 | 1154.0 | 3.13 | 15.7 |
| 32 | 1.25 | 5.8 | 8244.3 | 1137.1 | 3.19 | 15.9 |

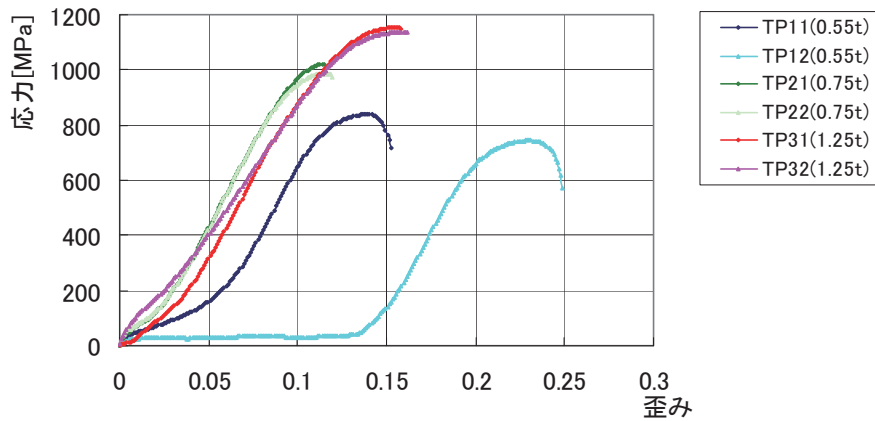
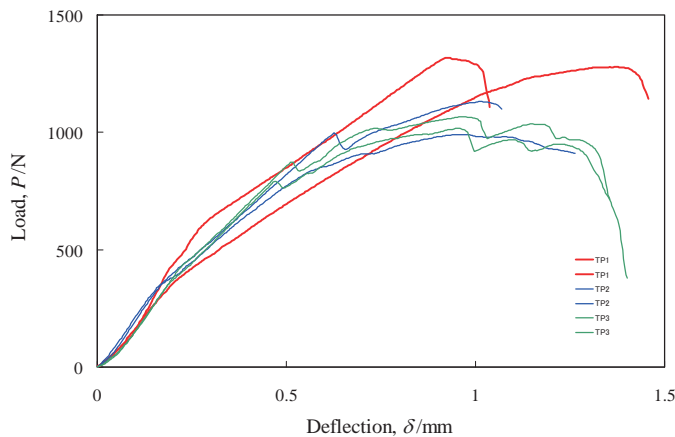
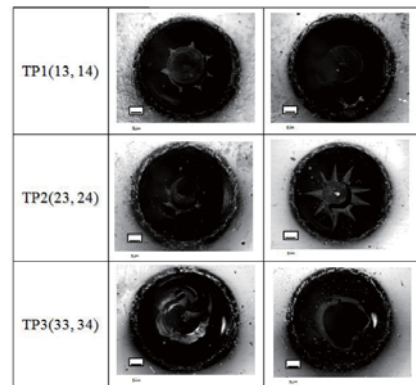


図3 ニッケルマンガン電鍍 応力-歪み線図



(a)荷重-荷重線上変位曲線



(b)SP 試験後光学顕微鏡写真

図4 SP 試験結果

2.4 SP 試験結果

図4にSP試験結果を示す。同図より、ニッケルマンガン電鍍材はSP試験で引張破断試験相当の特性が見られ、更にEPMA分析を実施した結果からマンガンの部分的濃化が観察されないため、成分の均一性が確認された。

3. まとめ

張破断試験・硬度測定結果より、ニッケルマンガン電鍍は非常に高強度で伸びもある合金電鍍であることがわかった。また、EPMA分析により元素分析を実施し、電鍍液組成と合金電鍍組織の相関関係を調査した。その結果、電鍍組成の均一化が確認された。ただし、今回電鍍槽は循環槽を設けず自己循環で行っており、定量ポンプを導入した液補充設備を装備することで、組織が均一である合金電鍍の再現性確保が期待される。今後、製造方法（マンガンの補給方法）の確立、他の金属との溶接性や母材金属との密着性確認試験、高温強度のデータ取得を経ることで、ニッケルマンガン電鍍材は今までにない高温強度の高い新素材合金を生み出す技術の確立を目指す。

謝辞

本供試体製造に（株）NEGENT 石橋利幸様，渡邊昭彦様より多大なるご協力とご尽力を
たまわりました。深く感謝いたします。

試験装置整備報告 — 中型超音速風洞の真空タンク増設

○ 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)

平成17年度に新設した中型超音速風洞は、年次計画でその能力と機能を拡充してきた。特に、通風時間を長くするため真空タンクを毎年1基ずつ増設しており、今年度は図1、2に示すように3機目を増設した。これによって、有効通風時間は5～8秒になり、各種の計測に十分な時間が確保できることになった。今後、平成21年度まで毎年1基ずつ増設し、最終的には5基の真空タンクを増設する計画である。また、真空タンクの増設に伴って、真空排気装置も3機に増設し、乾燥空気を吸い込むためのエアバックも空気吸い込み口に設ける計画である。

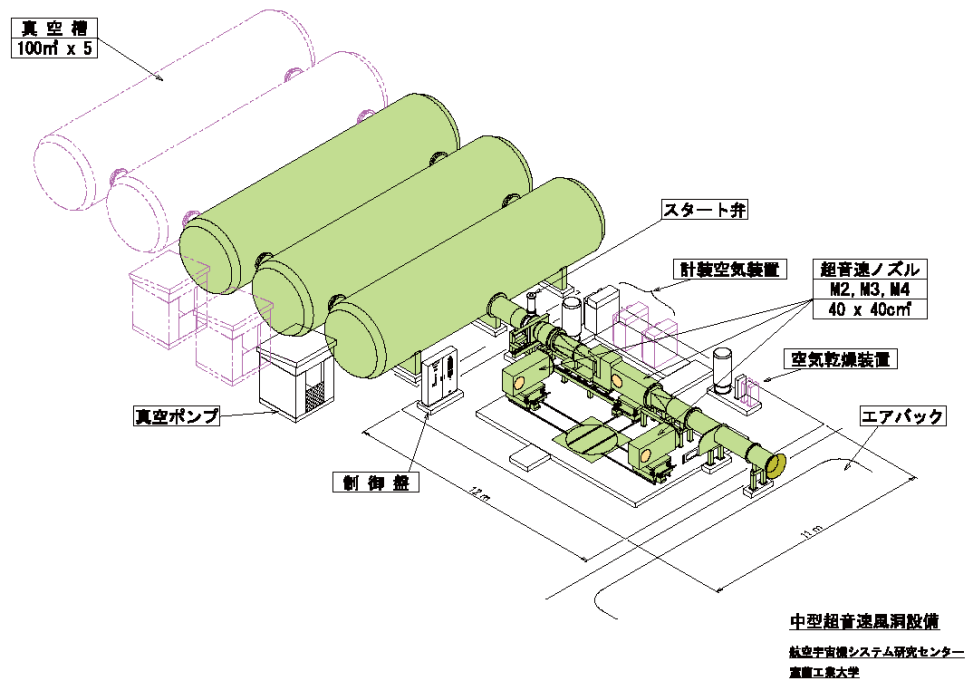


図1：中型超音速風洞の3次元図



図2：3基目の真空タンクの設置工事

○ 湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)

溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)

桑田 耕明(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

1. 序論

超音速風洞で飛行体模型の空力特性を計測するには、6 分力内挿天秤による計測が一般に行われている。超音速風洞試験の際に天秤に作用する空力荷重は、始動荷重（スターティングロード）と定常荷重に大別される。そのうち、定常荷重は気流が静定した後の供試体に作用する空力荷重であり、スターティングロードは通風開始直後の過渡的な非定常流によって発生した、模型周囲の圧力差による衝撃荷重のことである¹⁾。一般的に定常荷重に比べてスターティングロードの方が著しく大きくなることが経験的に知られているため、スターティングロードが天秤の許容荷重を超えないように模型寸法や通風条件を設定することが必要である。

本研究では、室蘭工大に新設した超音速風洞を用いてスターティングロードを計測し、同時に風洞始動時における供試体の挙動と気流状態のシュリーレン画像を高速度ビデオカメラで撮影し、スターティングロードの定量評価と発生メカニズムの解明を試みた。

2. 試験装置と試験方法

本試験は、室蘭工大航空宇宙機システム研究センターに設置された吸込み式中型超音速風洞で行った。この風洞のノズルブロックと計測室は、旧東大宇宙航空研究所の超音速風洞で使用していたものである²⁾。風洞供試体には、AGARD-B 標準模型³⁾を使用し、その胴体直径は 24 mm と設定した。計測項目は、1) 供試体に作用する非定常な揚力方向の力（スターティングロード）の計測、2) 風洞測定部における壁面静圧、3) 高速度ビデオカメラによる供試体の挙動と気流のシュリーレン映像の撮影を行った。スターティングロードと壁面静圧データは、LabView を介して 50kHz のサンプリング周波数で、10kHz の Low Pass Filter を通してパソコンに取り込まれる。

計測手順は、通風開始 3 秒前に LabView を起動させてデータの収録を開始し、通風開始 2 秒前に高速度ビデオカメラをスタートさせて通風を行う。撮影開始と同時にカメラ側パソコンから同期信号を LabView 側のパソコンに送って、高速度ビデオカメラ映像と LabView のデータの時間的な同期を取ることを試みた。

3. 試験結果

Fig.1 にマッハ 3 条件での静圧とスターティングロードの時間履歴を示し、Fig.2 にマッハ 3 の時の最大荷重が作用した時の高速度シュリーレン写真を示した。最大荷重を示すのは Fig.2 に現れているように、上下非対称な斜め衝撃波が供試体と干渉した時である。この時、供試体が振動していることが分かる。この非対称斜め衝撃波が供試体と干渉すると、供試体先端から非対称円錐衝撃波が発生して、供試体周囲に圧力差を発生させスターティングロードを発生させるものと

考えられる。その根拠として 1)マッハ 2 での試験では、流れが上下対称で供試体の振動もなく、スターティングロードの絶対値も低かった。供試体を 90°回転させ、供試体翼面とノズル対称面が垂直になるように設置して試験すると、スターティングロードが 40%まで低下した。これは上下非対称の流れによって発生する圧力差が、直接供試体翼面に作用しなかったためと考えられる。これらの結果を過去のスターティングロードの計測結果⁴⁷⁾と比較し、新たなスターティングロードの評価方法の確立を目指している。

4. 結論

吸込み式超音速風洞を用いて、AGARD-B 模型によるスターティングロードの計測と供試体挙動の高速度ビデオカメラの撮影を行った。以上の結果をまとめると以下のように要約される。

1. 非対称斜め衝撃波はマッハ数の高い時で発生し、マッハ 2 では殆ど観察されなかった。この非対称斜め衝撃波はノズルが拡大する上下方向に非対称であり、そのため供試体の上下方向に圧力差を発生させるものと考えられる。供試体翼面をノズル対称面と垂直に設置すると、マッハ3条件でスターティングロードが40%近くまで抑制されたことや、マッハ2条件では、スターティングロードの絶対値や供試体の振幅が極めて小さかったことから、非対称斜め衝撃波の発生が、大きなスターティングロードを引き起こすものと考えられる。
2. 高速度ビデオカメラによるシュリーレン映像から、ノズルからの非対称斜め衝撃波が供試体と干渉すると供試体先端から非対称な円錐衝撃波が発生し、その非対称円錐衝撃波が発生してから供試体が振動し始めていた。このことから、ノズルからの非対称斜め衝撃波が、供試体に力を及ぼしているのではなく、供試体に発生した非対称円錐衝撃波がスターティングロードを発生させていることが分かる。
3. 従来の Normal Shock Theory に代わって、円錐衝撃波に基づくスターティングロードの予測式を提案中であり、風洞試験の供試体を設計する上で、有効な設計式となるように検証作業を進めている。

参考文献

1. Pope, A. and Goin, K. L., “High Speed Wind Tunnel Testing”, John Wiley and Sons Inc, (1965).
2. 超音速気流総合実験室建設委員会 “超音速気流総合実験室建設報告” 東京大学航空研究所集報第 3 巻, 1962-1963 年
3. Bromm, A. F. Jr., “Investigation of Lift, Drag and Pitching Moment of A 60deg Delta-Wing-Body Combination (AGARD Calibration Model B) in the Langley 9-inch Supersonic Tunnel”, NACA TN-3300. (1954).
4. Maydew, R.C., “Compilation and Correlation of Model Starting Loads from Several Supersonic Tunnels”, Sandia Corporation-4691(RR), (1962)
5. Crane, J. F. W. and Woodley, J. G. “The 7 in. X 7 in. Hypersonic Wind Tunnel at R.A.E Farnborough, Part IV – Measurements of Diffuser Performance, Blockage, Starting Loads and Humidity”, Aeronautical Research Council Current Papers No.663. (1963).
6. 飯島秀俊, 渡辺光則, 神田宏, 佐藤衛, 永井伸治, 鈴木教雄 “超音速風洞における起動/停止荷重に及ぼす影響パラメータの検討” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-05-048,

2006 年.

7. 入門朋子, 佐藤清, 藤井孝藏 “ISAS 風洞における風洞始動時の衝撃荷重と流れ場” 第 38 回 流体力学講演会論文集, 2006 年

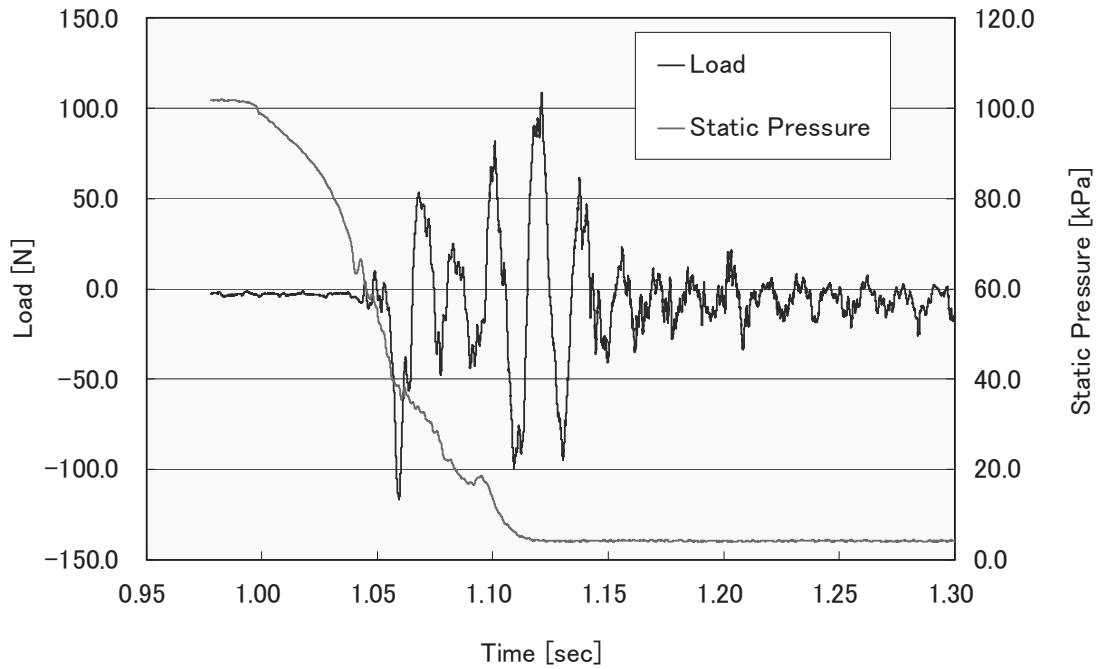


Fig.1 マッハ 3 の時のスターティングロードと壁面静圧の時間履歴

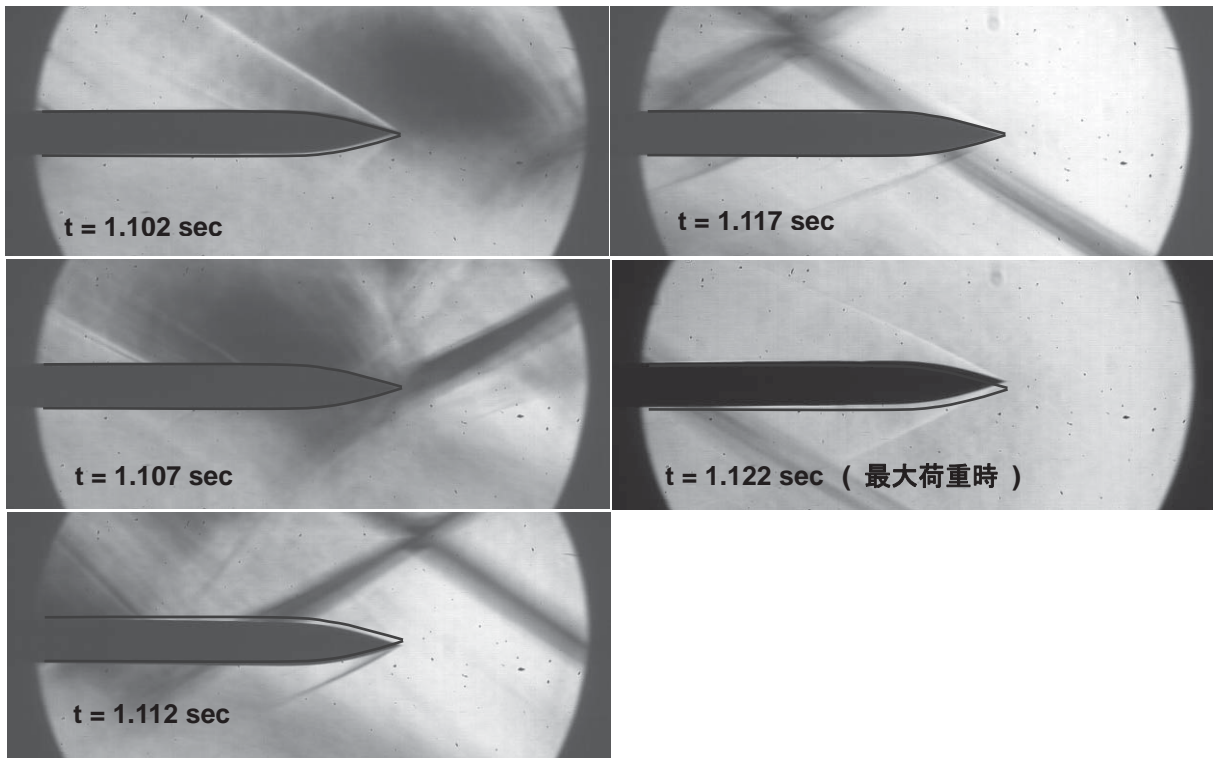


Fig.2 マッハ 3 の時の供試体の挙動

フライトシミュレーター装置の拡充 — 経過報告

- 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)
- 笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

航空宇宙機の飛行性能・飛行安定の予測・検証や、誘導・制御系の設計およびその性能の検証を目的として平成 18 年度にフライトシミュレーター装置を導入した。当初の仕様としては、双発小型ジェット機（CRJ200, Learjet45）の飛行を世界中の主要空港および主要航空路で模擬でき、外界表示として 1 画面（視界 45 度）を装備していた。平成 19 年度は、航空機の機首を模擬したコックピットカバーを設置すると共に、外界表示を 3 画面（視界 135 度）に拡充した。これによって、一層臨場感溢れる飛行シミュレーションが可能となり、飛行力学の実習授業の効果が促進されると共に、小型超音速飛行実験機の飛行性能・飛行安定の直截的な把握が容易となる。

今後、6 自由度飛行力学計算システムを自主構築しフライトシミュレーターに統合することによって、風試による空力特性データやエンジン性能の予測データを用いて小型超音速飛行実験機の飛行性能・飛行安定や誘導・制御系の研究・開発に活用する計画である。



(1) 外観



(2) コックピット内部

図 1：拡充されたフライトシミュレーター装置



図 2：フライトシミュレーター装置を用いた小型超音速飛行実験機の研究・開発手順

予備的高速走行軌道装置の設計・試作と減速手法に関する研究 – 研究成果報告

- 安田 有佑(航空宇宙システム工学専攻 高速流体力学研究室)
- 宮瀬 宗彦(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)
- 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)
- 丸 祐介(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)

1. はじめに

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、航空輸送ならびに宇宙輸送を革新するための基盤技術の創出を目的に、国内の大学や JAXA との連携の下、研究を行っている。研究された基盤技術を小型無人超音速機 (飛行実験機) に搭載して、実際の飛行環境で実証する計画である。

飛行実証の前段階として、基盤技術の高速環境下における機能・性能を、地上において繰り返し安全かつ確実に実証することが必要であり、それには「高速走行軌道装置」の開発が効果的である。高速走行軌道装置とは、地上に鉄道軌道様の直線軌道 (以下レール) を敷設し、スレッドと呼ばれる試験体搭載装置に試験機体、及び推進器を搭載し、レール上を超音速域まで加速走行し、空力試験、エンジン作動試験等を目的とした設備である。大気環境下で空力試験を行うことができる為、実飛行状態に極めて近い条件で実証することができることに加えて、小型飛行実験機等の離陸補助装置として利用することも可能である。

本研究では、フルスケール高速走行軌道装置 (軌道長約 2~3[km]) 構築への基盤研究として、サブスケール高速走行軌道装置 (軌道長 48[m], 図 1) を本センターの白老エンジン実験場に設置した。また、高速走行軌道装置に用いられる減速手法についての研究を行った。



図 1 : サブスケール高速走行軌道装置

2. 高速走行軌道装置

2.1 装置諸元

下記に各スケールの装置諸元を示す.

表 1 : 装置諸元

| | Scale | Propulsion system | Location |
|---------------------|---|--|----------------------------|
| Full Scale | Rail width:1.5[m] Rail length:2~3[km] Sled total Weight:500[kg] | CAMUI hybrid rocket motors or LNG rocket motors Total thrust:5[tonf] | Abira Town |
| Middle Scale | Rail width:1.5[m] Rail length:0.2[km] Sled total Weight:500[kg] | CAMUI hybrid rocket motors or LNG rocket motors Total thrust:5[tonf] | Shiraoi Experimental Field |
| Sub Scale Prototype | Rail width:138[mm] Rail length:48[m] Sled total Weight:12[kg] | Turbo jet engine (Merlin 160G) Total thrust:16[kgf] | |

2.2 加速・減速方法

加速には、模型飛行機用小型ターボジェットエンジンを用いる。減速には、水ブレーキシステム（図 2）を用いる。これは、スレッドにバケット式制動装置を搭載し、制動区間に貯水された水をすくいあげて進行方向に噴射する、という水の運動量変化を利用して制動力を得る方法である。理論制動力は、

$$F = \rho Qv + \rho Qv = 2\rho Qv$$

となる。ここで、 ρ : 水の密度、 Q : 体積流量、 v : スレッドの速度、であり摩擦損失や偏流角は考慮しない。また、バケットに流入する流量・流速と流出する噴流の流量・流速は等しいと仮定する。

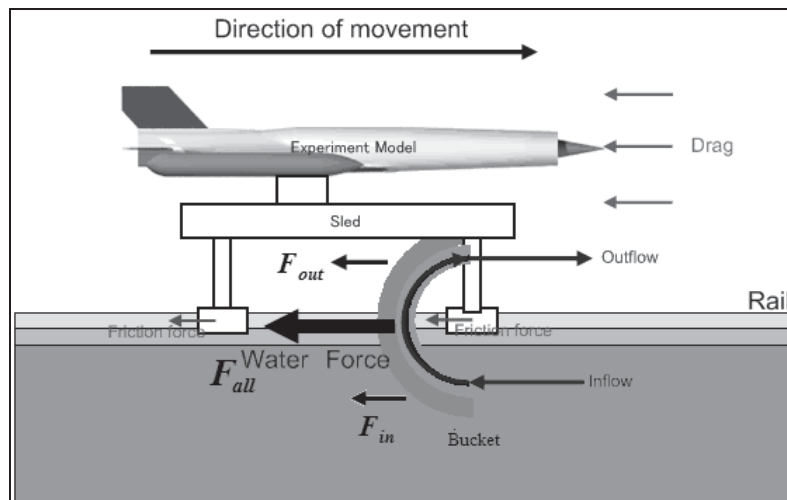


図 2 : 水ブレーキシステム

3. 走行試験及び制動力予測

速度の算出方法は、スレッドに搭載した光電センサ計測値（時刻と位置）の差分処理、および加速度センサの計測値（時刻と加速度）の積分処理の二手法であり、両者は良く一致している。スロットル全開時におけるスレッドの速度は、走行開始後約 5[sec]間加速し、走行距離 24[m]の地点で最高速度 20.8[m/sec]（約 75[km/h]）に到達した。（図 3） 制動力（静的荷重）については、図 4 のような形状のバケット式制動装置を想定し、これに流速 9.2[m/s]の水流をあて、そのときの制動力を歪みゲージ式ロードセルで計測した。制動力は最大で 20.5[N]を示し、実測値と理論値で定義される制動力効率は 71[%]となった。この結果から、速度 21[m/s]時の制動力は約 500[N]と予測される。

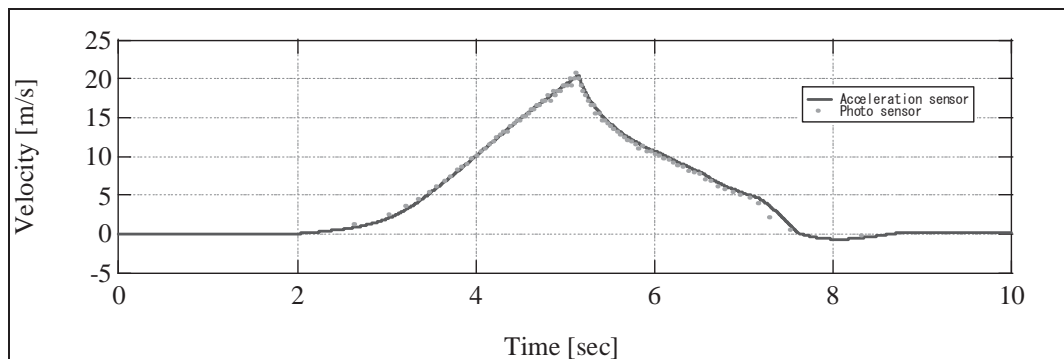


図 3：スレッド速度

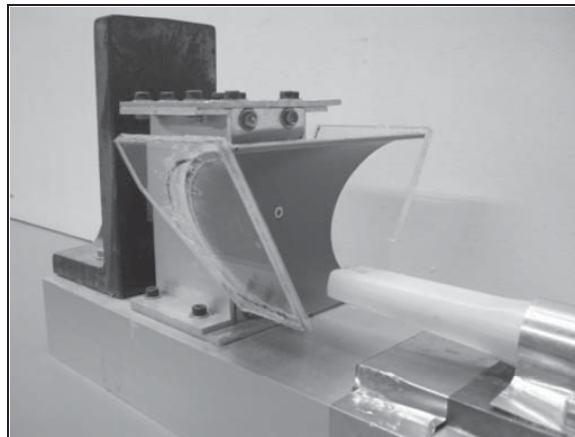


図 4：バケット式制動装置

4. まとめ

本研究では、サブスケール高速走行軌道装置を設計・製作を行った。走行試験の結果、加速性能は走行距離 24[m]の地点で最高速度 20.8[m/sec]（約 75[km/h]）を達成した。制動力については、速度 21[m/s]時、約 500[N]と予測された。今後、サブスケール高速走行軌道装置を用いて制動力を測定し、予測された制動力との比較等を行う。また、ミドルスケール高速走行軌道装置を設置する予定である。

白老エンジン実験場の開設 - 経過報告

- 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教育研究等支援機構 教授)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)

小型ロケットエンジンや小型ジェットエンジン等の燃焼試験および高速走行軌道実験設備の予備試験を安全に実施するために、周囲の民家等から十分に保安距離を確保できる土地を借用し、平成19年10月に「白老エンジン実験場」を設置した。当実験場で実施中もしくは計画中の主な実験は以下の通りである。

1. 小型ロケットエンジンや小型ジェットエンジン等のシステム特性の調査・解析・検証
2. エンジンシステムを構成する主要な機器(燃焼器やターボ系等)の燃焼や冷却特性の調査・解析・検証
3. 高速走行軌道実験設備の設計や計測・制御方法に関する基礎データの取得と解析・検証

本実験場の設置によって、国内の他大学では実施されていない本格的かつ実践的な研究・教育が可能になり、JAXAや民間企業との本格的な共同研究にも活用される予定である。



図1：白老エンジン実験場の概観
(平成19年10月現在の様子)

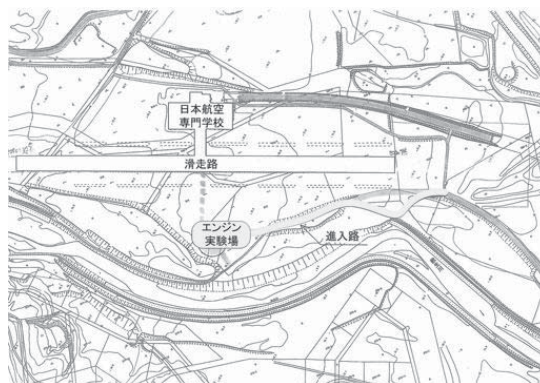


図2：白老エンジン実験場の所在地
(白老町字北吉原 512、513、514)



図3：隣接する白老滑空場

共同研究報告(JAXA 宇宙科学研究本部)

– 模擬エンジンを搭載した可変翼小型超音速無人機の空力特性の測定

- 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)
 - 工藤 摩耶(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
 - 笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
 - 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
 - 丸 祐介(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
 - 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)
 - 新井 隆景(大阪府立大学 航空宇宙工学科 教授)
 - 坪井 伸幸(JAXA/ISAS)
-

(1) 研究申込者

所属： 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター
職名： センター長・教授
氏名： 棚次 亘弘

(2) 連絡先 〒050-8585 北海道室蘭市水元町 27-1
TEL/FAX: 0143-46-5315, 5316
e-mail: tana@mmm.muroran-it.ac.jp

(3) 研究協力者又は補助者 宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系 坪井伸幸

(4) 利用期間 平成 19 年 7 月 30 日～8 月 10 日 (土日を除く)

(5) 研究題目 模擬エンジンを搭載した可変翼小型超音速無人機の空力特性の測定

(6) 研究要旨

大陸間的高速航空輸送および地球軌道への再使用宇宙輸送を革新することを目指して、室蘭工業大学を中心として関連する基盤技術の研究を進めている。研究された基盤技術を、小規模ながらも機体システムやエンジンシステムに搭載して、高速飛行環境においてその機能・性能を実証する計画である。このためのフライングテストベッドとして、全長 3 m 程度の小型超音速飛行実験機（無人飛行機）の設計を進めている。昨年度まで種々の空力形状を提案し、風試によってその空力特性を把握した。その結果、超音速域までの加速性が期待できる双発・高翼の M2006 形状 (Fig.1) を当面のベースライン形状に選定した。本年度は、この空力形状において全可動水平尾翼の操舵によるピッチングトリム性能を把握するために、水平尾翼の取付角を 0° 、 $\pm 5^\circ$ 、 $\pm 10^\circ$ の 5 通りに変え、風試によって迎角とピッチングモーメント係数の関係を計測した。風試の様子を Fig. 2 に示す。その結果は Fig. 3 および Fig. 4 の通りとなり、機体重心を平均空力翼弦の 30% 位置に置き、水平尾翼の舵角範囲を $\pm 5^\circ$ とする場合、飛行マッハ数 0.3 では迎角 $-6^\circ \sim 8^\circ$ の範

圏でピッチングトリムを採ることができ、飛行マッハ数 0.7 では迎角 -7° $\sim 7^{\circ}$ の範囲でピッチングトリムを採ることができるものと予測される。滑走離陸および着陸アプローチをこの迎角範囲で実施する必要があるが、全備重量を 155 kg、離着陸マッハ数を 0.3（飛行速度 102 m/sec）とする場合は迎角 5° 程度（水平尾翼舵角 -3° 程度）で揚力が重量を上回って離着陸可能である。迎角を 8° （水平尾翼舵角 -5° ）とするならば、飛行マッハ数 0.24（飛行速度 82 m/sec）程度で離着陸可能である。なお、遷音速 \sim 超音速域については、 2° 程度以下の小さな迎角で飛行するという事も相俟って、ピッチングトリム性能は十分であることが分かっている。

以上のことから、M2006 空力形状の飛行実験機は、離着陸から超音速巡航までの全速度領域におけるピッチングトリム性能、および良好な離着陸性能を有することが予測された。

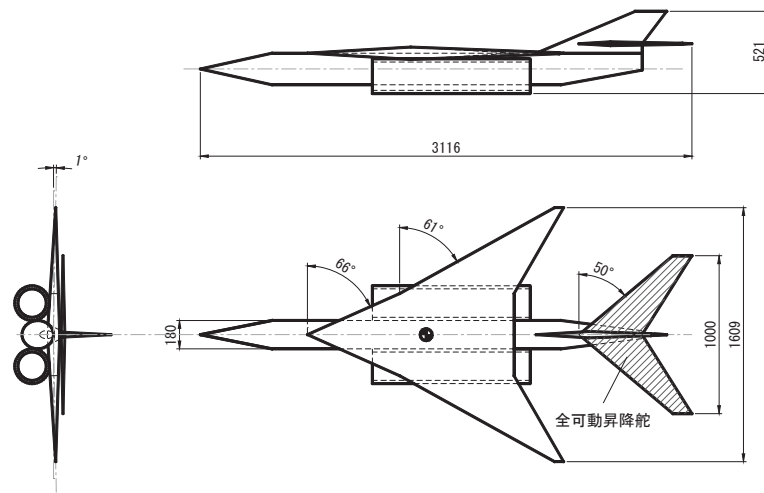


Fig. 1. Overview of the baseline configuration M2006.



Fig. 2. Wind-tunnel test at JAXA/ISAS using the M2006 model.

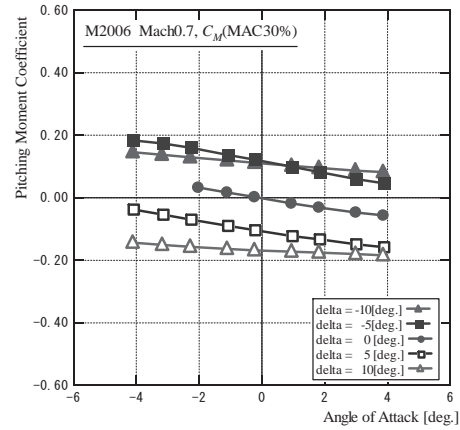
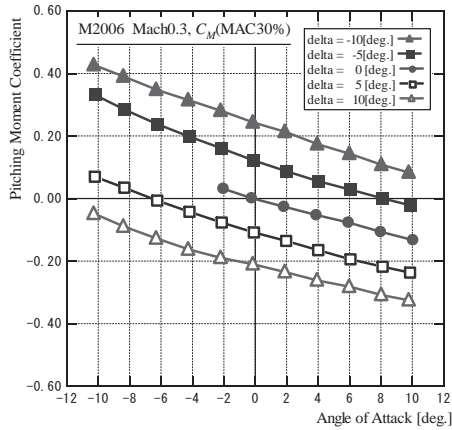


Fig. 3. Pitching moment coefficient at Mach 0.3. Fig. 4. Pitching moment coefficient at Mach 0.7.

(7) カテゴリ 空力

(8) Keyword Supersonic, Flight Test Bed, Flight Verification, Aerodynamics, Aerodynamic Stability, Elevator, Pitching Moment, Trim

(9) 今年度の研究成果

平成19年度宇宙輸送シンポジウム講演集原稿、工藤ほか「小型超音速飛行実験機の空力設計と空力性能評価」

(10) 公表予定

| 番号 | 著者名 | 論文題名 | 書名、雑誌名、または論文集名、国際学会名 | vol.巻, | no.号, | p.頁、または論文番号 | 出版社、出版地、または開催地 | 発行年または開催年 |
|----|--|---|----------------------|--------|-------|-------------|----------------|-----------|
| 1 | 溝端 一秀, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 湊 亮二郎 (室蘭工大) | 「室蘭工大における航空宇宙機の基盤研究(3) 機体系および飛行システム技術」 | 第51回宇宙科学技術連合講演会 | | | 2C03 | 札幌 | 2007 |
| 2 | 丸 祐介, 工藤 摩耶, 笹山 容資, 桑田 耕明, 溝端 一秀 (室工大), 坪井 伸幸 (JAXA/ISAS) | 「機体系および飛行システム技術: 小型超音速飛行実験機の空力設計と軌道最適化」 | 第51回宇宙科学技術連合講演会 | | | 2C06 | 札幌 | 2007 |
| 3 | 溝端 一秀, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 湊 亮二郎, 丸 祐介 (室蘭工大), 新井 隆景 (阪府大・工) | FTBとしての小型超音速飛行実験機の構想と亜音速飛行実証 | 平成19年度宇宙輸送シンポジウム | | | | 相模原 | 2008 |
| 4 | 工藤 摩耶, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, 丸 祐介, 笹山 容資, 桑田 耕明 (室蘭工大), 新井 隆景, 楠亀 拓也, 久保 良介 (阪府大), 坪井 伸幸 (JAXA/ISAS) | 小型超音速飛行実験機の空力設計と空力性能評価 | 平成19年度宇宙輸送シンポジウム | | | | 相模原 | 2008 |

共同研究報告(JAXA 宇宙基幹システム本部)

ー LNG サルファーアタック/コーキングに関する研究(コーキング分)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授 教育研究等支援機構 教授)

杉岡 正敏(応用化学科 教授)

小林 隆夫(応用化学科 技術職員)

境 昌宏(機械システム工学科 講師)

湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)

○ 笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

大塚 雅也(応用化学科 反応化学研究室)

沖田 耕一(JAXA 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 技術領域リーダー)

志村 隆(JAXA 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター グループ長)

青木 賢司(JAXA 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 主任開発員)

東 伸幸(JAXA 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 開発員)

川島 秀人(JAXA 宇宙基幹システム本部 LNG プロジェクトチーム 開発員)

1. 研究概要・目的

ロケットによる宇宙輸送システムの運用コストを低減するための1つの方策として廉価な推進剤を使用することが挙げられる。この要求を満たす推進剤燃料として液化天然ガス(以下 LNG と記す)が有力な候補となっており、LNG 推進系ロケットの開発が進められている。しかし、LNG 燃料をロケットの燃焼室やノズルの冷却に用いる場合、その特性が十分に明らかになっていない。

再生冷却サイクルのエンジンでは、冷却剤に LNG 燃料が検討されている。しかし LNG 中には硫黄成分が含まれており、燃焼室の銅合金が硫黄成分と反応し腐食する問題(以下サルファーアタックと記す)がある。また冷却溝を流れる LNG 燃料は冷却溝構造材料の触媒効果により熱分解を始め、これに伴う冷却管内壁へのコーキング現象により冷却管内壁の冷却性能の低下や冷却溝が狭窄する可能性が生じる。そのためサルファーアタックとコーキングは LNG 再生冷却エンジンを設計する際の重要な課題となっている。本研究ではコーキングについて研究開発リスクを低減するためにコーキングに関する基礎実験を実施し、設計指標に繋がる基礎データを取得するものである。サルファーアタックに関する研究内容はサルファーアタックの研究紹介を参照されたい。

2. 実験・分析

2.1 実験装置

本研究で使用した実験装置の概要を図1に示す。本研究ではサルファーアタック実験、コーキング実験はこの実験装置を用いて実施した。実験ガスは同図右側より圧力や流量を調節した後金属材料試験片を設置した石英管に流入し、加熱される。加熱部では電気抵抗炉を用いて実験ガスを加熱する。サンプル採取点ではガス成分分析のためのサンプリングガスを取得する。加熱後の

実験ガスはドラフタにより希釈し、大気放出される。

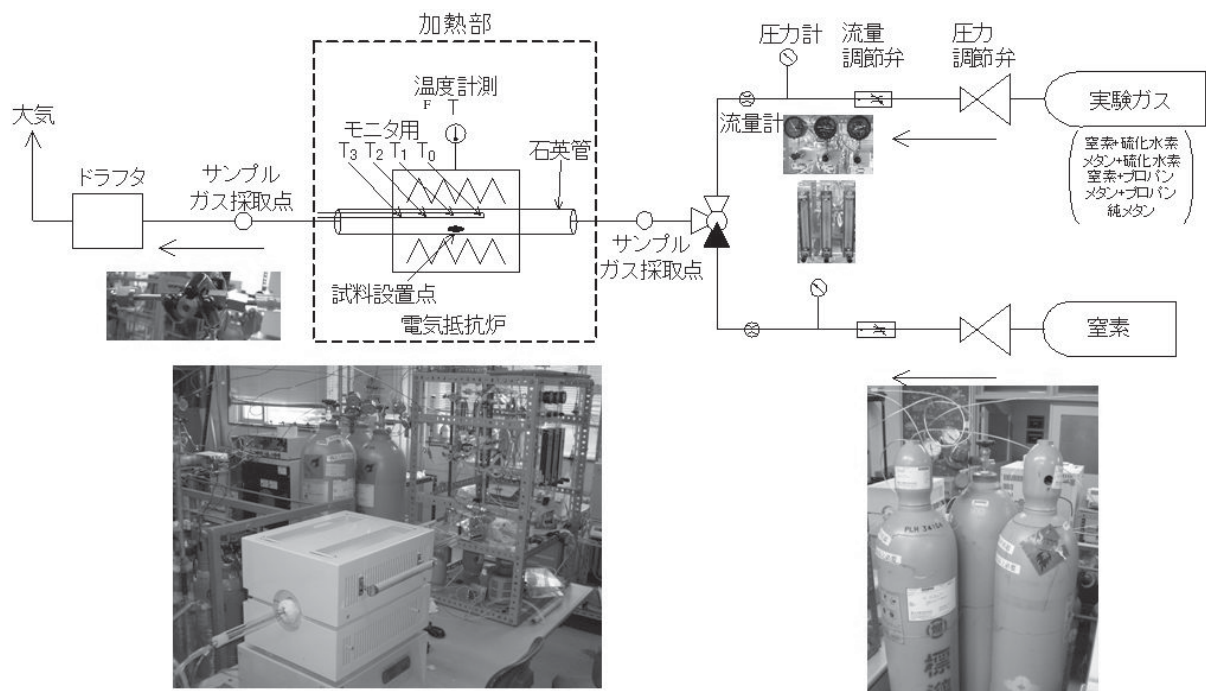


図1 実験装置概要

2.2 実験概要

コーキング実験では純メタンとは有意にコーキング特性の異なるプロパンコーキング特性の把握を目的とし、実験を行った。本実験条件を表1に示す。本実験では先ず、不活性ガスである窒素にプロパンを混合したガスを用いて昇温実験、並びに等温実験を行うことでプロパンのみによる金属材料へのコーキング特性を確認した。その後、実際のLNG環境を想定しLNG主成分であるメタンにプロパンを混合したガス（プロパン濃度：約1%体積，約3%体積，約5%体積）を用いて昇温実験（最高温度1273K），並びに等温実験（900K，1000K，1100K）を行うことによりLNG環境下での金属材料へのコーキング特性に対するプロパン濃度の影響や加熱温度の影響を確認した。

表1 実験条件

| | |
|-------------|--|
| 実験温度 (K) | 等温：900, 1000, 1100 昇温：常温～1273（熱分解開始温度の特定） |
| 圧力 (MPa) | 0.20 |
| 流量 (ml/min) | 20 |
| 試験片素材 | SMC*, HASTELLOXY, Inco600, OMC** |
| 実験ガス | 窒素+プロパン（1%, 3%, 5%） メタン+プロパン（1%, 3%, 5%） 純メタン(99.9%) |

*SMC: Cu 99.13%,Zr 0.8%,Cr 0.07%

**OMC: Cu 99.12%,Zr 0.1%,Cr 0.7%,OT 0.1

2.3 分析内容

本研究ではメタンやプロパン熱分解特性の評価のため実験前後の試験片表面組成や熱分解反応後のガス成分の特定，試験片表面に析出した物質の組成を解明するため，表2に示す分析を行う。

3. 結果

3.1 実験結果

コーキング実験結果例として図 2 に各金属試験片を設置した場合の昇温実験結果を示す。同図よりプロパン含有率は金属試験片なし、SMC、OMC では約 800K、Inco600、HASTELLOY-X では約 600K より減少していることがわかる。これからプロパン含有率の減少が金属試験片なしの場合と同じであった SMC、OMC はメタン熱分解反応やプロパン熱分解反応に対する触媒効果を有していないことがわかる。一方、金属試験片無しの場合と比較して約 200K 低くプロパン含有率の減少が見られた Inco600、HASTELLOY-X はメタン熱分解反応やプロパン熱分解反応に対する触媒効果を有していることがわかった。

表 2 分析内容一覧

| 分析方法 | 分析項目 |
|-------------|-------------------------------------|
| 概観観察 | 試験片概観を観察 |
| ガスクロマトグラフィー | 実験後のガス成分を特定 |
| マクロ・ミクロ観察 | 実験前後の試験片表面の変化を観察 |
| 電子天秤 | 実験前後で試験片の重量変化を調査 (0.1mg まで保証) |
| EPMA 分析 | 試験片表面の組成を特定 |
| XRD 分析 | 試験片内部の結晶構造を特定 (表面より深さ約 100 μ m) |
| ラマン分析 | 試験片表面に析出した析出物の結晶構造を特定 |
| 熱伝導率測定 | コーキングによる熱伝導率の変化を確認 |

3.2 分析結果

実験前後の試験片の様子为例として、Inco600 について図 3 に示す。同図より金属試験片表面は昇温実験後、等温実験後共に黒く変色していることがわかった。これからメタン並びにプロパン熱分解反応による析出物を確認できた。ただし、等温実験では試験片にのみ析出物が確認されるのに対し、昇温実験では試験片を設置している燃焼ポートにも析出物が確認され、析出物の生成機構に違いが見られた。この原因は最大加熱温度の違いであると考えられる。

そこで実験後試験片表面組成の解明のため EPMA (電子プローブマイクロアナライザー) 分析を行った。EPMA 分析の結果例を図 4 に示す。EPMA 分析の結果、炭素成分は昇温実験では金属材料の種類に関係なく多く見られたが等温実験では触媒効果の強い Inco600、HASTELLOY-X で多く見られ、触媒効果のない SMC や OMC では若干しか見られなかった。これから、等温実験の温度範囲では析出物の生成は触媒効果に依存するが、昇温実験範囲では触媒効果に依存しないことがわかった。析出した炭素成分の結晶構造をラマン分析により解明した結果、昇温実験、等温実験どちらも熱分解炭素や無定形炭素であることが判明した。また XRD (X 回折法) 分析の結果、Inco600、SMC、OMC では実験前後での試験片内部構造に変化は見られないが、HASTELLOY-X では析出した炭素成分と HASTELLOY-X 中の鉄成分が結合し炭化鉄を生成していることがわかった。

以上の結果より金属試験片は実験前後で異なる状態になっていることがわかり、試験片の熱伝導率が変化する可能性がある。そこで試験片の熱伝導率を測定した結果、Inco600, HASTELLOY-X, OMC では実験前後で熱伝導率の変化は確認されないが SMC では実験後試験片の熱伝導率の増大が確認された。

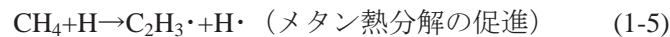
3.3 熱分解反応機構の考察

コーキング実験の実験並びに分析結果を踏まえ、メタン+プロパン熱分解反応機構について考察を行った。考察した結果を以下に示す。

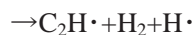
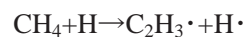
プロパン熱分解反応はまず(1-1)式、(1-2)式で示す2つの素反応により始まる。

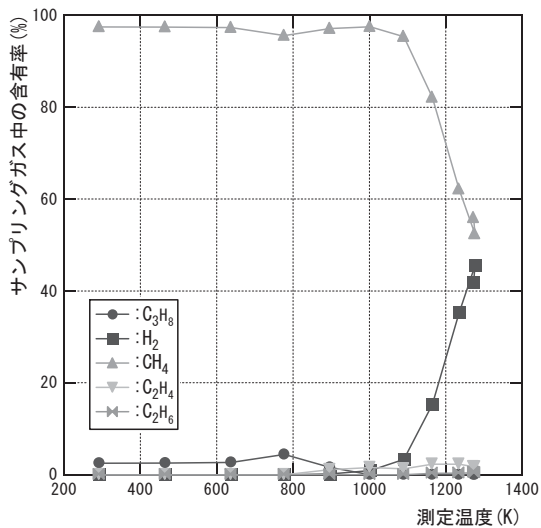


このうち、(1-2)式の反応は(1-1)式の反応と比較して反応速度が早いため $\text{CH}_3\cdot$ や $\text{C}_2\text{H}_5\cdot$ が多く生成される。また(1-2)式と比較して反応速度が遅いが(1-1)式の反応は行われており、 $\text{C}_3\text{H}_7\cdot$ や $\text{H}\cdot$ が生成される。(1-1)式、(1-2)式の反応により生成された $\text{CH}_3\cdot$ 、 $\text{C}_2\text{H}_5\cdot$ 、 $\text{C}_3\text{H}_7\cdot$ 、 $\text{H}\cdot$ や実験ガス中に含まれる CH_4 成分は以下に示す(1-3)式、(1-4)式、(1-5)式の反応を示し、分解が進むと考えられる。

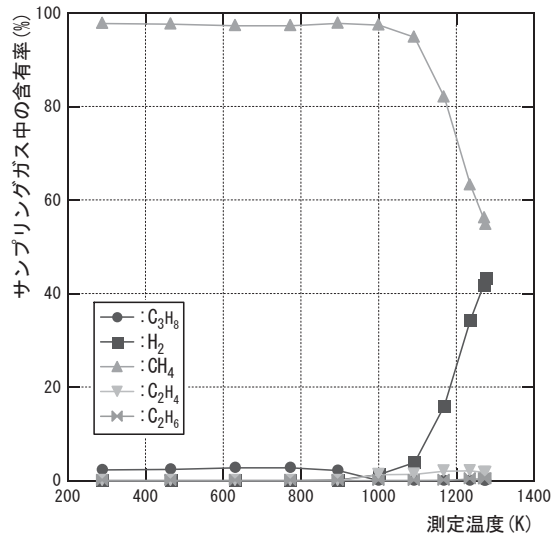


このうち実験ではプロパンの含有率の減少に対して水素やエチレンの増加が確認できる。そのため、(1-3)～(1-5)式の反応では(1-4)式の反応が多く起こっていると考えられる。また、高温側ではエタンが検出されていることから(1-3)式の反応は高温側で進むと考えられる。メタン熱分解反応はメタン単体でも 1000K 以上で進むことがわかっており、(1-5)式の反応は 1000K 以上で活発に進むと考えられる。その後メタン熱分解反応は以下のように進み、炭素が析出される⁽¹⁾。

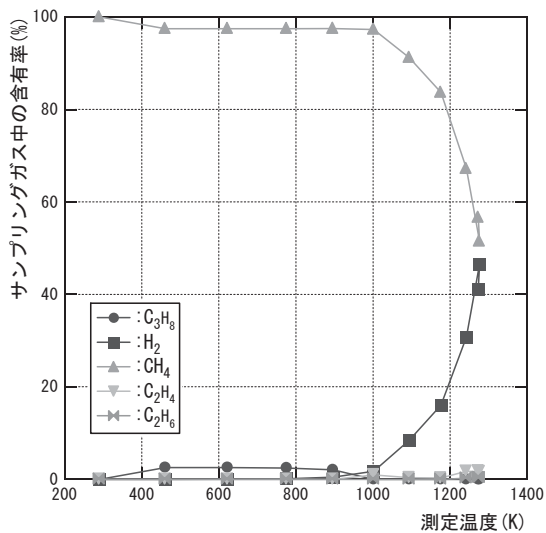




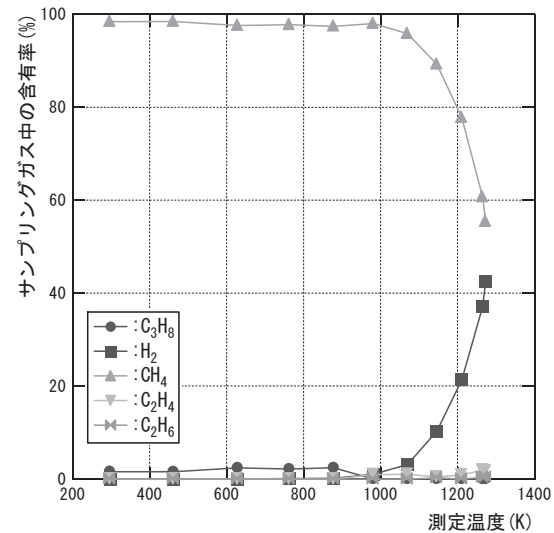
(a)金属試験片なし



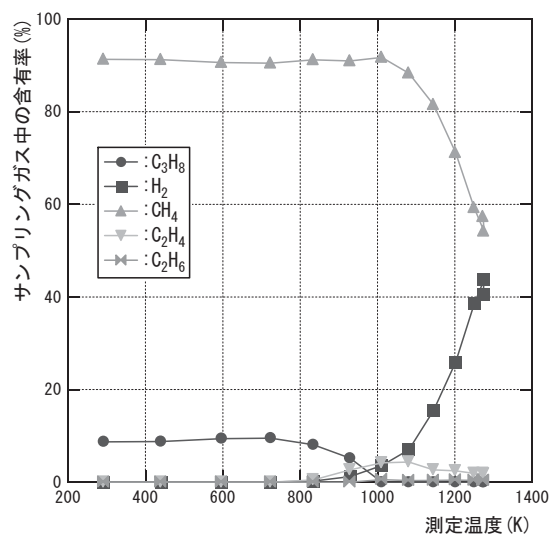
(b)SMC



(c)Inco600



(d)HASTELLOY-X



(e)OMC

図2 昇温実験結果 (プロパン濃度 1%, OMC のみ 5%)



図 3 実験前後の Inco600 試験片の様子 (プロパン濃度 1%)

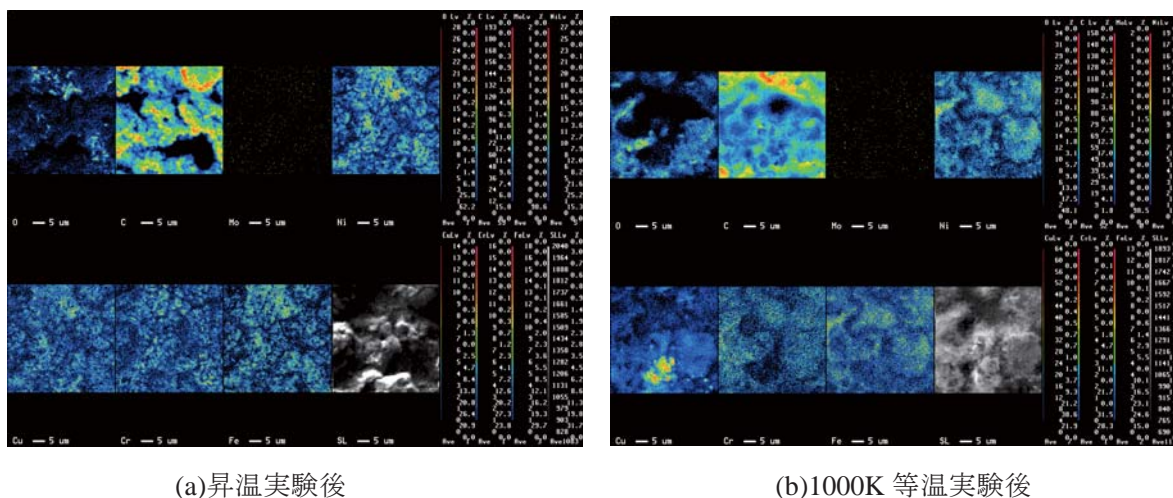


図 4 Inco600EPMA 分析結果 (プロパン濃度 1%)

4. まとめ

本報では、LNG 環境におけるコーキングに関する基礎データ取得を目的とし、LNG 環境を模擬したメタン+プロパン混合ガスによる加熱実験、ならびに分析を実施した。取得した実験データ、分析データより金属試験片の触媒効果の有無によるメタン、並びにプロパン熱分解開始温度や析出物の析出量や析出厚さ、実験後試験片の組成の変化について評価を行った。その結果、本研究の実験範囲における LNG 環境下でのコーキング特性を把握することができた。しかし、実機環境を模擬した動的環境（高圧、高流量）では本実験と同様のコーキング特性を示すか明らかになっていないため、今後動的環境において実験を行い、本実験結果との相違を検証し実機におけるコーキング特性の評価を行う予定である。

参考文献

- (1) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊亮二郎, 丸祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 牧野隆, 坂口裕之: LNG ロケットエンジンのコーキング特性に関する基盤研究, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会 2C05, 2007.10.29/31

共同研究報告((株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース)

ー 再生冷却 LNG ロケットエンジン コーキングの検討と基礎試験

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授 教育研究等支援機構 教授)

杉岡 正敏(応用化学科 教授)

小林 隆夫(応用化学科 技術職員)

湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)

丸 祐介(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)

○ 笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

大塚 雅也(応用化学科 反応化学研究室)

牧野 隆((株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース 宇宙技術部 部長)

坂口 裕之((株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース 宇宙技術部)

1. 研究概要・目的

現在、ロケットやスペースシャトルで使用されている推進薬は RP-1 (ケロシン) 等の炭化水素系燃料や液体水素に大別される。一般的に炭化水素系燃料は低比推力、大推力、高密度でブースター系エンジンに適しており、液体水素は高比推力、低密度であるので上段系エンジンに適している。液化天然ガス (LNG: 主成分はメタン) は、これら双方の推進薬の中間的な性質を持つ。そのため、機体の小型化や取扱の容易さ、環境への優しさの観点から将来の軌道間輸送機や宇宙往還機の推進薬として注目を集めている。しかし、LNG はその燃焼特性や冷却特性、分解特性、材料への影響、システムの成立性等実用までに様々な課題がある。そこで現在、これらの課題を解決するために基盤技術の研究開発が行われている。また、LNG の主成分であるメタンの推進剤としての有効性を実証するための GX ロケットの研究開発が我が国で進められている¹⁾。

LNG エンジン系では性能向上ならびにエンジン小型化を狙い、ターボポンプ化の研究が行われており、主燃焼器は LNG による再生冷却、ノズルはガスジェネレーターからの排ガスを利用したダンプ冷却が検討されている²⁾。この冷却用メタンは熱分解に伴うコーキングにより、冷却溝の狭窄や冷却性能を低下させるなどの問題の可能性もある。そのため、メタン熱分解反応の挙動や、冷却特性を明確にすることは重要であるが、それらは明確になっていない。

本報では、メタン熱分解特性を解明することを目的とし、実験、ならびに理論解析を実施した。まずメタン自身の熱分解特性を実験によって確認し、次にノズル材料候補である Inco718, Inco600, A286 の触媒効果を実験によって確認した。理論解析はメタン自身の熱分解特性について行い、実験結果との比較・検討を行った。これらの結果より、メタン熱分解温度やノズル材料候補の触媒効果による炭素析出量への影響などを明確にした。

2. 実験・分析

2.1 実験装置

本実験装置の概要を図 1 に示す。本実験では、測定に用いる純メタン (純度 99.99%)、実験前

に試料表面を還元する水素, 実験前後の作業中の安全のために流路を置換する窒素が使用される. 実験装置へ流入する気体は, 切替弁により選択できる. 各気体の流量, 及び圧力は圧力調節弁や流量調節弁を用いて調節する. 加熱部では, 石英管内の気体, 及び試料は電気抵抗炉を用いて所定の温度まで加熱される. 本実験では, メタン熱分解反応の挙動やコーキングの様子を検証するため, 透明な石英管(内径 20mm, 長さ 1000mm)を用いている. 試料(長さ 10×幅 5×厚さ 0.5mm)はアルミナ製燃焼ボートを石英管内に入れ, その中に 10 枚並べられ, 電気抵抗炉の中心に設置される. 電気抵抗炉下流にあるサンプル採取点, 実験中にガス成分のサンプルガスを採取するために設けている. ドラフタは実験後の排ガスを回収するために設けている. ドラフタに回収された排ガスは大気開放する.

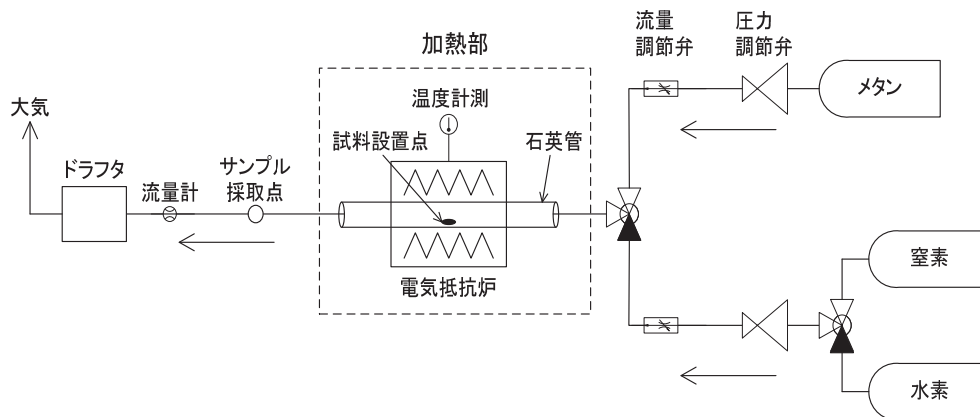


図 1 実験装置概要

表 1 実験条件一覧

| | |
|-------------|--|
| 温度 (°C) | 500, 700, 800 (等温実験) 500~850 (昇温実験) |
| 圧力 (MPa) | 0.20 |
| 流量 (ml/min) | 20 |
| 試料材質 | Inco718, Inco600, A286 |
| 実験時間(min) | 60 分保持 (等温実験) 40 分で 500°C~850°Cへ昇温 |

2.2 実験条件

本実験の実験条件を表 1 に示す. 同表からわかるように本実験は低流量, 低圧力である準静的環境における実験である. 本実験では, 実験前に先ず試験片に付着した汚れ除去するためにアセトン処理を行った. その後各試験直前には試料表面の酸化皮膜を除くため, 500°Cで水素還元を実施した. 本実験では, 実験の再現性を確認するため, ある 1 条件の実験を 2 度実施した.

2.3 分析内容

本実験では, メタン熱分解特性を評価するため, 実験前後の試料の表面状態や, ガス成分の特定, 試料表面に析出した物質の組成を解明するため, 表 2 に示す分析を行う.

表 2 分析内容一覧

| 分析方法 | 分析項目 |
|-------------|------------------------------|
| 概観観察 | 試料概観を観察 |
| ガスクロマトグラフィー | 実験後のガス成分を特定 |
| マクロ・ミクロ観察 | 実験前後の試料表面の変化を観察 |
| 電子天秤 | 実験前後で試料の重量変化を調査 (0.1mg まで保証) |
| EPMA,XRD 分析 | 試料表面の組成を解明 |
| ラマン分析 | 試料表面に析出した析出物の結晶構造を解明 |

3. 結果

3.1 実験結果

メタン熱分解実験結果例として、昇温実験結果を図 2 に、800℃等温実験結果を図 3 に、実験前後の試験片の様子を図 4 に示す。図 2、図 3 の縦軸に使用しているメタン転化率はメタンとメタン熱分解反応により発生した水素の体積割合を表し、メタン転化率 0%の時、水素は発生していない。図 2 中のメタン転化率の変化より、メタン熱分解開始温度はメタン自身では約 800℃、試料を設置した場合では約 650℃であることがわかる。これから、本実験で供した金属材料はどれもメタン熱分解反応に対する触媒効果を有していることがわかった。図 3 より一定温度下におけるメタン転化率はメタン自身では時間経過における変化は見られないが、試料を設置した場合は時間経過と共に減少する傾向が見られた。この原因は図 4 中の実験後試料から確認できる試料表面への析出物により触媒金属試料表面が覆われたことと考えられる。この析出物はメタン熱分解反応に伴い発生した炭素成分であると考えられるが分析により明らかにする。

図 4 より、実験前に金属光沢が見られた試験片表面は実験後黒く変色していることがわかる。これはメタン熱分解反応に伴う炭素成分の析出によるものと考えられ、分析により明らかにする。

3.2 分析結果

実験後試料表面には上記のように析出物が確認された。そこで実験後試料表面組成の解明のため EPMA (電子プローブマイクロアナライザー) 分析を行った。EPMA 分析による定性分析結果例を図 5 に示す。同図より、実験前試料表面では確認されなかった炭素成分が確認された。この炭素成分の結晶構造をラマン分析により解明した結果、熱分解炭素や無定形炭素であることが判明した。また XRD (X 回折法) 分析の結果、実験前後での試料内部構造に変化は見られず、析出した炭素成分は試料内部には影響しないことがわかった。

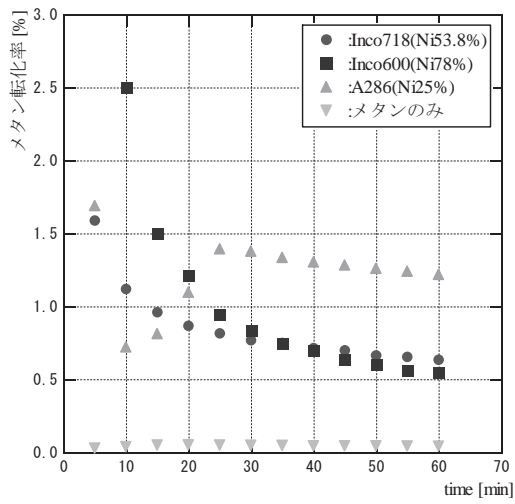


図2 800°C等温実験結果

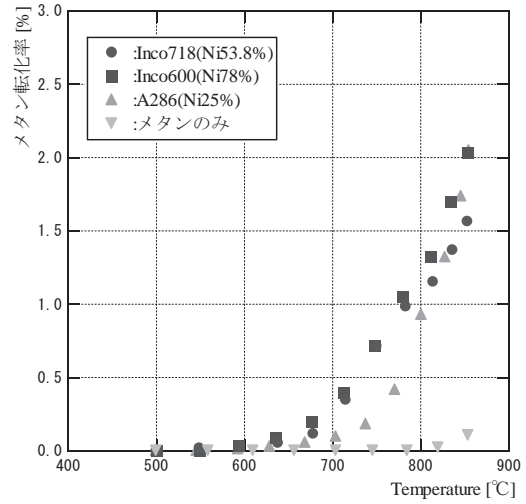
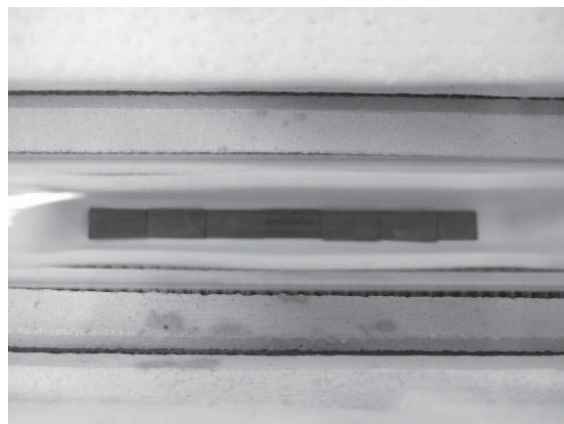


図3 昇温実験結果

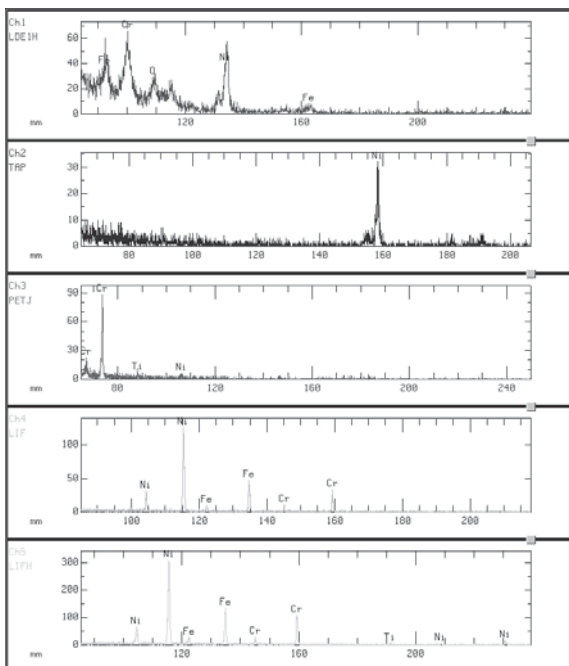


(a) 実験前

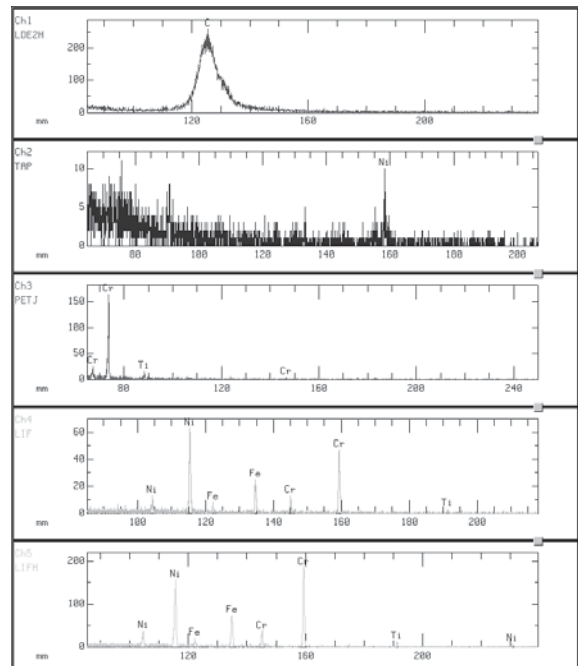


(B) 昇温実験後

図4 実験前後の試料の様子



(a) 実験前



(b) 昇温実験後

図4 EPMA分析結果例 (Inco718)

4. まとめ

本報では、メタン熱分解特性を明らかにするため、実験、ならびに分析を実施した。取得した実験データ、分析データより金属試料の触媒効果の有無によるメタン熱分解開始温度や析出物の析出量や析出厚さ、実験後試料の組成の変化について評価を行った。その結果、本研究の実験範囲ではメタン熱分解反応に伴うコーキングでは冷却溝の狭窄は見られないと考えられる。しかし、金属試料の触媒効果によりメタン熱分解開始温度が約 150°C 低下することがわかり、エンジン主燃焼器やノズル設計において考慮する必要がある。今後、実機環境を模擬した動的環境（高圧、高流量）において実験を行い、本実験結果との相違を検証し実機におけるコーキング特性の評価を行う予定である。

参考文献

- 1) 秋元敏男:LNG 推進系飛行実証プロジェクトの開発状況, JAXA ホームページ, 2006.
- 2) LNG 推進系の開発:JAXA ホームページプレスリリース, 2002.

本研究に関する発表論文

- (1)東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊亮二郎, 丸祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 牧野隆, 坂口裕之 :
LNG ロケットエンジンのコーキング特性に関する基盤研究, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会
2C05, 2007.10.29/31

共同研究報告(JAXA 宇宙基幹システム本部)

ー LNG サルファーアタック/コーキングに関する研究(サルファーアタック分)

東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授, 教育研究等支援機構 教授)

杉岡 正敏(応用化学科 教授)

小林 隆夫(応用化学科 技術職員)

境 昌宏(機械システム工学科 講師)

湊 亮二郎(機械システム工学科 助教)

○ 笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

大塚 雅也(応用化学科 反応化学研究室)

沖田 耕一(JAXA 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 技術領域リーダー)

志村 隆(JAXA 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター グループ長)

青木 賢司(JAXA 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 主任開発員)

東 伸幸(JAXA 宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 開発員)

川島 秀人(JAXA 宇宙基幹システム本部 LNG プロジェクトチーム 開発員)

1. 研究概要・目的

ロケットによる宇宙輸送システムの運用コストを低減するための1つの方策として廉価な推進剤を使用することが挙げられる。この要求を満たす推進剤燃料として液化天然ガス(以下 LNG と記す)が有力な候補となっており、LNG 推進系ロケットの開発が進められている。しかし、LNG 燃料をロケットの燃焼室やノズルの冷却に用いる場合、その特性が十分に明らかになっていない。

再生冷却サイクルのエンジンでは、冷却剤に LNG 燃料が検討されている。しかし LNG 中には硫黄成分が含まれており、燃焼室の銅合金が硫黄成分と反応し腐食する問題(以下サルファーアタックと記す)がある。また冷却溝を流れる LNG 燃料は冷却溝構造材料の触媒効果により熱分解を始め、これに伴う冷却管内壁へのコーキング現象により冷却管内壁の冷却性能の低下や冷却溝が狭窄する可能性が生じる。そのためサルファーアタックとコーキングは LNG 再生冷却エンジンを設計する際の課題となっている。

本研究ではサルファーアタックについて研究開発リスクを低減するためにサルファーアタックに関する基礎実験を実施し、設計指標に繋がる基礎データを取得するものである。コーキングに関する研究内容はコーキングの研究紹介を参照されたい。

2. 実験・分析

2.1 実験装置

本研究で使用した実験装置の概要を図1に示す。本研究ではサルファーアタック実験はこの実験装置を用いて実施した。実験ガスは同図右側より圧力や流量を調節した後金属材料試験片を設置した石英管に流入し、電気抵抗炉により加熱される。サンプル採取点ではガス成分分析のため

のサンプリングガスを取得する。加熱後の実験ガスはドラフタにより希釈し、大気放出される。

2.2 実験概要

サルファーアタック実験では硫化水素（約 10ppm，約 2ppm，約 0.2ppm）によるサルファーアタックの影響を把握することを目的とし，実験を行った。本実験ではまず，不活性ガスである窒素に硫化水素を混合したガスを用いて 700K 一定温度下における硫化水素による金属材料（SMC，Inco600，SUS316，OFHC，OMC）へのサルファーアタックを確認した。その後，実際の LNG 環境を想定し LNG 主成分であるメタンに硫化水素を混合したガスを用いて昇温実験（最高温度 773K），並びに等温実験（750K，600K）を行うことにより金属材料へのサルファーアタックに対

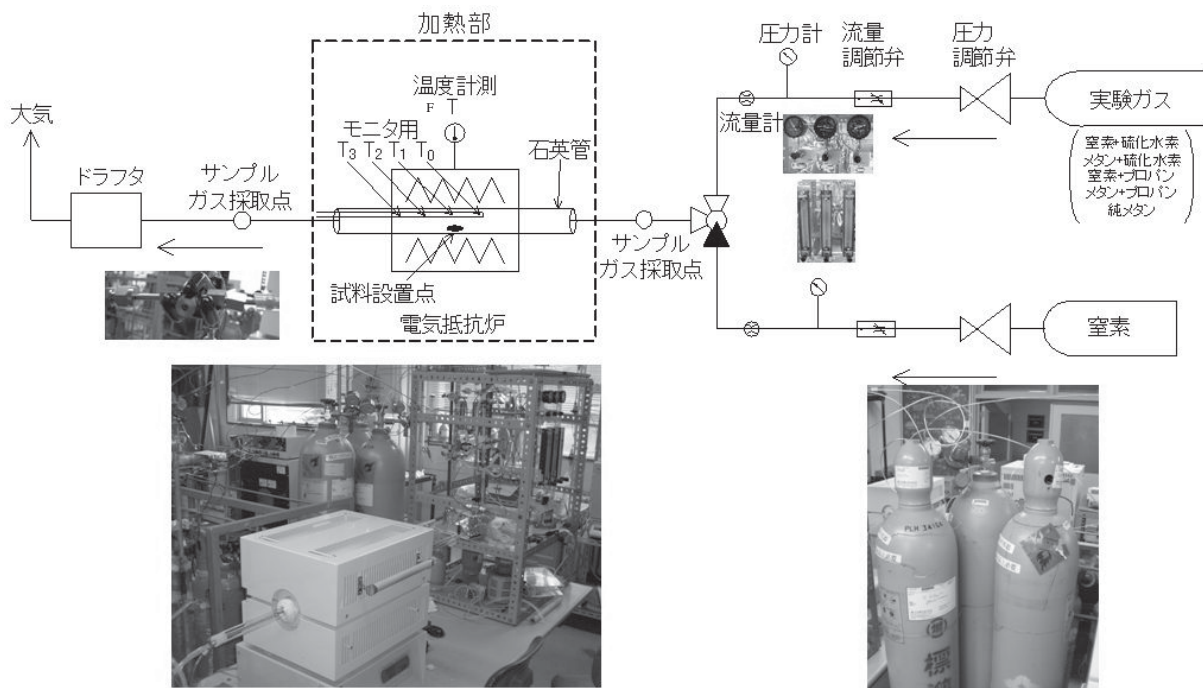


図 1 実験装置概要

表 1 実験条件

| | |
|-------------|--|
| 実験温度 (K) | 等温：600，750，700（窒素+硫化水素のみ） 昇温：常温～750K/1200K（窒素+硫化水素のみ） |
| 圧力 (MPa) | 0.20 |
| 流量 (mℓ/min) | 20 |
| 試料材質 | SMC*，Inco600，SUS316，OFHC，OMC** |
| 実験時間(min) | 窒素+硫化水素（1.86ppm，10.4ppm） メタン+硫化水素（0.21ppm，2.77ppm，10.7ppm） 純メタン（99.9%） |

*SMC: Cu 99.13%,Zr 0.8%,Cr 0.07%

**OMC: Cu 99.12%,Zr 0.1%,Cr 0.7%,OT 0.1

する硫化水素濃度の影響や加熱温度の影響を確認した。

2.3 分析内容

本研究では硫黄成分によるサルファーアタックの評価のため、実験前後の試験片表面組成や加熱後のガス成分の特定、試験片内部組成の変化を解明するため、表 2 に示す分析を行う。

表 2 分析内容一覧

| 分析方法 | 分析項目 |
|-------------|-------------------------------------|
| 概観観察 | 試験片概観を観察 |
| ガスクロマトグラフィー | 実験後のガス成分を特定 |
| マクロ・マイクロ観察 | 実験前後の試験片表面の変化を観察 |
| 電子天秤 | 実験前後で試験片の重量変化を調査 (0.1mg まで保証) |
| EPMA 分析 | 試験片表面の組成を特定 |
| XRD 分析 | 試験片内部の結晶構造を特定 (表面より深さ約 100 μ m) |
| ラマン分析 | 試験片表面に析出した析出物の結晶構造を特定 |
| カソード還元 | サルファーアタックの定性的, 定量的評価 |
| 引張破断試験 | 実験前後の材料強度を評価 |

3. 結果

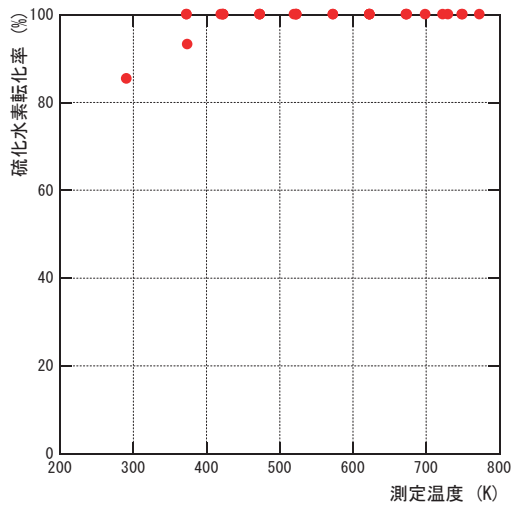
3.1 実験結果

サルファーアタック実験結果例として図 2 に昇温実験での硫化水素転化率を示す。ここで硫化水素転化率とは加熱前の実験ガスに含まれる硫化水素量と加熱後のサンプリングガスに含まれる硫化水素量の体積比を表している。同図より、硫化水素転化率はどの金属材料を設置した場合においても常温で 50% 以上を示し、400K 以上では 100% を示している。これから、硫化水素は常温より金属試験片に吸着していることがわかる。

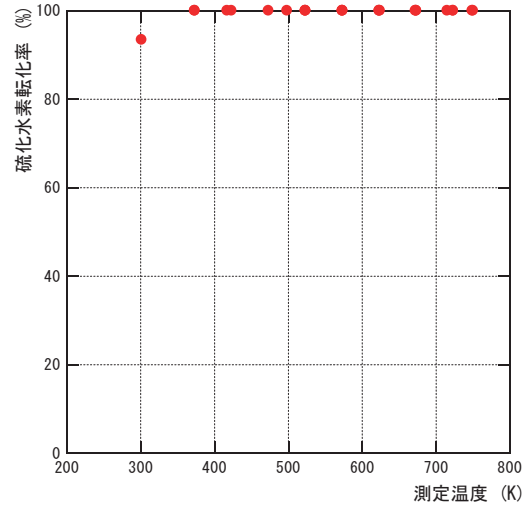
3.2 分析結果

上述のように硫化水素は常温においても金属材料への吸着が見られた。そこで、実験前後の金属試験片の表面組成を明らかにするために EPMA 分析を行った。実験後試験片について行った EPMA 分析結果例を図 3 に示す。同図より、実験後金属試験片表面にはピーク強度が小さいものの硫黄成分のピークがみられた。これから、試験片表面への硫化水素の吸着が確認された。この硫黄成分はラマン分析の結果、金属材料と結合し硫化物を生成していることがわかった。ただし硫化物の厚みは XRD 分析やカソード分析の結果から約 100nm 以下であることがわかった。

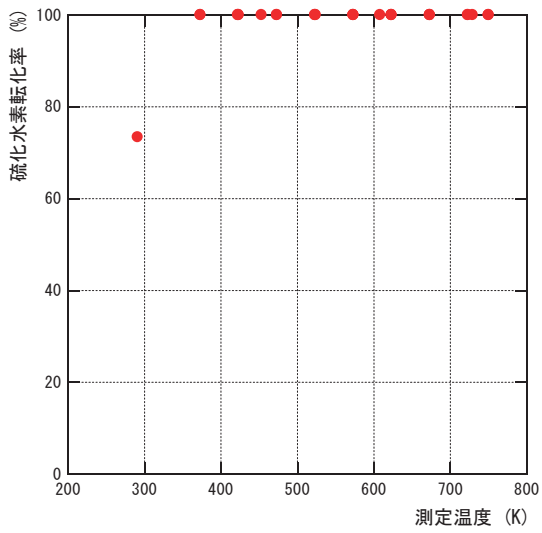
また、実験前後の試験片について引張破断試験を行った結果、実験前後の試験片の材料強度に差異はなく、本実験条件では硫化水素の吸着、硫化物の生成は材料強度に対する影響がないことが明らかになった。



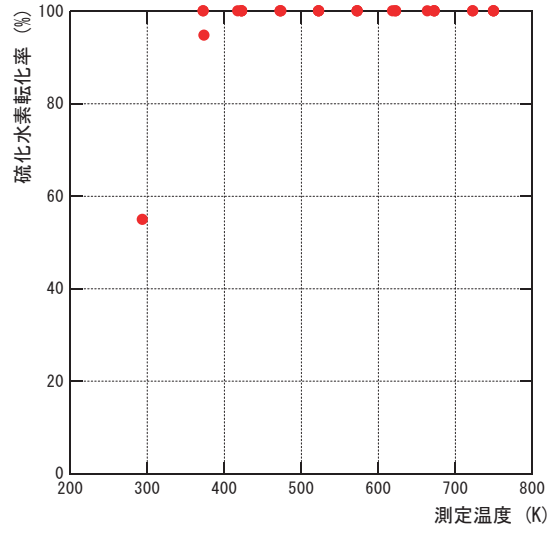
(a)SMC



(b)Inco600

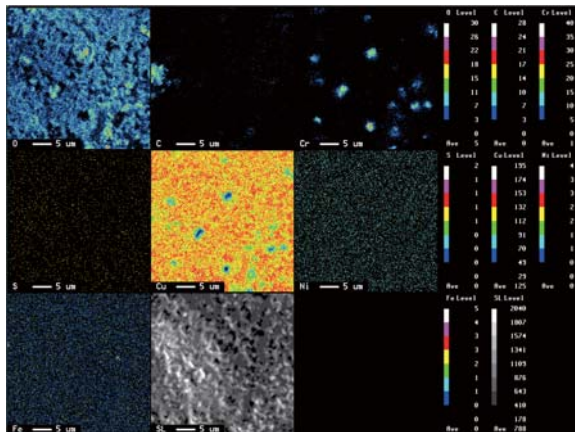


(c)SUS316

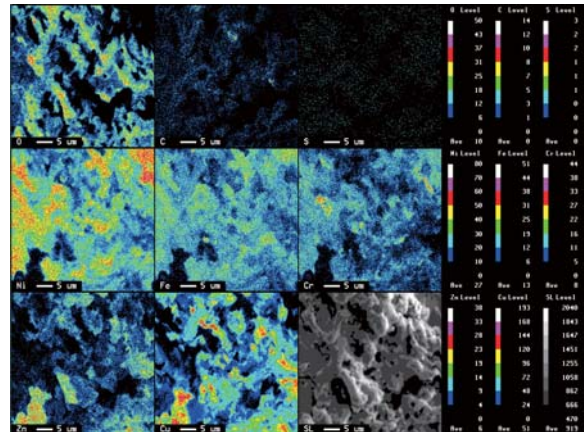


(d)OFHC

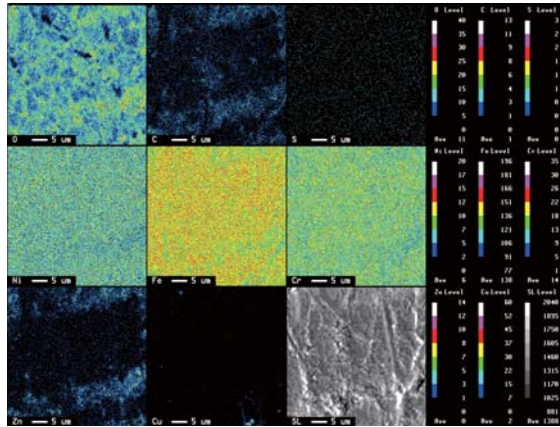
図2 昇温実験結果 (硫化水素濃度 10.7ppm)



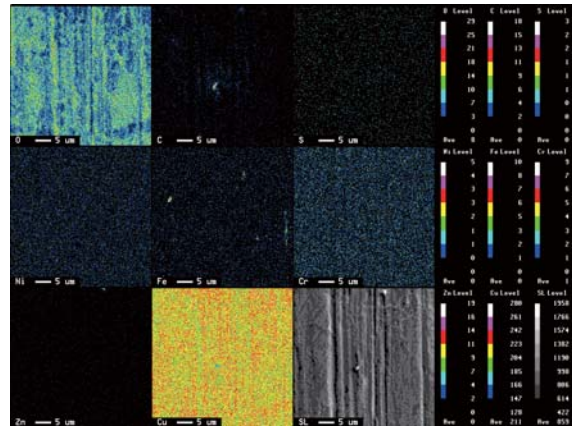
(a)SMC



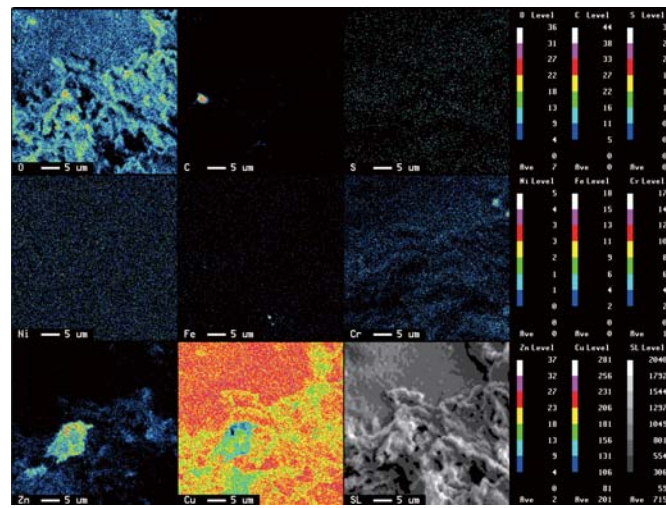
(b)Inco600



(c)SUS316



(d)OFHC



(e)OMC

図3 EPMA 分析結果 (硫化水素濃度 10.7ppm)

3.3 サルファーアタック反応機構

本研究では、実験並びに分析の結果を踏まえ、サルファーアタック反応機構について考察を行った。考察の結果、サルファーアタック反応機構は常温～900K までの硫化水素の吸着と 900K 以上での硫化水素の熱分解を発端として進むと考えられる。

3.3.1 硫化水素の吸着による反応機構

図4に硫化水素の吸着による反応機構を示す。同図より、硫化水素の吸着による反応機構は硫化水素の吸着後、水素原子が一つずつ剥がれ水素となり、銅表面に残った硫黄と銅の化学反応により硫化銅が生成されると考えられる。

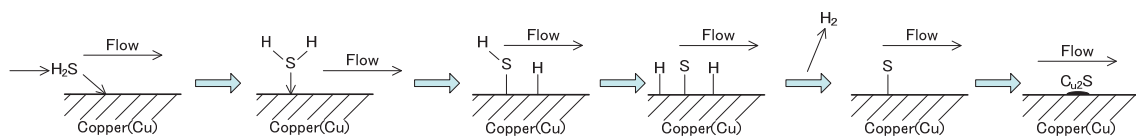


図4 硫化水素の吸着による反応機構

3.3.2 硫化水素の熱分解

900K 以上では、硫化水素は以下の(1-1)式で示す反応機構により熱分解を起こす⁽¹⁾。



ここで、硫化水素熱分解により生成された硫黄成分は、銅成分と結合し、(1-2)式のように硫化銅を生成する。



4. まとめ

本報では、LNG 環境におけるサルファーアタックに関する基礎データ取得を目的とし、LNG 環境を模擬したメタン+硫化水素混合ガスによる加熱実験、ならびに分析を実施した。取得した実験データ、分析データより金属試験片への硫化水素の吸着並びに硫化物の生成が確認され、反応機構について考察することができた。しかし金属材料の材料強度に対する影響はないことがわかった。しかし、実機環境では生成された硫化物が剥ぎ取られることもあり、本実験結果と比較して硫化水素の影響が大きくなる可能性がある。そのため、今後実験環境を模擬した動的環境（高圧、高流量）において実験を行い、サルファーアタックに関するデータを取得すると共に本実験結果との相違を検証、評価を行う予定である。

参考文献

- (1) 杉岡正敏：硫化水素の分解による水素の回収，環境触媒ハンドブック，エヌ・ティーエス出版，p952-958(2003)。

共同研究報告(株式会社 IHI)

－ 液体ロケットエンジン主燃焼室外筒の Ni 電鍍組織に関する研究

東野 和幸 (航空宇宙機システム研究センター 教育研究等支援機構 教授)

駒崎 慎一 (材料物性工学科 准教授)

○ 笹山 容資 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)

加藤 太郎 (材料物性工学専攻)

寺田 忠平 (材料物性工学科)

木元 健一 ((株)IHI 宇宙開発事業推進部)

坂口 裕之 ((株)アイ・エイチ・アイ・エアロスペース 宇宙技術部)

1. 研究概要・目的

本研究では、液体ロケットエンジン主燃焼室外筒に用いるNi電鍍材内の引張応力低減の為、電鍍材の純度向上等を目的に製造工程改善を行い、改善前後の製造工程の異なるNi電鍍電子ビーム溶接継手(改善前材と3種類の改善材)について、それらのマイクロ組織と機械的特性を調査し、改善材における溶接継手特性向上(マニホールドの溶接等を対象)の理由を明らかにすることを目的とした。機械的特性については、引張試験を室温および液体窒素温度(-196℃)にて行うとともに、スモールパンチ(SP)試験により溶接継手部における強度分布を溶融域、熱影響部、母材(健全部)にわたって調査した。また、溶接施工法の違いによる機械的特性の変化さらには溶接性向上の原因を明らかにするため、Ni電鍍の柱状晶の結晶成長方向、結晶粒径、不純物元素(硫黄)などについて詳細に調査した。

2. 試験内容と結果

2.1 概要

Ni電鍍材の引張特性の異方性を調査するために、改善前材と改善材を対象にして、EBSP(後方散乱電子回折像)による電鍍柱状晶の結晶方位解析を実施した。加えて、改善前材と改善材の溶接継手(熱影響部、健全部)より切出したTEMディスクサイズの試験片(直径3mm、板厚0.25mm)を用いてスモールパンチ(SP)試験を室温と液体窒素温度(-196℃)にて実施し、両材の継手強度分布を調査した。供試材として、4種類のNi電鍍材の電子ビーム(EB)溶接継手ブロック(改善前材, TP11(90°), TP12(0°), TP16(45°))と1種類の熱交片を用いた。改善前材は、EB溶接の際に割れが入った初期のNi電鍍の溶接継手材である。TP11(90°), TP12(0°)およびTP16(45°)は、その後の改良により溶接性を向上させたNi電鍍とIncoの溶接継手材であり、それぞれ電鍍積層面と溶接の溶融線の角度が90°, 0°, 45°となるように溶接施工している。また、比較のために別途製造した熱交換器片(Cu-Ni)使用したが、これは銅上にNiを電鍍した試料である。

2.2 EBSP分析

EBSP分析は改善材(TP12(0°))と改善前材からEBSP分析用試料を切り出し、電鍍面(電鍍

積層方向)と平行な面を分析した。分析は、Philips製XL-30SFEG，テクセムラボラトリーズ製OIMシステム (Ver.4.0) を用い，加速電圧15kV，測定エリア90×90μm，測定間隔0.3μm/ステップの条件のもと実施した。

改善前材および改善材 (TP12 (0°)) の結晶粒マップより求めた結晶粒径ヒストグラムを図 1 に示す。改善前材は直径 10μm 以下の比較的小さな結晶粒で構成されているのに対して，改善材である TP12 (0°) については，10μm 以下の小さな結晶粒に加えて，20μm 以上の比較的大きな結晶粒も多数存在している。改善前材および改善材 (TP12 (0°)) の結晶方位解析結果より TP12 (0°) は結晶が主として一方向に大きく配向し成長していることがわかった。一方，改善前材は一方向に配向している傾向も認められるものの，TP12 (0°) に比べかなりランダムであることがわかった。

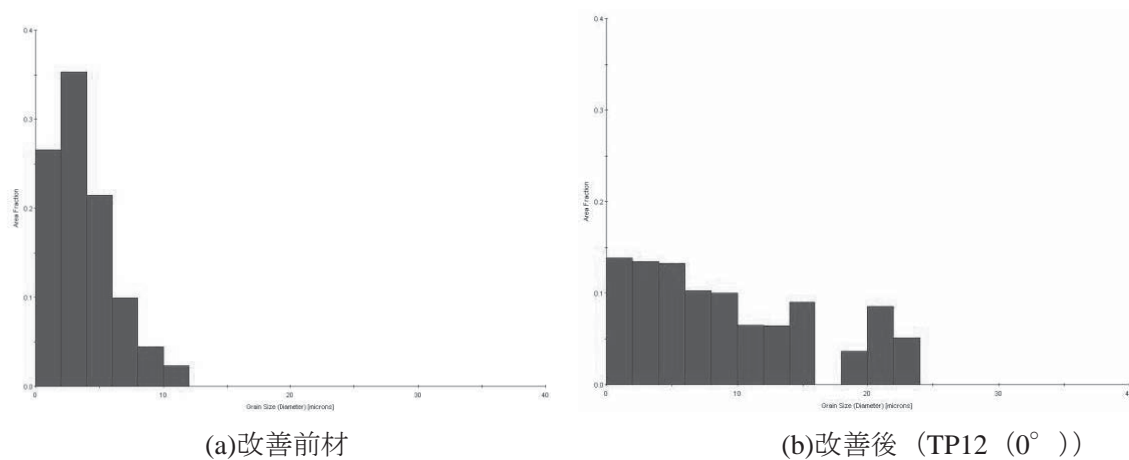


図 1 結晶粒径ヒストグラム

2.3 マイクロビッカース硬さ試験

4種類のEB溶接継手ブロック (改善前材，TP11 (90°)，TP12 (0°)，TP16 (45°)) を用いて，溶融線に対して垂直に溶融部から健全部にかけての硬さプロファイルを測定した。測定は，板厚断面に対して，マイクロビッカース硬さ試験機を用いて，荷重10N，室温にて実施した。

分析の結果，改善前材では溶融部 (130Hv程度) がもっとも軟らかく，熱影響部 (190Hv程度) でもっとも硬くなっていた。改善前材の健全部の硬さは多少バラツキが見られたが160Hv程度である。TP11 (90°) は溶融部 (190Hv程度) がもっとも硬くなっており，熱影響部では，健全部 (160Hv程度) から溶融線に向かって徐々に硬さが低下しており，もっとも低いところでは100Hv程度になっている。TP12 (0°) についても，定性的には同様な傾向が認められる。TP16 (45°) については，試料が小さかったため他の試料のような全領域のプロファイルを測定できていないが，同様の傾向が得られた。

2.4 スモールパンチ(SP)試験

SP試験は図2に示すインストロン試験機を用い，室温および液体窒素温度 (-196°C) にて実施した。試験片は上部および下部ダイスの間に固定し，4本の締め付けネジにより均一に締め付けた。

液体窒素温度下での試験ではデュア一瓶の中に液体窒素を入れ、そこに治具全体を浸すことによって試験を行った。押し込み用ボールとして直径1mmの鋼球を用い、負荷速度は2mm/minとした。試験片の変形量は荷重線上変位とし、クロスヘッドの移動距離より測定した。

分析の結果、健全部について室温と液体窒素温度での挙動を比較すると、各試料とも最大荷重（引張強度に対応）および破断変位（破断伸びに対応）がともに液体窒素温度下でのほうが大きな値となっている。破壊形態は改善前材では、溶接時もしくは電鋳時に形成されたと思われる欠陥のところに割れが発生していた。熱影響部では、図3(a)に示すように各試料とも試験片中央付近かもしくはそこからわずかに外れた箇所にてマクロな割れが発生しているのがわかる。同様な破壊形態は健全部においても観察された。一方、強度および延性ともに優れていた-196℃下の試験片では、図3(b)に示すように中心から0.3mm程度離れた相当応力あるいは相当ひずみが集中する円周に沿って割れが生じており、典型的な延性材料の破壊形態を呈していた。なお、破面は試料、試験片採取位置、試験温度にあまり依存せず粒内延性破壊を呈していた。

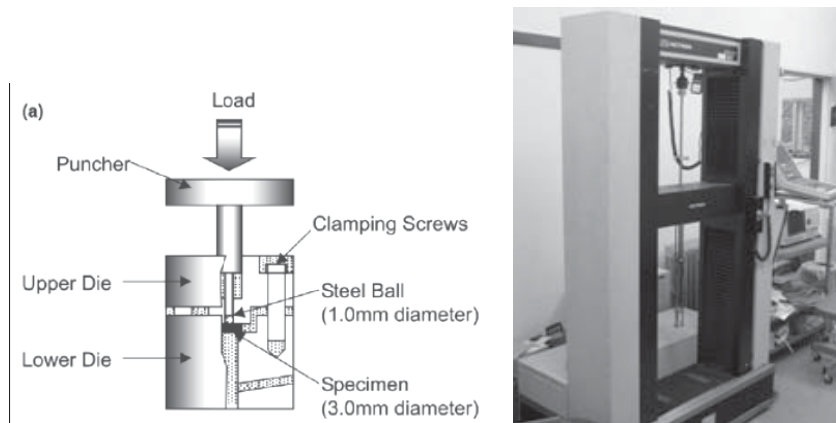
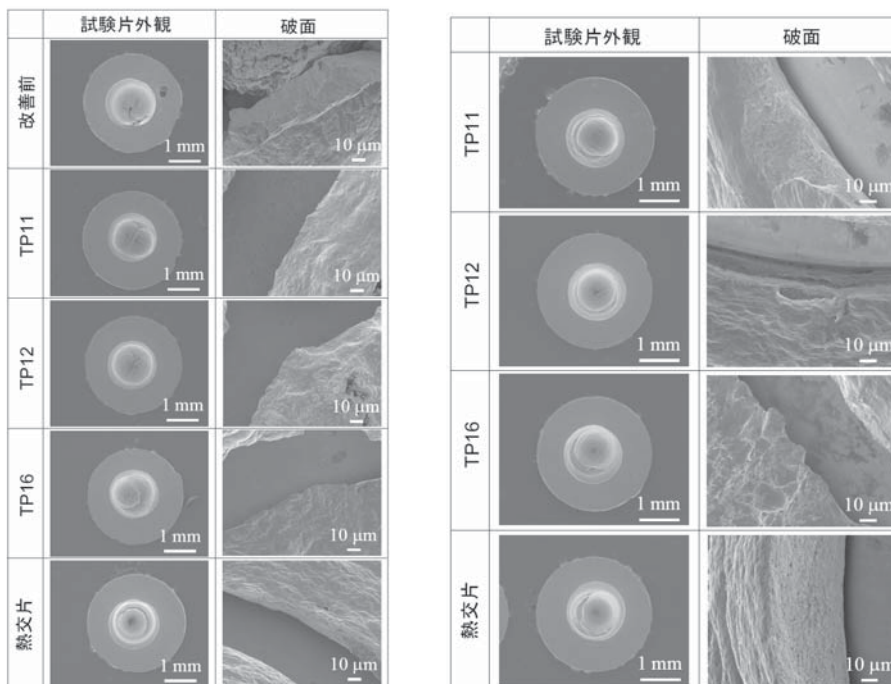


図2 インストロン試験機



(a)熱影響部

(b) -196℃下の試験片

図3 試験片概観と破面

2.5 硫黄含有量の測定

硫黄の含有量は試料を除燃剤とともに熔融しSO₂として硫黄を検出する燃焼赤外線吸収法(公称検出限界 3ppm)により測定した。測定の結果、改善後試料 TP12 (0°) では硫黄含有量は検出限界以下であるのに対し、改善前材では 260~270ppm も含まれていることがわかった。

2.6 EPMA 分析

EPMA分析はTP12 (0°) と改善前材について実施し、電鍍面(電鍍積層方向)と垂直な面を分析した。分析は熔融線近傍、熱影響部近傍、健全部の3箇所に対してそれぞれ行った。

分析の結果、TP12 (0°) では硫黄の濃化はいずれの領域においても観察されなかった。一方、改善前材の熔融線および熱影響部の近傍では硫黄のマクロ偏析が認められ、偏析箇所に沿って巨視き裂が発生していた。なお、改善前材の健全部では硫黄のマクロ偏析は観察されなかった。

3. まとめ

Ni電鍍組織の引張特性の異方性に関する実験・分析の結果、改善材(TP11 (90°), TP12 (0°), TP16 (45°))のEB溶接継手の引張強度が45°方向の引張でもっとも高くなるのは、電鍍結晶が一方方向に大きく配向し成長しているためである。今後、Ni電鍍の機械的特性を調査する際にはその異方性に十分注意する必要がある。また、硬度が比較的高かった改善前材の熱影響部はSP試験での破断変位が小さく、延性に乏しいことがわかった。

Ni電鍍材の溶接性に及ぼす不純物の影響に関する実験・分析の結果、硫黄の存在状態とそれがどのように影響するのかについてのメカニズムは未だ明確ではないが、改善前材の溶接性が劣るのは硫黄含有量が260~270ppmと極めて多いためであるということが示唆された。逆に、硫黄含有量を3ppm以下に減らすことが溶接性改善に大きく繋がることもわかった。

発表論文

国際会議発表論文

- 1) Minato, R., Ota, T., Fukutomi, K., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, and T., Kobayashi, H. ,
“Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”,
AIAA Paper 2007-5023, Joint Propulsion Conference, Cincinnati, USA, 2007.
- 2) Minato, R., Himeno, T., Kojima, T., Kobayashi, H., Taguchi, H., Tetsuya Sato, T., Arai, T., Mizobata,
K., Sugiyama, H., and Tanatsugu, N., “Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine
for Supersonic Unmanned Plane at Muroran Institute of Technology”, International Gas Turbine
Congress , Tokyo, Japan, 2007.

国内学会発表論文

- 1) 棚次亘弘, 東野和幸, 溝端一秀, 湊 亮二郎 (室蘭工大), “室蘭工大における航空宇宙機の基
盤研究 (1) その意義と構想”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌 (2007 年 10 月 29 日
～31 日).
- 2) 東野和幸, 棚次亘弘, 湊 亮二郎 (室蘭工大), “室蘭工大における航空宇宙機の基盤研究 (2)
推進系基盤技術”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌 (2007 年 10 月 29 日～31 日).
- 3) 溝端一秀, 棚次亘弘, 東野和幸, 湊 亮二郎 (室蘭工大), “室蘭工大における航空宇宙機の基
盤研究 (3) 機体系および飛行システム技術”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌 (2007
年 10 月 29 日～31 日).
- 4) 湊 亮二郎, 竹田広人, 西村宗真, 溝端一秀, 東野和幸, 棚次亘弘 (室蘭工大), 太田豊彦 (ASI
総研), “推進系基盤技術: 小型超音速機用反転軸流ファンの性能解析”, 第 51 回宇宙科学技
術連合講演会, 札幌 (2007 年 10 月 29 日～31 日).
- 5) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 丸 祐介, 笹山容資, 大塚雅也 (室蘭工大),
牧野 隆 (IHI), 坂口裕之 (IHI エアロスペース), “推進系基盤技術: LNG ロケットエンジ
ンのコーキング特性に関する基盤研究”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌 (2007 年 10
月 29 日～31 日).
- 6) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 丸 祐介, 笹山容資, 大塚雅也 (室蘭工大),
牧野 隆 (IHI), 坂口裕之 (IHI エアロスペース), “次世代型ロケット用燃料としてのメタン
の特性”, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌 (2007 年 10 月 29 日～31 日).

- 7) 溝端一秀, 東野和幸, 湊 亮二郎, 丸 祐介 (室蘭工大), 新井隆景 (阪府大): “F T Bとしての小型超音速飛行実験機の構想と亜音速飛行実証”, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原 (2008 年 1 月 28 日~29 日).

- 8) 工藤 摩耶, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, 丸 祐介, 笹山 容資, 桑田 耕明 (室蘭工大), 新井 隆景, 楠亀 拓也, 久保 良介 (阪府大), 坪井 伸幸 (JAXA/ISAS), “小型超音速飛行実験機の空力設計と空力性能評価”, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原 (2008 年 1 月 28 日~29 日).

航空宇宙機システム研究センターの支援により 2007 年度に実施した講演会およびセミナー

1. JAXA との連携大学院の客員教員による講演・セミナー

1) 題目：「極超音速推進システム特論」

内容：JAXA における極超音速機／極超音速エンジンの研究開発、
および静粛超音速研究機の研究開発

講師：田口秀之客員准教授（独立行政法人宇宙航空研究開発機構

航空プログラムグループ 超音速機チーム 研究員）

日時：7月20日（金）12:55～14:25（機械システム工学科4年次「プレゼンテーション技法」と連携）

場所：C208 講義室

2) 題目：「極超音速推進システム特論」

内容：エアブリージングブリージング推進極超音速機設計

講師：舞田正孝客員教授（独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部フェロー）

日時：10月25日（木）10:25～11:55

11月29日（木）10:25～11:55

1月17日（木）10:25～11:55

（いずれも大学院博士前期課程機械システム工学専攻「推進工学特論」（棚次教授）と連携）

場所：S201 セミナー室

2. CRD 客員教授による講演・セミナー

1) 題目：「無人航空機（Unmanned Aerial Vehicle: UAV）の研究開発について」

講師：辰己 薫 客員教授（三菱電機㈱ 鎌倉製作所）

日時：6月5日（火）8:45～10:25

（機械システム工学科4年次「航空宇宙機設計法」（溝端准教授）と連携）

場所：S201 セミナー室

2) 題目：「宇宙利用分野における熱制御技術」

講師：今井 良二 客員教授（株式会社 I H I 基盤技術研究所 熱流体研究部 課長）

日時：6月25日（月）12:55～14:25（機械システム工学科3年次「伝熱工学」（岸浪教授）と連携）

場所：A304 講義室

3) 題目：「宇宙推進系における熱問題ーロケット・人工衛星の燃料タンクの熱問題についてー」

講師：今井 良二 客員教授（株式会社 I H I 基盤技術研究所 熱流体研究部 課長）

日時：10月1日（月）16:15～17:45（CRD セミナーにて）

（機械システム工学科3年次「推進工学」（廣田講師）と連携）

場所：S201 セミナー室

- 4) 題目：「小型無人航空機の誘導制御について」
講師：辰己 薫 客員教授（三菱電機㈱ 鎌倉製作所）
日時：10月23日（火） 12時55分～14時25分
（機械システム工学科3年次「空気力学」（杉山教授）と連携）
場所：S201 セミナー室
- 5) 題目：「宇宙環境利用（微小重力）における流体物理研究の概要」
講師：今井 良二 客員教授（株式会社IHI 基盤技術研究所 熟流体研究部 課長）
日時：1月21日（月）16:15～17:45（機械システム工学科3年次「推進工学」（廣田講師）と連携）
場所：S201 セミナー室
- 6) 題目：「無人飛行機（UAV）の最新動向」
講師：辰己 薫 客員教授（三菱電機㈱ 鎌倉製作所）
日時：3月3日（火） 14時30分～16時00分
場所：S201 セミナー室

3. その他の講演会

- 1) 題目：「航空宇宙は科学技術を牽引する」（教職員対象）
講師：久保田 弘敏 先生（帝京大学理工学部教授、東京大学名誉教授）
日時：5月23日（水）16:00～17:30
場所：S301 室
- 2) 題目：「超音速航空機の環境課題」
講師：久保田 弘敏 先生（帝京大学理工学部教授、東京大学名誉教授）
日時：5月25日（金）13:00～14:30（機械システム工学科4年次「プレゼンテーション技法」と連携）
場所：S201 室
- 3) 題目：「表面張力と比重差に駆動される液体の流動予測（ロケット／人工衛星の液体推進薬管理）」
講師：姫野 武洋 講師（東京大学大学院航空宇宙工学専攻）
日時：1月24日（木） 10:25～11:55
（大学院博士前期課程機械システム工学専攻「推進工学特論」（棚次教授）と連携）
場所：S201 セミナー室

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 2007

2008 年 9 月発行

編集：国立大学法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

発行：国立大学法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

〒050-8585 室蘭市水元町 27 番 1 号

TEL/FAX: 0143-46-5316

E-mail: tana@mmm.muroran-it.ac.jp

URL: <http://www.aprec.muroran-it.ac.jp/>